

AERODYNAMIKA

autor: Ing. Vít Zárybnický
vydáno v souladu předpisy JAR
tisk: Výchovné středisko ŘLP ČR, s.p.

Tento učební text je určen pro vnitřní potřebu školy jako pomůcka pro výuku předmětu Základy letu. Pod tímto názvem je předmět, u nás běžně nazývaný Aerodynamika a mechanika letu, uveden v JAR FCL. Přejít na evropské předpisy není mnohdy jednoduchý a přináší s sebou mnohé problémy.

V tomto případě je to jednak otázka převzetí názvosloví, termínů a symboliky, ale i poněkud jiné, podle mého soudu ne příliš vhodné, filosofie výuky. Jestliže nejsou k dispozici konkrétní výukové materiály JAA, kryjící potřebu předmětu, pak pouhé uvedení požadavků na znalosti, jakési osnovy obsažené v FCL, je nedostatečné. Uvedu-li jako příklad bod požadavku 081 01 02 05 "Vztlak a sráž", lze tento problém popsat jednou větou, nebo tuto problematiku pokrýt vědeckou prací. Kde je ale ta správná míra znalostí pilota, když navíc je stejné vysvětlení nutno podat pro kvalifikaci Soukromý, obchodní i dopravní pilot? Zkušební otázky, které určují jednoznačně míru znalostí, nejsou veřejné. Přidají-li se navíc problémy i překladu požadavků (a nejednotné terminologie i v Evropě), dále problém naprosto rozdílných vstupních znalostí a stupně vzdělání účastníků kursů, je nutno tento učební text brát pouze jako pomůcka a průvodce přednášek a ne jako učebnici v pravém slova smyslu.

Ing. Vít Zárýbnický

Prohlášení o autorském právu

Tento dokument je výlučným duševním vlastnictvím
Řízení letového provozu České republiky, s.p. -Výcvikového střediska Praha
(*CENTRAL EUROPEAN AIR NAVIGATION TRAINING AND CONSULTING CENTRE TM*)
a tvoří integrální součást jeho oficiálního výcvikového programu. Může být použit pouze v jeho rámci a
jen v souvislosti s jeho schválenou výukou.

Jakékoli jiné použití tohoto dokumentu či jakékoli jeho části je možné jen na základě předchozího
písemného souhlasu.

Veškerá práva jsou vyhrazena.

Budete-li potřebovat jakékoli další informace, prosím, spojte se s
vedoucím Výcvikového střediska Praha
Řízení letového provozu České republiky, s.p.
panem Petrem Fajtlem
K Letišti 1040/10 P.O.Box 41
160 08 Praha 6
tel: 3037 2165
fax: 2037 2320
e-mail: tcprague@ans.cz

Obsah:

Úvod	I-IV
1. Aerodynamika podzvukových rychlostí	1-60
2. Vznik tahu	61-80
3. Souřadnicové soustavy	81-82
4. Výkony v ustálených přímočarých letech	83-101
5. Zatáčka	102-110
6. Aerodynamika vysokých rychlostí	111-126
7. Podélná stabilita a říditelnost	127-151
8. Stranová stabilita a říditelnost	152-169
9. Omezení letounu	170-198
Literatura	199

1. Aerodynamika podzvukových rychlostí

(081 01 00 00)

1.1. Základy, zákony a definice

(081 01 01 01) ACP

1.1.1. Úvod

Učební text je rozčleněn tak, že v samostatných dílech zahrnuje okruhy aerodynamiky a mechaniky letu. Úvodní část tvoří aerodynamika podzvukových rychlostí, doplněná o aerodynamiku okolozvukových a nadzvukových rychlostí. Mechanika letu zahrnuje problematiku letových výkonů a letových vlastností, rozšířenou o zvláštnosti vznikající při letech vysokými rychlostmi.

Aerodynamika zkoumá působení vzduchu na pohybující se tělesa, v našem případě na letouny. Jejím významem je v pochopení vzniku aerodynamických sil a momentů, působících za letu na letoun. Mechanika letu na základě působení těchto sil a momentů spolu s dalšími (např. tíhová síla, tah atd.) zjišťuje, po jaké dráze, jakou rychlostí a za jakých dalších podmínek, zejména z hlediska stability a řízení letounu, se bude letoun pohybovat.

Mechanika letu se dále dělí na letové výkony a letové vlastnosti. Letové výkony jsou udávány v měřitelných hodnotách, jako např. délka vzletu, minimální rychlost, poloměr zatáčky atd., pohyb letadla je řešen jako pohyb celku. Rovnováha za letu, účinky kormidel, ovládání kormidel podobné charakteristiky jsou popisovány letovými vlastnostmi. Jsou vyhovující, jde-li letoun řídit ve všech režimech letu s přiměřenou tělesnou a duševní námahou.

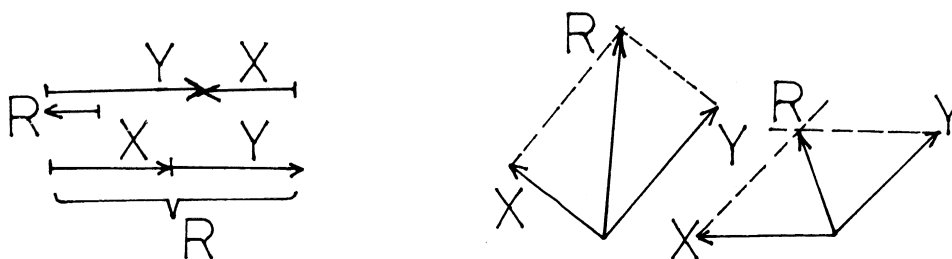
1.1.2. Používané fyzikální veličiny a jednotky

Fyzikální veličiny lze rozdělit podle toho, jak je lze vyjádřit, na skalární a vektorové. Skalární veličina se vyjadřuje číselnou hodnotou a její měřicí jednotkou, jako příklad je možno uvést třeba teplotu. Vyjádříme ji číselnou hodnotou, např. 22 a její měřicí jednotkou, stupni Celsia. Tím je tato informace zcela vyčerpávající.

Naproti tomu jsou fyzikální veličiny, kde takový popis nestačí. Zřejmé je to např. u rychlosti, kde informace 22 m/s nestačí, neboť nevíme, zda se jedná o pohyb vzhůru nebo dolů, dopředu nebo dozadu či zcela jiným směrem. Takovou to veličinu (vektorovou, nebo jinak řečeno orientovanou) musíme popsat velikostí (22 m/s), směrem (kolmo na zemský povrch), a smyslem, tj. zda se jedná o pohyb dolů nebo vzhůru. Zjednodušeně se dá říct, že zatímco k vyjádření skalární veličiny stačí číslo a jednotka, pak pro vektorovou je nutné nakreslit v nějakém měřítku šipku.

Výše uvedené členění jednotek má hlavní význam při operacích s nimi, a to i při sčítání a odečítání. Např. mám-li v tašce o hmotnosti 2 kg předmět o hmotnosti 10 kg, je celková hmotnost tašky 12 kg. Působí-li ale na těleso jedna síla 2 N a druhá 10 N, pak o celkové síle nelze říct nic. Nejjednodušší je v tomto případě složit tyto dvě síly graficky. Pro různé možnosti je to ukázáno na obr. 081-01.

X...první složka, **Y**.....druhá složka, **R**...výsledná síla



Obr.081-01. Skládání sil

Používané jednotky by měly vycházet z Mezinárodní soustavy jednotek, označované SI. Vzhledem k historickým okolnostem se používá v leteckví řada jednotek dalších, odvozených od jednotek SI nebo i jiných. Jejich informativní přehled včetně přepočtu je uveden v tabulce.

Koeficienty převodu jednotek					
J E D N O T K Y	Rychlosti	km/h - knots	0,5396	knots -km/h	1,8532
		m/s - ft/min	196,8000	ft/min -m/s	0,0051
		m/s - knots	1,9426	knots -m/s	0,5148
		m/min - ft/min	3,2810	ft/min -m/min	0,3048
	Tlaky	kPa - p.s.i	0,1450	p.s.i -kPa	6,8966
		kPa - inch.Hg	0,2953	inch.Hg-kPa	3,3864
	Hmotnosti	kg - lb	2,2046	lb -kg	0,4536
	Statické momenty	kgm - lbft	7,2333	lbft -kgm	0,1382
Výkony	kW - HP	1,3410	HP -kW	0,7457	
Teploty	°C - °F	$(9/5 \times ^\circ\text{C}) + 32$	°F -°C	$(^\circ\text{F} - 32) \times 5/9$	

1.1.3. Newtonovy zákony

(081 01 01 01) ACP

Základními zákony mechaniky tuhých těles jsou 3 Newtonovy zákony (tzv. pohybové zákony). Představíme-li si, že stojíme např. ve vagónu, který stojí nebo jede rovnoměrným přímočarým pohybem, tj. po přímkové trati stálou rychlostí, nepůsobí na nás žádná síla, můžeme v něm např. volně chodit. Jestliže ale vagón začne brzdit nebo zatáčet, začneme se v něm pohybovat, a to ve směru působící síly. Toto je obsahem **1. Newtonova zákona**, tzv. zákon setrvačnosti, který udává, že *“těleso setrvává v klidu nebo v rovnoměrném přímočarém pohybu, pokud není přinuceno vnějšími silami tento stav změnit”*. Je nutné si uvědomit, že když letadlo letí rovným letem (myšleno po přímkové dráze, třeba i skloněné k zemi, tj. klouzavým letem atd.) a rychlost letu je konstantní, pak součet všech sil působících na letadlo (např. aerodynamických, tahu pohonných jednotek a tíhové) je roven nule.

Každé těleso, které se pohybuje nějakou rychlostí, má určitou hybnost, danou součinem hmotnosti a rychlosti. Jelikož rychlost je orientovaná veličina, je i hybnost určena velikostí, směrem a smyslem. Jestliže se má hybnost tělesa změnit, musí na něj po určitou dobu působit nějaká vnější síla. Čím je změna hybnosti rychlejší, tím větší musí být působící síla, což podává **2. Newtonův zákon** tzv. zákon síly následovně: *“Časová změna hybnosti je přímo úměrná působící síle”*. Působící síla F udělí tělesu (hmotnému bodu) zrychlení a , přičemž platí:

$$F = m \cdot a$$

a působící síla a udělené zrychlení mají stejný směr.

Třetí Newtonův zákon uvádí, že *“dvě tělesa na sebe navzájem působí silami stejně velkými, opačně orientovanými,”* neboli proti akci působí vždy reakce. Obě síly současně vznikají i zanikají. Příkladem tohoto zákona v praxi je reaktivní pohon.

1.1.4. Mezinárodní standardní atmosféra

Atmosféra je vrstva vzduchu obklopujícího zemskou kůli. Její stav bezprostředně ovlivňuje lety letadel. Atmosféra je složena ze směsi plynů, a to 78 % dusíku, 21 % kyslíku a zbylé 1% tvoří vzácné plyny, kyslíčnický uhlíčitý a vodní pára. Atmosféra se podle svých fyzikálních vlastností dělí na několik hlavních vrstev, z nichž pro letectví má význam nejnižší z nich tzv. troposféra.

Troposféra v průměru sahá od zemského povrchu do výšky 11 km. Vlivem odstředivé síly je na rovníku silnější (asi 17 km) a na pólech slabší (7km). Odehrává se v ní většina změn teploty, tlaku a hustoty a dalších jevů, charakterizovaných jako počasí. Protože tyto nestálé podmínky by neumožňovaly přebírat letová ověření letadel a porovnávat přímo jejich výkony, byl stanoven model atmosféry, nazvaný Mezinárodní standardní atmosféra. Jeho účelem je stanovit průběhy tlaku, teploty a hustoty v závislosti na výšce, přičemž vychází z následujících předpokladů:

a. Vzduch je ideální plyn, jenž je charakterizován t.z.v. Stavovou rovnicí:

$$p = \rho T R, \text{ kde}$$

p je atmosférický tlak stanovený jako tíha sloupce vzduchu o určité výšce na jednotku plochy, a to podle hydrostatického zákona. Na hladině moře je tedy atmosférický tlak dán tíhou sloupce vzduchu od vrchní hranice atmosféry až po hladinu moře, zatímco na letišti ležícím např. ve výšce 1500 m nad mořem od vrchní hranice atmosféry jen po výšku polohy letiště, je tedy nižší. Tlak vzduchu je vyjadřován běžně v jednotkách hPa, dříve mb, které si hodnotou odpovídají. Hodnota tlaku v hectoPascálech (hPa) je určena silou v Newtonech (N) působící na plochu na 1 dm². Dalšími používanými jednotkami jsou mm, resp. palce (inch) rtuti.

r je hustota vzduchu, která udává hmotnost vzduchu v jednotkovém objemu. Proto je hustota udávána v kg/m³.

T je teplota, udávaná v Kelvinech (K) a mluvíme potom o tzv. absolutní teplotě. Obvykle se teplota vyjadřuje ve stupních Celsia (°C), přičemž 1 °C a 1 K mají stejnou velikost a platí, že 0 °C = 273,15 K.

R je specifická plynová pro vzduch konstanta, hodnota které činí 287 J/kg K.

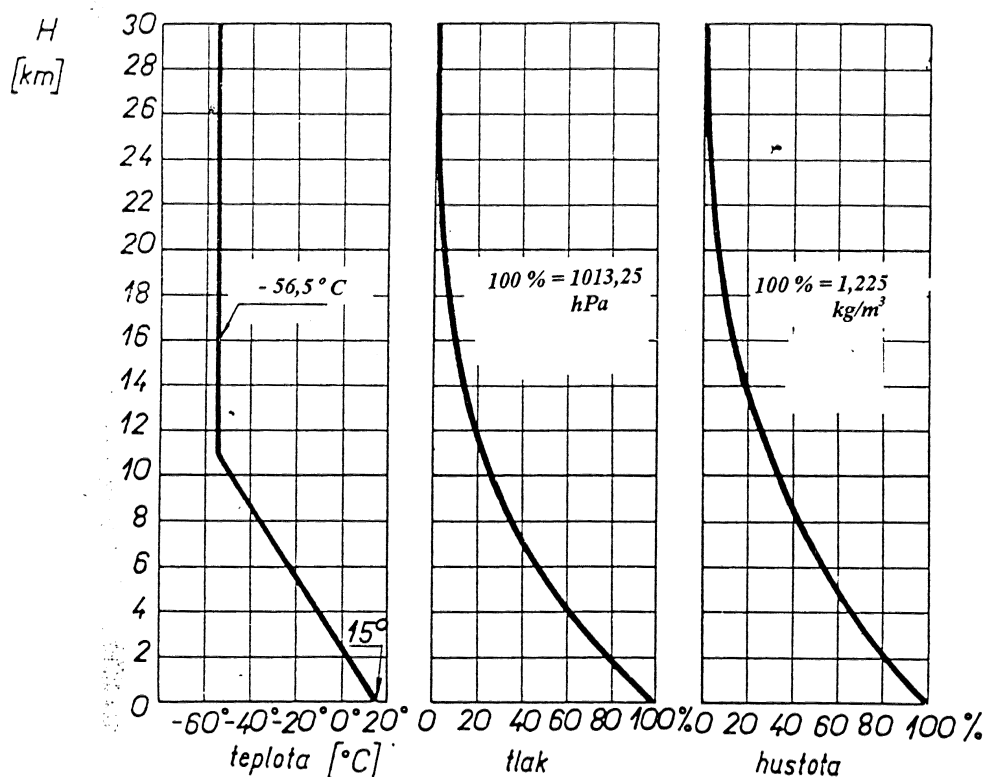
b. Průběh teploty s výškou má přímkový průběh takový, že teplota pravidelně klesá na každých 100 m výšky o 0,65 °C.

c. Jsou určeny výchozí hodnoty na hladině moře, které jsou :

tíhové zrychlení	$g_0 = 9,80665 \text{ m/s}^2$
teplota	$t_0 = 15 \text{ °C}$, tj. 288,15 K
tlak	$p_0 = 1013,25 \text{ hPa} = 1,013,25 \cdot 10^5 \text{ Pa}$,
dříve také používané	760 mm Hg = 29,92 inch Hg
hustota	$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$

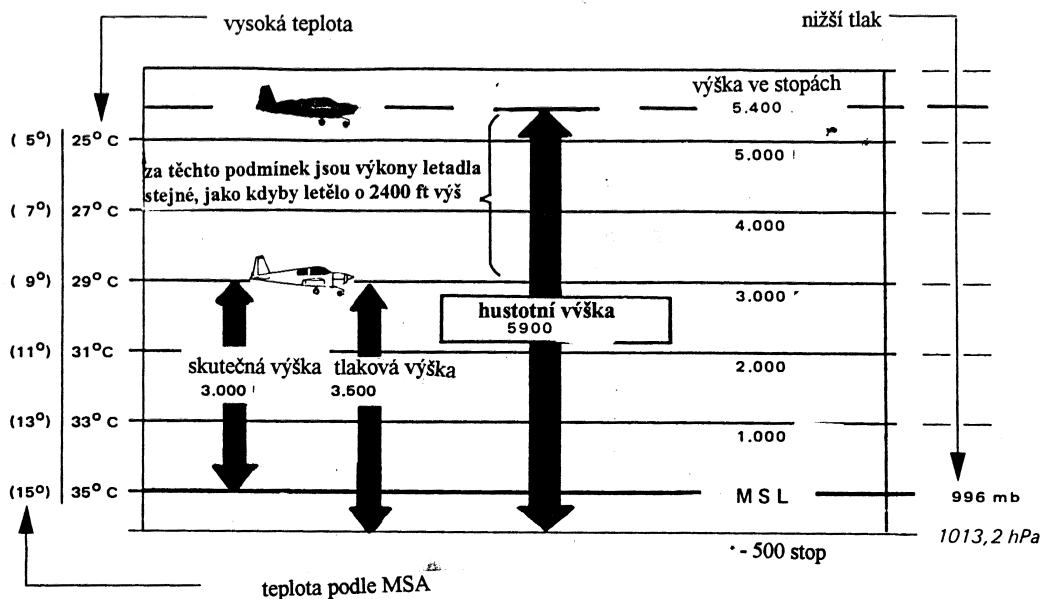
d. Pro přesnější výpočty je zaveden pojem t.z.v. "geopotenciální výšky" H . Důvodem proto je, že tíhové zrychlení g není konstanta, ale klesá podle Gravitačního zákona s rostoucí vzdáleností od Země. Představa je taková, že chceme-li zvednout do nějaké geometrické výšky h ve skutečném gravitačním poli Země těleso, musíme vykonat proti působení gravitačního pole jistou práci. Kdybychom zvedali stejné těleso v myšleném gravitačním poli o stálé hodnotě tíhového zrychlení a ke zdvihnutí tělesa bychom vynaložili stejně velkou práci, těleso by potom bylo v určité výšce H , odlišné od geometrické. Tato výška, vždy menší než geometrická, je nazývána geopotenciální. Rozdíl je však velmi malý, zvětšuje se s rostoucí výškou. Např. ve výšce 12 000 m je geopotenciální výška o 22 m menší.

Při uvažování výše uvedených předpokladů (a. – d.) je možné pak zjistit průběhy hustoty a tlaku s výškou tak, jak jsou uvedeny na obr. 081-02.



Obr.081 – 02 : Průběh teploty, tlaku a hustoty s výškou podle MSA

Jak výkon pohonných jednotek, tak i velikost dynamického tlaku ($\frac{1}{2} \rho v^2$), jsou závislé na hustotě vzduchu. Když letoun letí nebo třeba vzlétá v podmínkách, kdy je teplota vyšší a tlak nižší, než odpovídá podmínkám MSA pro danou výšku, potom jsou jeho výkony zhoršeny. Zavádí se pojem tlaková a hustotní výška, což je výška, ve které je tlak a hustota je právě odpovídající MSA. Příklad vlivu teploty a tlaku je ukázán na obr. 081 – 03.



Obr. 81 – 03 : Příklad vliv tlaku a teploty na výkony letounu

1.1.5. Rychlosti letu

(081 01 01 01) ACP

Barometrické ukazatele rychlosti nejsou založeny na přímém snímání rychlosti letu, ale na měření rozdílu celkového a statického tlaku (*statický, celkový a dynamický tlak je popsán v kapitole 081 01 01 02*). Proto je tato hodnota jednak ovlivněna hustotou a teplotou vzduchu, ale i změnami, které jsou způsobeny obtékáním vzduchu kolem snímače tlaků. Aby se tyto vlivy vyloučily, jsou zavedeny tři opravy rychloměrného systému a v důsledku toho je běžně rozeznáváno několik charakteristických rychlostí letu.

Každý přístroj má svou vlastní chybu, která je nazývána přístrojovou chybou. Další chybou je t.z.v. polohová chyba, způsobená změnami tlaku a teploty proudu vzduchu, který obtéká kolem snímače celkového a statického tlaku. Polohová chyba převádí tedy snímané hodnoty tlaku na hodnoty, které odpovídají nerozrušenému proudu vzduchu, nabíhajícímu na letoun. Poslední chybou je chyba, která zahrnuje vliv adiabatické stlačitelnosti vzduchu při jeho zbrzdění v předním otvoru Pitotovy sondy. Tento jev vždy zvětšuje hodnoty rychlosti a její velikost se zvětšuje s rostoucí rychlostí a výškou letu.

ICAO rozeznává následující rychlosti letu :

a.IAS (indikovaná rychlost letu), je rychlost letounu, kterou udává jeho ukazatel pitot-statické rychloměrné soustavy, jehož stupnice je opravena tak, že zahrnuje vliv adiabatické stlačitelnosti proudění v nulové výšce MSA. Je ale neopravená o chyby rychloměrného systému.

b.CAS (kalibrovaná rychlost letu), je indikovaná rychlost letounu, opravená o polohovou a přístrojovou chybu. CAS je rovna TAS v nulové výšce MSA.

c.EAS (ekvivalentní rychlost letu), je CAS, opravená o vliv adiabatické stlačitelnosti proudění v příslušné výšce letu. EAS je rovna CAS v nulové výšce letu.

d.TAS (skutečná rychlost letu), znamená rychlost letounu vzhledem k nerozrušenému vzduchu. TAS je rovna EAS, násobené poměrem :

$$\left(r_0 / r \right)^{1/2}$$

kde r_0 je hustota vzduchu v nulové výšce,
 r je hustota vzduchu v příslušné výšce.

Skutečná rychlost letu (TAS) je oproti ekvivalentní korigovaná na hustotu, a to v souvislosti s jejími změnami podle MSA. Jestliže letoun létá v podmínkách, kdy se výše uvedená korekce na hustotu projevuje výrazněji, potom se používá dvouručičkového rychloměru, kdy tenká ručička indikuje TAS a silná IAS. Pro názornější představení uvedeme následující příklad.

Letoun letí ve výšce 10 000 m a jeho rychlost IAS je 500 km/h. Jaká bude skutečná rychlost letu, resp. Machovo číslo letu? Z příslušných tabulek a nomogramů je oprava na stlačitelnost 23 km/h a polohová a přístrojová chyba je 10 km/h.

$$\begin{aligned} \text{Protože platí : } \text{IAS} &= \text{EAS} + \text{polohová chyba} + \text{přístrojová chyba} + \text{vliv ad. stlačitelnosti} = \\ &= \text{CAS} + \text{polohová chyba} + \text{přístrojová chyba} , \text{ potom} \\ \text{CAS} &= 510 - 10 = 490 \text{ km/h} \\ \text{EAS} &= 490 - 23 = 467 \text{ km/h} \\ \text{TAS} &= 467 \cdot (\rho_0 / \rho)^{1/2} = / \text{ za použití tabulek MSA } / = 467 \cdot 0,337^{1/2} = \\ &= \mathbf{810 \text{ km/h}} \end{aligned}$$

Protože Machovo číslo letu M je dáno jako poměr rychlosti TAS a rychlosti zvuku v příslušné výšce a protože rychlost zvuku ve výšce 10 000 m lze určit v m/s jako : 340 - 10 000/250, dostáváme

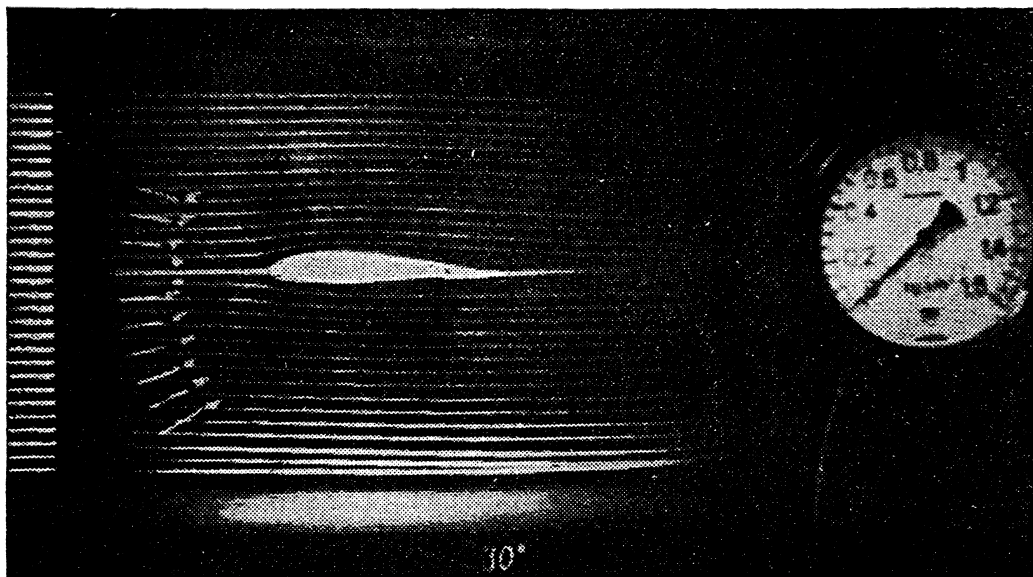
$$M = 810 / 1080 = \mathbf{0,75}$$

Pozn. : Definice a vysvětlení M a rychlosti zvuku je v kapitole 081 02 01 00.

1.1.6. Základy proudění vzduchu

(081 01 01 02) ACP

Budeme-li sledovat např. v kouřovém tunelu (zařízení, ve kterém je stříkáno do proudu barvivo nebo kouř), obraz proud okolo profilu, potom uvidíme dráhy jednotlivých zviditelněných částic. Tyto dráhy nazveme **proudnicemi**. Oblast mezi dvěma proudnicemi je nazývána proudovou trubicí. V této myšlené trubici se vzduch chová, jako by protékal trubici s pevnými stěnami. Při této představě je pak možné, aby na popis proudu byly aplikovány zákony o proudění, jako zákon spojitosti a Bernoulliho (obr. 081-04).

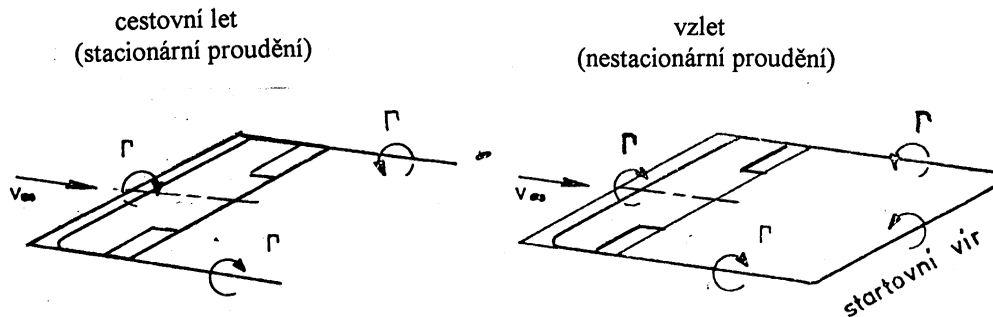


Obr. 081 – 03 : Zviditelnění proudu kolem obtékaného profilu

Proudění okolo letadla je prostorové, třírozměrné. Pro některé úvahy je možné vystačit s popisem proudění v rovině, takové se potom nazývá dvourozměrné. Příkladem může být obtékání profilu.

Výše uvedená představa proudnice jako dráhy částice selhává v případě, když není proudění ustálené v čase, t.z.v. **stacionární**. Obecně je proudnice čára, ke které má v každém jejím bodě rychlost proudu směr tečny. Stacionární proudění kolem letounu nastává, když je rychlost letu konstantní, nebo její změny nejsou náhlé. **Nestacionární** proudění, např. při prudkém přitažení řídicí páky, se vyznačuje tím, že max. součinitel vzlaku dosáhne výrazně vyšších hodnot, než odpovídá průběhu vztakové čáry, zjištěné měřením v aerodynamickém tunelu. To je vysvětlováno tím, že při prudké změně úhlu náběhu nastane následkem setrvačnosti obtékání profilu jisté opoždění v odtržení proudění na sací (horní) straně profilu. Empiricky se udává, že max. součinitel vzlaku je v nestacionárním případě až o 1/3 vyšší.

Jiným způsobem je možné také charakterizovat rozdíl mezi stacionárním a nestacionárním prouděním při použití vírové teorie křídla. Tato teorie popisuje vznik vztaku na křídle tak, jako by křídlo bylo nahrazeno vírovým vláknem o konstantní intenzitě, umístěným na křídle. Vírové vlákno sbíhá na obou koncích křídla dozadu a při stacionárním proudění se uzavírá v nekonečno. Vytváří tedy jakýsi tvar "U", proto bývá nazýváno "podkovovitým vírem". Při nestacionárním proudění se vírové vlákno uzavírá v určité vzdálenosti za křídlem (např. při vzletu a zadní větev se pak nazývá "startovní vír").

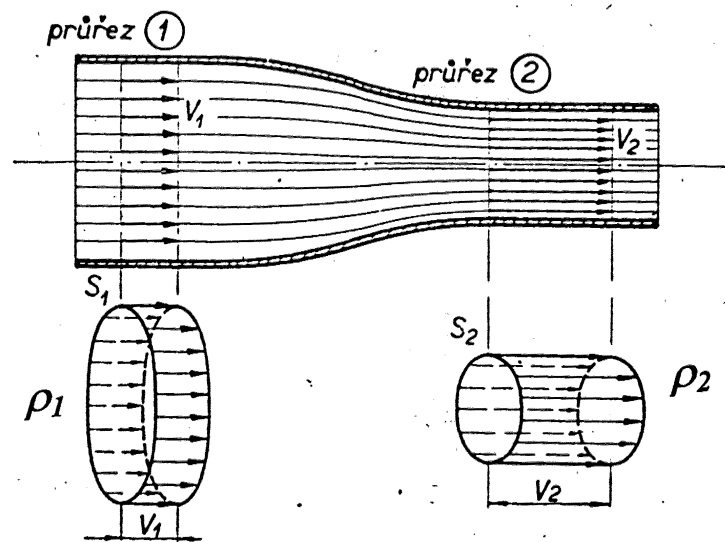


Obr 081-05 : Stacionární a nestacionární proudění

1.1.7. Zákon spojitosti proudění

(081 01 01 01) ACP

Obecně platný fyzikální zákon o zachování hmoty v proudění tekutin a plynů vyjadřuje **Zákon spojitosti**, někdy též nazývaný **Rovnicí kontinuity**. Do trubice o proměnném průřezu ustáleně proudí vzduch. Za jednotku času proteče vstupním průřezem množství vzduchu o hmotnosti, která závisí na hustotě vzduchu v tomto průřezu : $\rho_1 S_1 v_1$. Výstupním průřezem vyteče za jednotku času hmotnost vzduchu : $\rho_2 S_2 v_2$. Viz obr. 081-06.



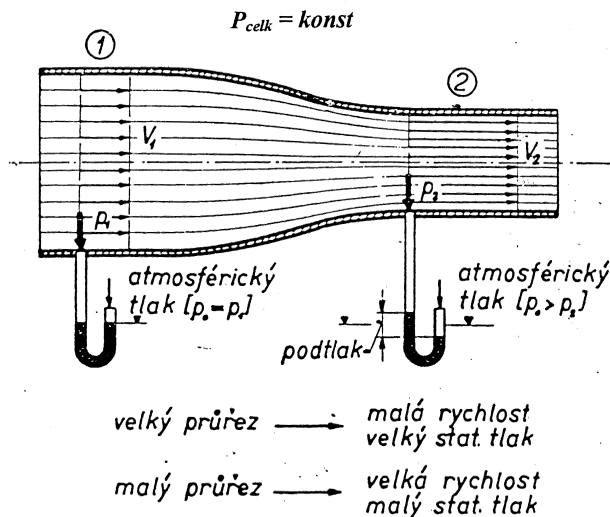
Obr. 081-06 : Proudění vzduchu v trubici proměnného průřezu

Vzhledem k tomu, že stěny trubice jsou neprostupné, (např. proudová trubice při stacionárním proudění), musí za každou jednotku času protéci každým průřezem trubice stejná hmotnost vzduchu. Hmotnostní tok, tvořený součinem hustoty, plochy a rychlosti proudění v určitém průřezu, je tedy konstantní. Připustíme-li, že se jedná o nestlačitelné proudění, je hustota všude stálá a zákon se zjednodušuje na formu : zvětší-li se v nějakém místě průřez trubice, rychlost proudu klesne a naopak.

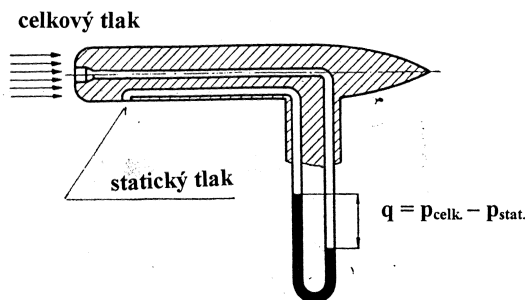
1.1.8. Bernoulliho rovnice*(081 01 01 01) ACP*

Rovnice spojitosti je možné použít k určení změny rychlosti proudu v trubici proměnného průřezu. Pomocí Bernoulliho rovnice je možné stanovit změny tlaku v proudu.

Zákon zachování mechanické energie říká, že součet polohové a pohybové energie je stálý. Bernoulliho rovnice je vyjádřením tohoto zákona pro pohyb kapalin a plynů. Polohovou energii při proudění ve vodorovné trubici proměnného průřezu nahrazuje energie tlaková. Její mírou je statický tlak p , který se projevuje tlakem na stěny trubice. Mírou pohybové energie je dynamický tlak q , jeho velikost závisí na hustotě proudícího vzduchu a čtverci rychlosti proudu. Obdobně jako mechanice těles platí, že součet statického a dynamického tlaku je stálý a nazývá se celkový tlak. Zvětší-li se rychlost proudu v trubici, statický tlak v daném místě klesne a naopak. Viz obr. 081-07.

**Obr. 081-07 : Tlak a rychlost při proudění v trubici proměnného průřezu**

Jako ukázka statického, dynamického a celkového tlaku může sloužit Pitot-statická (Prandtlůva) trubice (obr. 081-08), která se používá při měření rychlosti letu. Snímaný statický tlak je kromě toho využíván i pro stanovení výšky letu výškoměrem a měření vertikální rychlosti variometrem.

**Obr. 081-08 : Pitot-statická sonda**

Pro závěrečné shrnutí lze říci, že při zúžení průřezu trubice se zvýší rychlost proudu a klesne statický tlak (a naopak).

1.1.9. Viskozita (vazkost)**(081 01 01 01) ACP**

Mezi částicemi vzduchu, které podél sebe proudí různými rychlostmi, vzniká třecí (smyková) síla. Tato vlastnost (charakteristická pro všechny tekutiny), se nazývá vazkost. Smykové napětí mezi dvěma rovnoběžnými vrstvami proudícího vzduchu je úměrné příčnému rychlostnímu gradientu. Konstanta úměrnosti se nazývá dynamická viskozita a je mírou vazkosti vzduchu (nebo konkrétní tekutiny). Běžně se označuje μ , její rozměr je [Newton . sekunda . metr⁻²]. Se vzrůstající teplotou dynamická viskozita u plynů (a tedy i vzduchu) roste, u kapalin klesá. Vysvětlením je to, že při vyšší teplotě plynu se zvětšuje střední rychlost molekul a tím jsou častější srážky mezi nimi, zatímco u kapalin se uvolňují vazebné síly mezi molekulami. Někdy bývá vazkost vyjadřována kinematickou viskozitou ν , což je poměr dynamické vazkosti μ a hustoty.

1.2. Vznik aerodynamických sil

(081 01 01 03) ACP

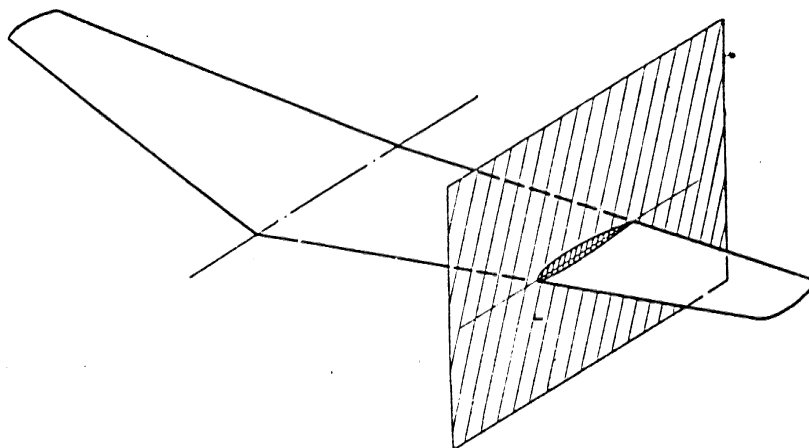
Každé těleso, které se pohybuje v určitém prostředí, je vystaveno působení sil, vznikajících při jeho pohybu. Velikost a směr vznikajících sil nezávisí na tom, zda se pohybuje určitou rychlostí těleso v klidném prostředí, nebo zda těleso stojí a pohybuje se prostředí. V aerodynamických tunelech model letadla stojí, proti němu zvolenou rychlostí proudí vzduch, ale síly vznikající na letadle jsou stejné, jako když letadlo letí touto rychlostí. Mnohdy budeme dále vycházet právě této z představy stojícího tělesa, obtékaného proudem vzduchu.

Nejvýznamnější část aerodynamických sil na letounu vzniká na křídle a ocasních plochách. Proto je před jejich vysvětlením nutné definovat geometrické charakteristiky křídla.

1.2.1. Geometrické charakteristiky profilu

(081 01 01 04) ACP

Řez křídlem rovinou kolmou na příčnou osu letounu nazýváme profil (obr. 081-09).



Obr. 081-09 : Profil křídla

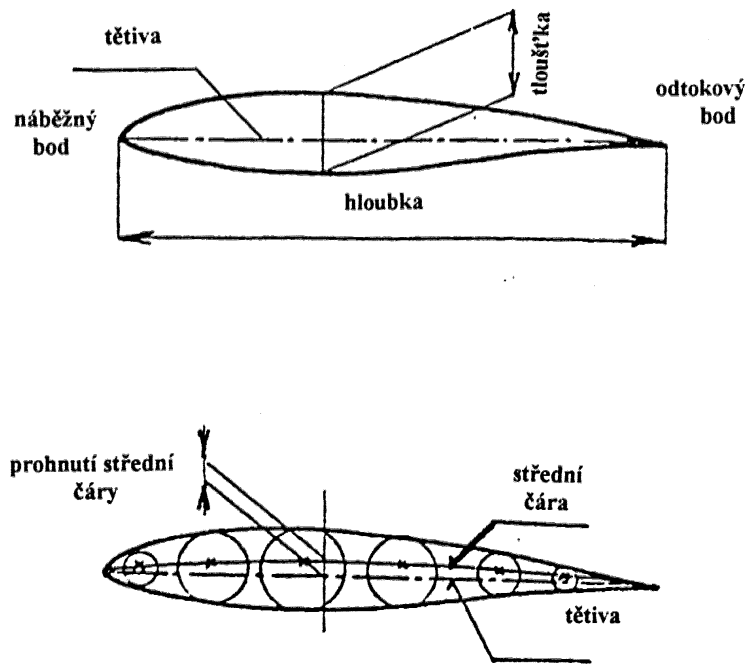
Dostaneme tak charakteristický tvar, uvedený na obr. 081-10. Na něm jsou nakresleny jeho základní geometrické charakteristiky. Patří mezi ně :

a. tětiva profilu: spojnice náběžného a odtokového bodu. Její délka se nazývá hloubka profilu, označuje se b a k její hodnotě jsou v % vztaženy ostatní geometrické charakteristiky.

b. střední čára: je spojnice středů myšlených vepsaných kružnic do profilu. Charakterizuje prohnutí profilu. V určité hloubce (měřeno od náběžného bodu) se nachází max. prohnutí. Největší běžně používané prohnutí bývá 6% hloubky, zatímco symetrický profil má nulové.

c. tloušťka je vzdálenost mezi horní (sací) a dolní (tlakovou) stranou profilu, měřená kolmo na tětivu. U letounů létajících rychlostmi takovými, že nehrozí vznik vlnové krize jsou běžně používané tloušťky profilu mezi 8 až 20 % hloubky.

d. dalšími charakteristickými rozměry jsou poloměr náběžné hrany a úhel odtokové hrany.

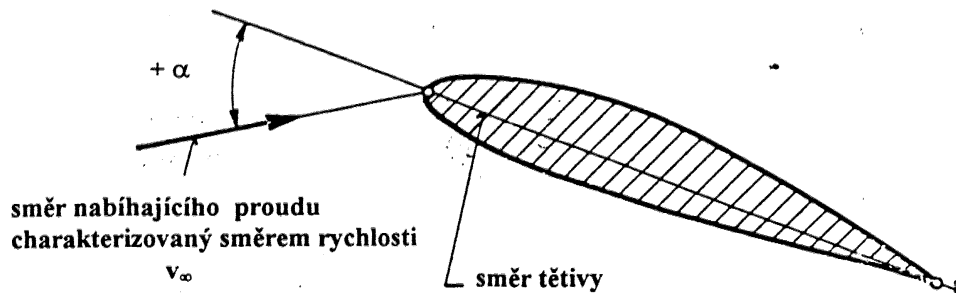


Obr. 081-10 : Geometrické charakteristiky profilu

1.2.2. Úhel náběhu a úhel nastavení křídla

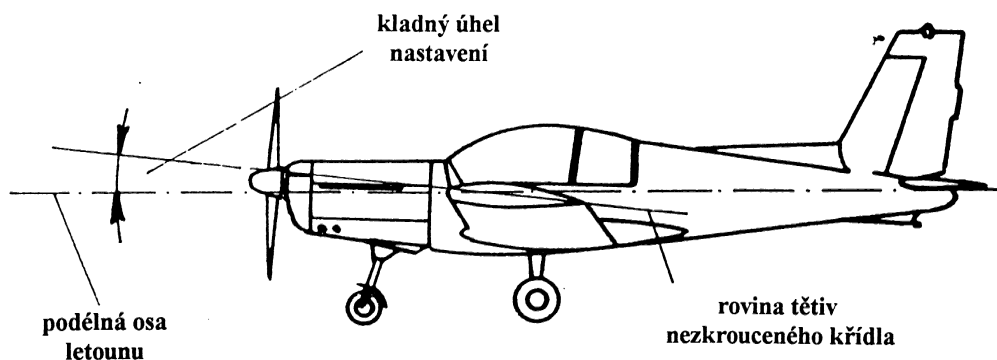
(081 01 01 04) ACP

Jedním z nejdůležitějších faktorů, které určují velikost aerodynamických sil je tzv. **úhel náběhu**, běžně označovaný α . Je to úhel, který popisuje polohu profilu (nebo křídla) vůči rychlosti letu. V případě představy nabíhajícího proudu na stojící profil je definován jako orientovaný úhel mezi směrem nabíhajícího nerušeného proudu vzduchu (tj. proudu dostatečně vzdáleným od profilu, kde již není ovlivněn změnami vyvolanými obtékáním profilu) a tětivou profilu (obr. 081-11).



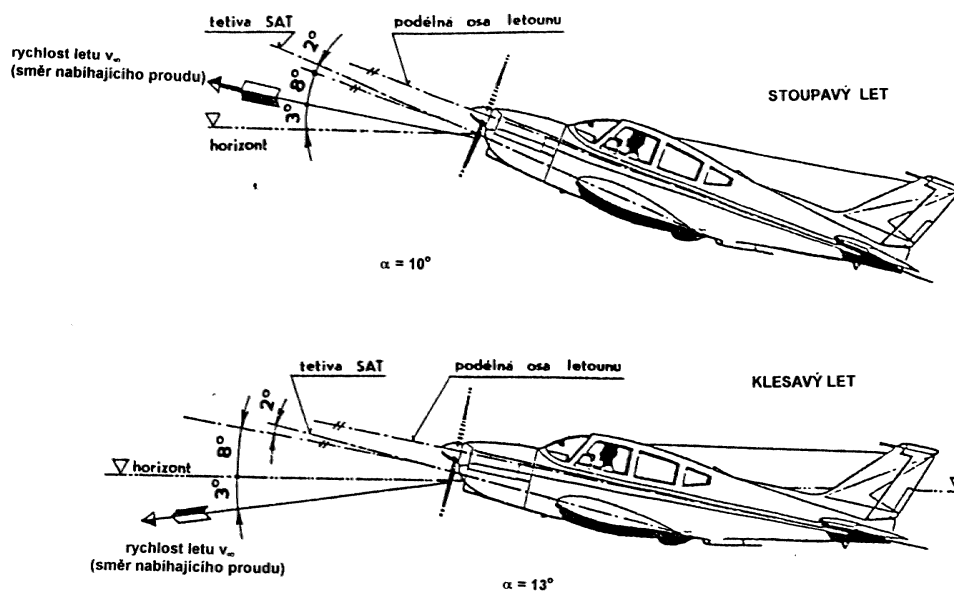
Obr. 081-11 : Úhel náběhu

Obvykle není rovina tětív křídla rovnoběžná s podélnou osou letounu, proto je zaveden tzv. **úhel nastavení**, což je úhel mezi podélnou osou letounu a směrem tětivy (obr. 081-12). Jako charakteristická bývá uvedena buď tětíva kořenového profilu, nebo profilu střední aerodynamické tětivy (SAT).



Obr. 081-12 : Úhel nastavení křídla

Pro ozřejnění pojmu úhlu náběhu, jehož pochopení je zcela nezbytné pro další výklad jsou na obr. 081-13 ukázány případy letounu v klesavém a stoupavém letu.



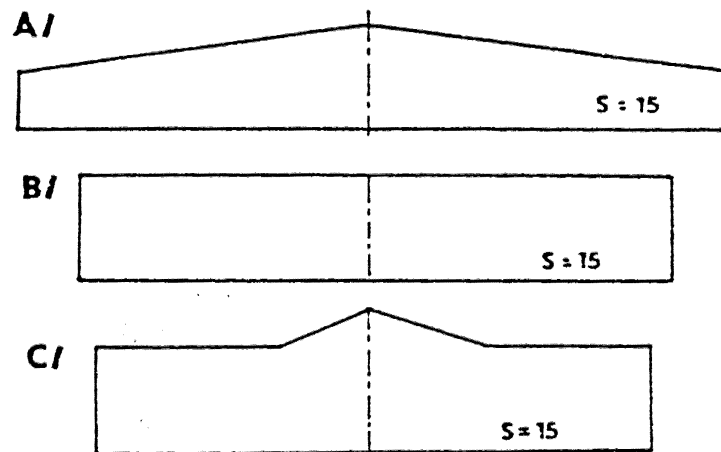
Obr. 081-13 : Úhel náběhu v klesavém a stoupavém letu

1.2.3. Geometrické charakteristiky křídla

(081 01 01 05) ACP

Aerodynamické síly vznikající na křídle mají jednoznačně nejvyšší vliv na průběh letu. Pro další úvahy je nutné definovat jeho geometrické charakteristiky.

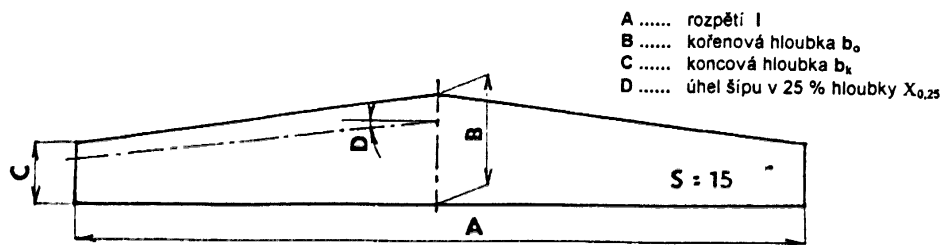
a. půdorysný tvar křídla a plocha: často jsou používána křídla obdélníkového nebo lichoběžníkového tvaru (obr. 081-14), nebo tvarů vzniklých jejich složením - v kořenové části obdélníkové, na konci lichoběžníkové apod. Obvyklé jsou křídla trojúhelníkového tvaru, tzv. „delta“ křídla, aerodynamicky nejlepšími vlastnostmi se vyznačují tzv. „eliptická“, ale kvůli obtížné technologii nejsou často používána.



Obr. 081-14 : Půdorysné tvary křídel

b.plocha křídla S je určena jeho tvarem a příslušnými rozměry, jako je rozpětí l , kořenová hloubka b_0 , koncová hloubka b_k .

c.pro popis křídel se zavádí zúžení křídla h jako poměr koncové a kořenové hloubky. Používají se křídla o zúžení 0 až 1. Další parametr je štiřlost l , udávající vztah mezi rozpětím a střední geometrickou těživou. Křídla nízkorychlostních letounů mají štiřlost mezi 5 a 10, vyšší štiřlost mají kluzáky, často i přes 20. Křídla vysokorychlostních letounů mají štiřlost mnohdy menší než 2 (viz obr. 081-15).



- A rozpětí l
- B kořenová hloubka b_0
- C koncová hloubka b_k
- D úhel špi v 25 % hloubky $X_{0,25}$

ŠTIŘLOST KŘÍDLA

$$\lambda = l_{\text{obdélíkového}} / b_{\text{obdélíkového}} = l^2 / S$$

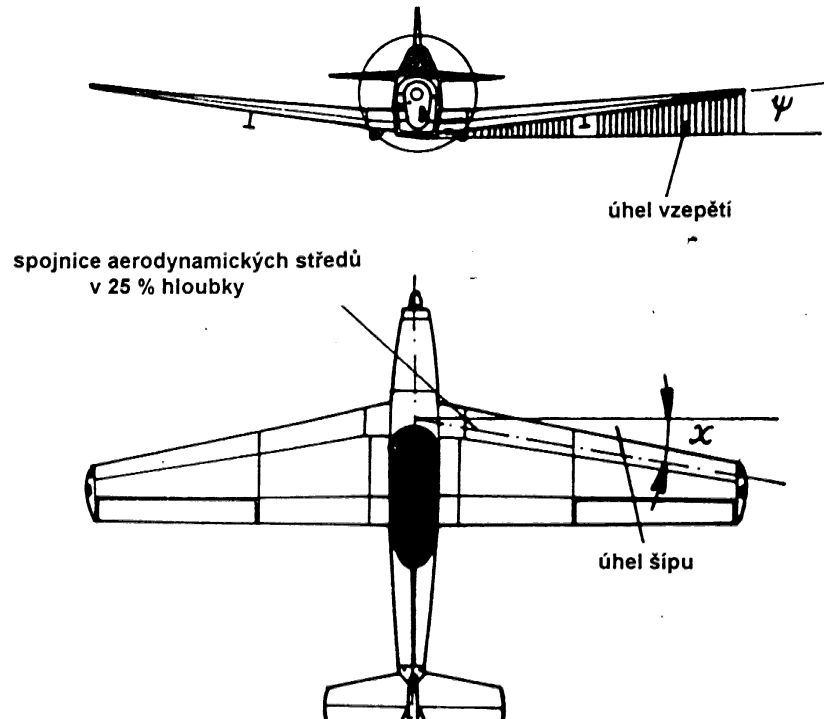
ZÚŽENÍ KŘÍDLA

$$\eta = b_k / b_0$$

Obr. 081-15 : Geometrické charakteristiky křídla

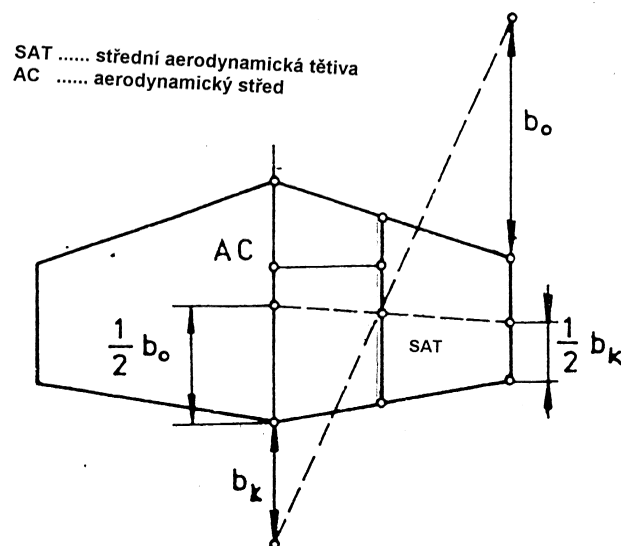
d.úhel špi C ovlivňuje tvar křídla, udává se jednak jako úhel náběžné hrany či odtokové hrany, nebo úhel spojnic aerodynamických středů profilu, t.j. bodů ležících v hloubce 25 % od náběžné hrany.

e.úhel vzepětí γ je ukázán na obr. 081-16.



Obr. 081-16 : úhel šípu a vzepětí

f. aerodynamické síly vznikající na obtékaném křídle způsobují, že křídlo má určitý moment kolem příčné osy, tzv. klopivý moment (*bude vysvětleno v 081 01 02 04 a 081 01 08 01*). Aby bylo možné při používaných rozmanitých geometrických tvarech křídel určovat rovnováhu sil a momentů, je nutné vybrat na rozpětí křídla nějaký jeho význačný profil, ke kterému bude vztahováno působiště aerodynamické síly. Tímto referenčním místem je tzv. *Střední aerodynamická tětva*, což je hloubka profilu, kterou by mělo přímé obdélníkové křídlo se stejným klopivým momentem, jako má křídlo skutečné. Poloha střední aerodynamické tětvy a její geometrická konstrukce je ukázána na obr. 081-17.



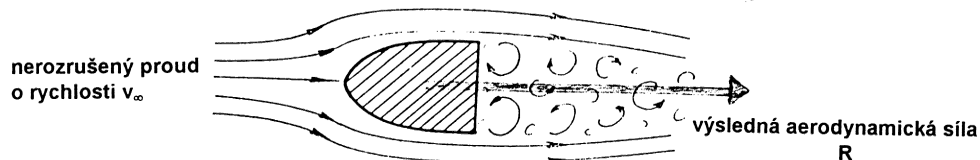
Obr. 081-17 : Střední aerodynamická tětva

1.2.4. Vznik aerodynamických sil

(081 01 01 03,

081 01 03 01, 081 01 03 02) ACP

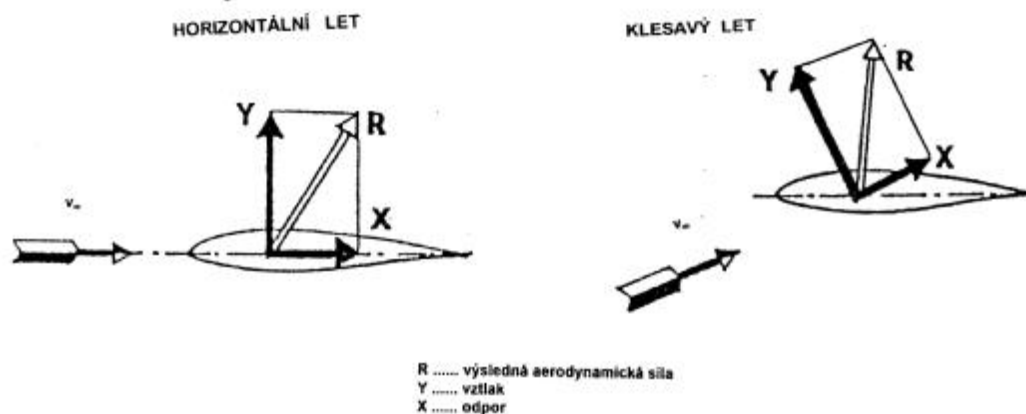
Na tělese obtékaném proudem vzduchu dojde ke změnám místních rychlostí a v důsledku toho i tlaků. Jestliže sečteme účinky působení těchto tlaků na celém povrchu tělesa, dostaneme výslednou aerodynamickou sílu, která působí na obtékané těleso. U těles souměrných podle osy, která leží ve směru proudu, působí výsledná aerodynamická síla ve směru proudu (obr. 081-18). Je-li dvourozměrně obtékaným tělesem nahoru prohnutý profil a nebo je-li symetrický profil nastaven na určitý úhel náběhu, je výsledná aerodynamická síla odchýlená od směru proudu. Je vhodné ji rozložit do dvou složek, a to rovnoběžné se směrem proudu - *odporu* a kolmé na nabíhající proud - *vztlaku* (obr. 081-19).



Obr. 081 – 18 : Vznik aerodynamické síly

Velikost výsledné aerodynamické síly a tedy i vztlaku a odporu závisí na několika proměnných faktorech. Jako první uvedeme rychlost letu, je zřejmé, že čím je rychlost letu větší, tím větší jsou i aerodynamické síly. Přesně vzato záleží jejich velikost na energii, kterou profilu proud vzduchu předává, tj. na dynamickém tlaku. Další veličinou, která rozhoduje je plocha křídla., v případě dvourozměrného obtékání je nahrazena hloubkou profilu při jednotkovém rozpětí.

Představíme-li si, že např. v aerodynamickém tunelu nastavíme jednou symetrický profil na nulový, podruhé na nějaký kladný úhel náběhu, dostaneme při zachování stejných ostatních podmínek, tj. stejný dynamický tlak a plocha, v druhém případě větší aerodynamické síly. I v případě, že ve stejných podmínkách je obtékán jednou symetrický, podruhé nahoru prohnutý profil a úhel náběhu je vždy stejný, jsou v druhém případě aerodynamické síly větší. Znamená to, že velikost aerodynamické síly závisí i na tvaru tělesa a jeho poloze vůči proudu, tj. na úhlu náběhu.



Obr. 081-19 : Složky aerodynamické síly

Závislost tvaru a úhlu náběhu se zjišťuje buď v aerodynamických tunelech, nebo složitými a do jisté míry přibližnými výpočetními metodami. Profil o určitém tvaru se podrobí zkoumání, jehož výsledkem je, jakou je schopen vyvodit aerodynamickou sílu v závislosti na měnícím se úhlu náběhu. Tato síla, jsou-li ostatní faktory (jako q a S) brány jako jednotkové., se nazývá součinitel aerodynamické síly. Analogicky potom mluvíme o *součiniteli vztlaku* c_y , *součiniteli odporu* c_x atd. Tento princip je využíván v aerodynamice zcela obecně, místo skutečných sil a momentů jsou uvažovány jejich součinitelé.

Shrneme-li výše uvedené, můžeme vyjádřit výslednou aerodynamickou sílu, vzhledem k dalším úvahám je výhodnější mluvit o jejích složkách, následovně :

$$Y = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_y \quad \text{a také} \quad X = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_x$$

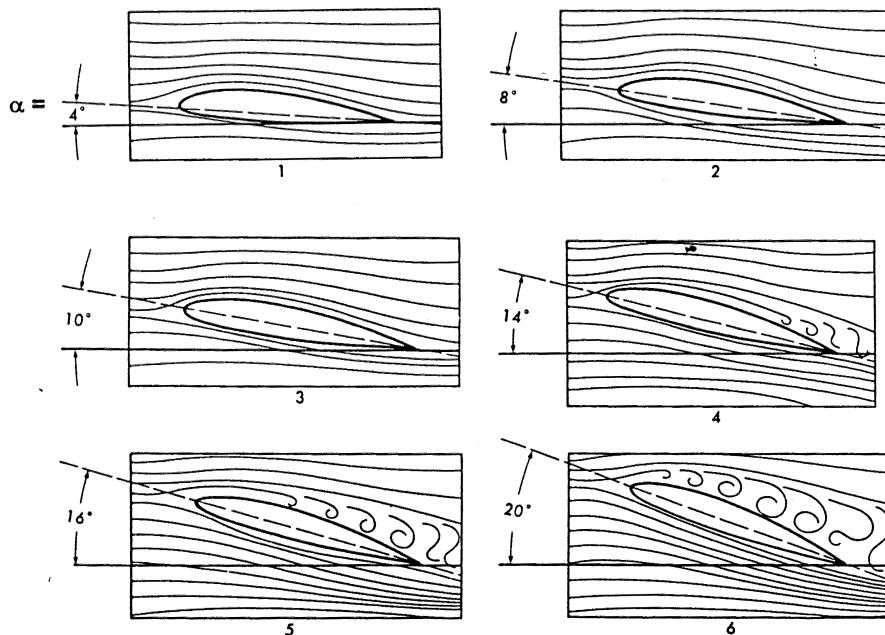
Pro úplnost uvedeme, že existují různá další označení pro aerodynamické síly. Vztlak a analogicky jeho součinitel bývá v německé literatuře označen A , v anglické L , dle JAA Z , resp. pro odpor W , D a X .

1.3. Proudění kolem profilu

1.3.1. Vztlak profilu

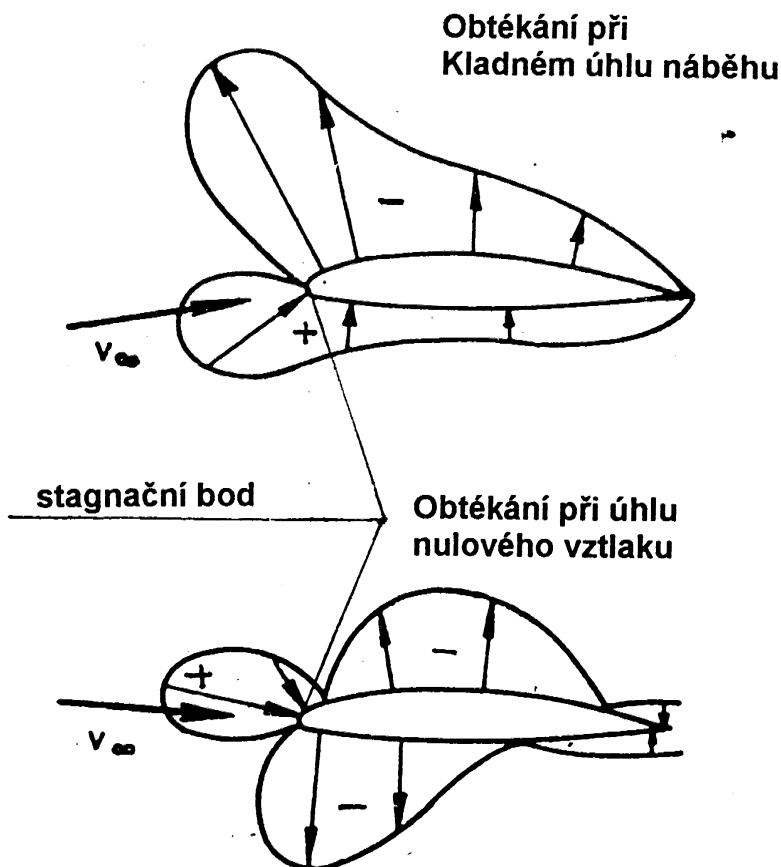
(081 01 02 00,
081 01 02 01, 081 01 02 02,
081 01 02 03, 081 01 01 03) ACP

Vznik vztlaku na profilu vysvětlíme na experimentálně získaném obraze proudění kolem profilu (viz obr. 081-20). Na horní (sací) straně profilu jsou proudnice zhuštěné, na spodní (tlakové) jsou rozšířené. Podle rovnice kontinuity tedy na sací straně se rychlost proudu oproti rychlosti nerušeného proudu zvýší, na tlakové straně profilu se vytvoří přetlak, na sací podtlak. Rozhodující pro vztlak je podtlak (sání) na horní straně profilu, podílí se běžně více jak 2/3 na celkovém vztlaku.



Obr. 081-20 : Obtékání profilu při různých úhlech náběhu

Rozložení tlaku (podtlaku) po hloubce profilu odpovídá změně rychlosti proudu. Nejmenší tlak (největší sání) je v místě, kde je rychlost letu největší, což odpovídá místu, kde jsou proudnice nejvíce zakřiveny. Na obr. 081-21 je vidět, že toto nastává v přední části profilu.



Obr. 081-21 : Schematické rozložení tlaku po hloubce profilu

Největší přetlak je v místě, kde je rychlost nulová. Na klenutém (nahoru prohnutém) profilu při kladných úhlech náběhu je to na spodní straně v blízkosti náběžné hrany. Tomuto bodu se říká stagnační bod.

1.3.2. Održení proudění

(081 01 02 06 až 081 01 02 08) ACP

(081 01 08 01) AC

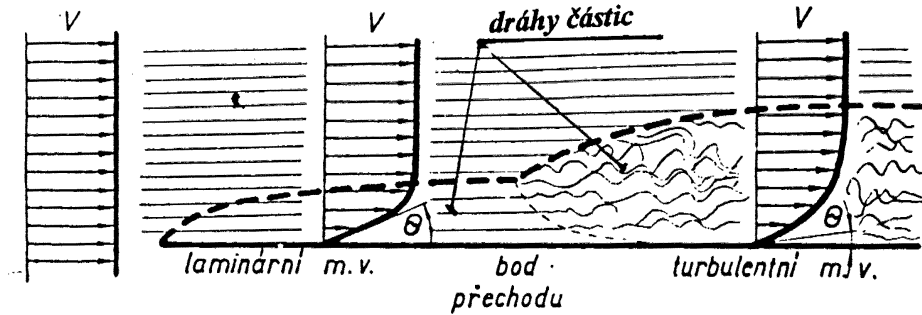
(081 01 11 00) ACP

(081 01 11 01, 081 01 11 02) AC

Se zvětšováním úhlu náběhu se budou více zakřivovat proudnice a proto se bude i sání na horní straně zvětšovat. Při určitém úhlu náběhu, obvykle kolem 15° , již proudnice na horní straně nestačí sledovat zakřivení povrchu profilu a odtrhnou se od něho. V odtržené oblasti, které se říká **úplav**, se začnou vytvářet víry. nastává snížení podtlaku na horní straně profilu, a to vede k celkovému snížení vztlakové účinnosti profilu.

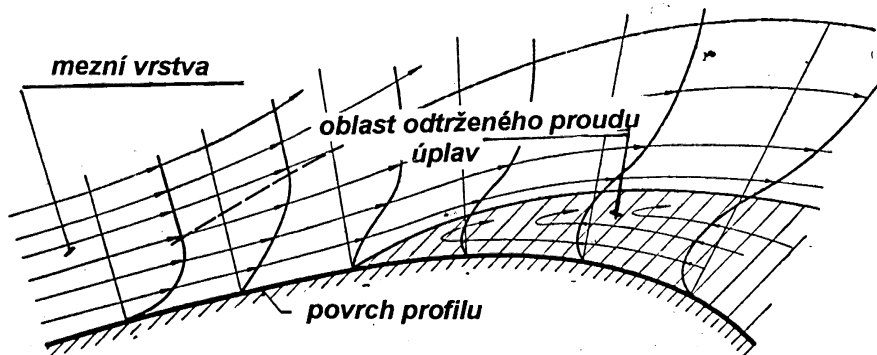
Příčinou tohoto jevu je existence vrstvy proudu vzduchu v blízkosti povrchu profilu. Zde dochází vlivem vazkosti k takovému zabrzdění proudu, že bezprostředně u povrchu profilu je rychlost proudu nulová. Vrstvě, v níž probíhá zabrzdění rychlosti z místní rychlosti obtékání až na nulu, říkáme **mezní vrstva**.

Vzduch se může v mezní vrstvě pohybovat dvěma odlišnými způsoby (obr.081-22). Sledujeme li, jak vzduch proudí po rovné desce, v přední části zjišťujeme, že jednotlivé dráhy částic jsou souběžné, navzájem se nekříží a proud vzduchu v mezní vrstvě je uspořádaný. Tomuto pohybu říkáme laminární proudění a nedochází při něm k přenosu kinetické energie z vyšších vzdáleností od povrchu do nižších. Naopak při turbulentním, neuspořádaném pohybu se jednotlivé dráhy částic kříží a dochází k přenosu kinetické energie do spodní části mezní vrstvy. Ve skutečnosti je mezní vrstva na křídle letounu tenká pouze několik mm, maximálně dosahuje tloušťky do dvou až tří cm.



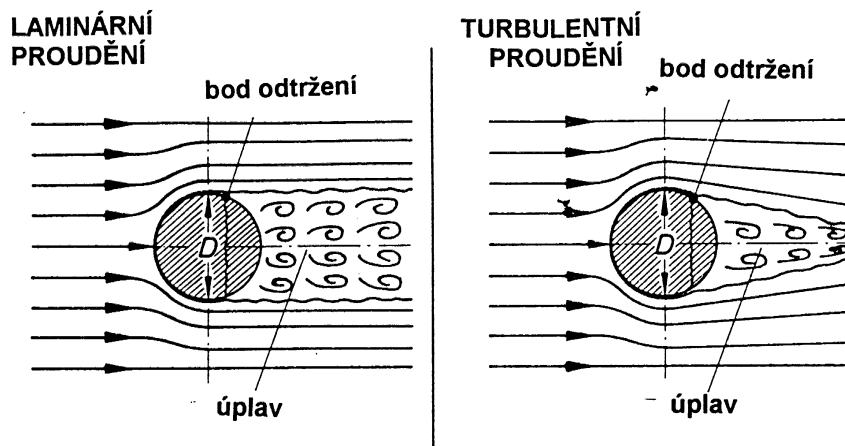
Obr. 081-22 : Laminární a turbulentní proudění na rovné desce

Vlastní příčina odtržení proudu vzduchu od povrchu profilu je v tom, že vzduch v mezní vrstvě se v důsledku působení tlakového spádu při povrchu profilu zastaví. Tlakový spád působí od odtokové hrany (kde je tlak vyšší, neboť rychlost obtékání je zde nižší) do místa, kde je rychlost obtékání nejvyšší a tlak nejnižší (největší podtlak). Tento princip je patrný na obr. 081-23.



Obr. 081-23 : Příčina odtržení proudu na povrchu profilu v mezní vrstvě

Jestliže z nějakého důvodu dojde k odtržení při laminárním proudění, dojde k němu velice brzo a úplav je velmi rozsáhlý. K odtržení turbulentního proudění dochází mnohem později, turbulentní proudění je mnohem více odolnější proti odtržení a úplavu daleko menší (obr. 081-24). Vysvětlit to lze tím, že když dojde k zastavení proudu vzduchu v mezní vrstvě při turbulentním proudění, vždy může do nižších vrstev „zaletět“ částice z vyšších vrstev a předat energii zastaveným částicím a tak oddálit bod, kde dojde k odtržení dále směrem k odtokové hraně.



Obr. 081-24 : Odtržení na kouli při laminárním a turbulentním proudění

1.3.3. Odpor profilu

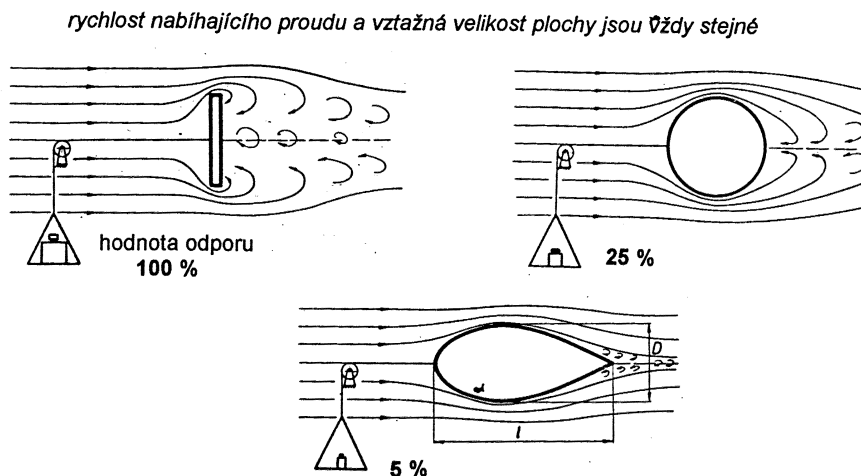
(081 01 02 06 až 081 01 02 08) ACP

(081 01 08 01) AC

(081 01 11 00) ACP

(081 01 11 01, 081 01 11 02) AC

Velké rychlosti vířících částí vzduchu v úplavu způsobují pokles statického tlaku. Jak jsme si ukázali, úplav se vytváří na zadní straně profilu a zde vzniklý úbytek statického tlaku spolu s přetlakem v okolí stagnačního bodu (v okolí náběžného bodu) vyvolá tlakové působení ve směru proudu. Tento druh odporu nazýváme **tlakový (tvarový) odpor**. Velikost úplavu přímo ovlivňuje velikost tlakového odporu (obr. 081-25).



Obr. 081-25 : Vznik tlakového odporu

Vnitřní tření ve vzduchu (vazkost) je příčinou ztráty energie při jeho proudění. Vzhledem k výrazně větší uspořádanosti laminárního proudění jsou jeho ztráty daleko menší, než u turbulentního proudění. Tyto ztráty nazýváme **třecím odporem**. Porovnáme-li odpor dvou stejných křídel při stejné rychlosti letu, jedno s laminárním prouděním v mezní vrstvě na velké části povrchu a druhé s turbulentním, zjistíme značně nižší odpor prvního křídla. Udržení laminárního proudění na co největší části křídla má velký vliv na zlepšení odporových charakteristik. O tom, jak rychle laminární proudění přejde do turbulentního rozhoduje celá řada faktorů. Nejdůležitějším z nich je existence plynulého tlakového rozložení po hloubce profilu a malé drsnosti povrchu křídla.

1.3.4. Aerodynamické charakteristiky profilu

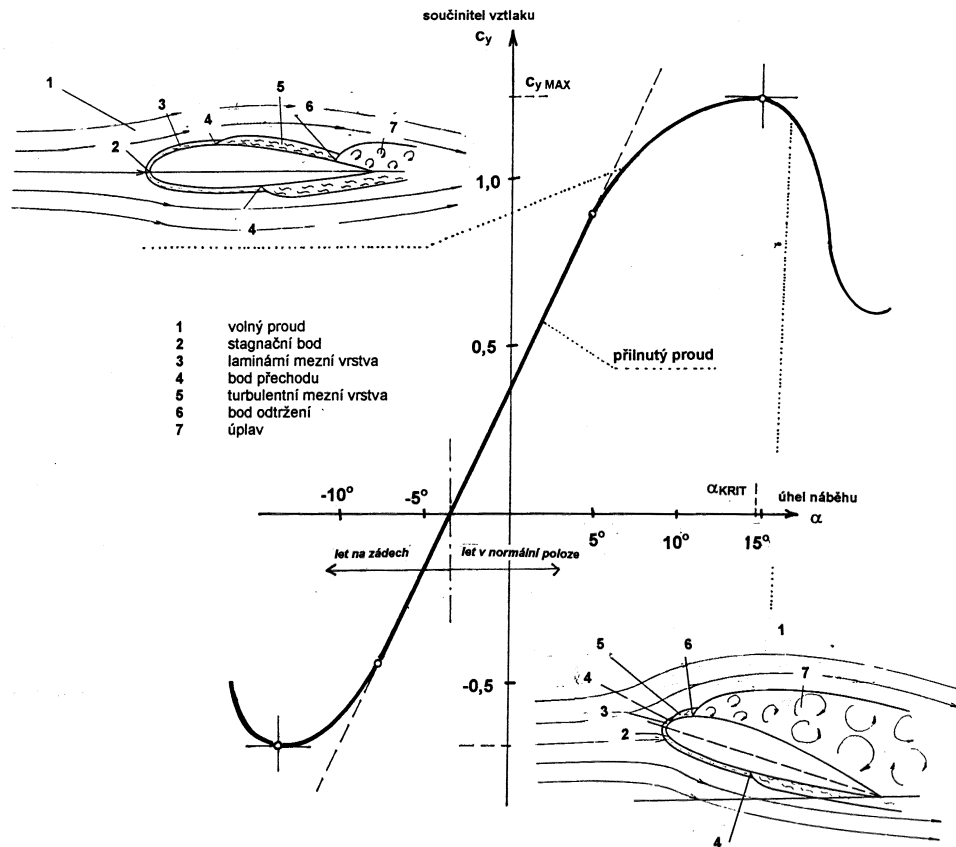
(081 01 03 01, 081 01 03 02) ACP

(081 01 08 01) AC

Pod pojmem aerodynamické charakteristiky profilu se skrývají závislosti (průběhy) součinitele vztlaku, součinitele odporu a součinitele momentu (vysvětlení momentu je podáno v 081 01 02 04 a 081 01 08 01).

Sledujeme-li t.z.v. **vztlakovou čáru profilu** (obr. 081-26), t.j. průběh součinitele vztlaku profilu v závislosti na zvětšujícím se úhlu náběhu, pozorujeme nejprve jeho lineární růst. Teoretické práce, zabývající se aerodynamickými charakteristikami profilu, udávají přesnou hodnotu stoupání vztlakové čáry, tj. 2π . Tato hodnota byla potvrzena i experimentem. Znamená to, že v lineární oblasti vztlakové čáry (asi do úhlu náběhu 8 stupňů), činí přírůstek vztlaku na profilu při každém zvýšení úhlu náběhu o 1 stupeň přibližně 0,11.

Při určitém úhlu náběhu se začne odtrhávat proudění od odtokové hrany, vytvoří se oblast nevýrazného úplavu a růst součinitele vztlaku se zpomalí, vztlaková čára se začne zakřivovat. S dalším zvyšováním úhlu náběhu se zvyšuje především podtlak v místě největšího zakřivení proudnic, čímž se zvýrazňuje tlakový spád po hloubce profilu. Následkem toho se bod odtržení a celá oblast úplavu posouvá směrem dopředu.

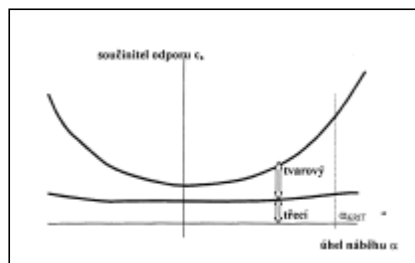


Ob

r. 081-26 : Vzlaková čára profilu

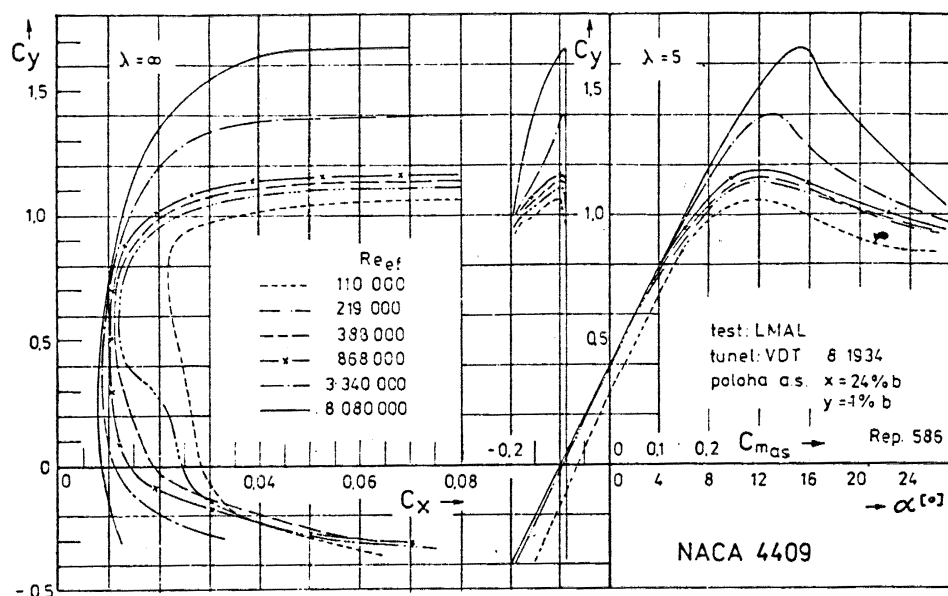
Jakmile se oblast odtržení přiblíží až k místu, kde je největší sání, podtlaku na horní straně ubude natolik, že součinitel vzlaku dosáhne své maximální hodnoty. Úhel náběhu, při kterém tento děj nastane se nazývá *kritický*. Při dalším, již nepatrném zvýšení úhlu náběhu, se odtržená oblast mezní vrstvy náhle rozšíří prakticky po celé horní straně profilu. To má za následek prudký pokles součinitele vzlaku. V mechanice letu bude ukázáno, že let při kritickém úhlu náběhu je let na pádové rychlosti a po jeho překročení letoun přejde do pádu nebo vývrtky. Průběh vzlakové čáry v blízkosti kritického úhlu náběhu a po jeho překročení významně určuje pádové charakteristiky letounu.

Součinitel odporu, složený z příspěvku třecího a tvarového odporu, má charakteristický průběh uvedený na obr. 081-27. Součinitel třecího odporu je závislý na úhlu náběhu jen nevýrazně, zatímco velikost součinitele tvarového odporu je úměrná velikosti úplavu, vzniklého odtržením proudu.



Shrnutím závislostí do jednoho grafu, ve kterém je přes úhel náběhu vyjádřena závislost součinitele vzlaku na součiniteli odporu, se nazývá *aerodynamická polára*. Její typický průběh, v podobě získané v aerodynamické laboratoři, je uveden na obr. 081-28.

Obr. 081-27 : Odporová čára



Obr. 081-28 : Aerodynamická polára

Každému bodu poláry odpovídá jeden úhel náběhu. Graf poláry je možné také vysvětlit tak, že pro každý úhel náběhu vyneseme velikost součinitele výsledné aerodynamické síly, přičemž zachováme její příslušný směr. Spojením vnesených bodů potom dostaneme poláru.

1.3.5. Vliv tvaru profilu na jeho aerodynamické charakteristiky

(081 01 03 01, 081 01 03 02) ACP

(081 01 08 01) AC

Tvar profilu doznal s rozvojem letectví značných změn. V počátku letectví byla profilem prohnutá deska, velmi malé tloušťky, navržená empiricky. Pokrok v letectví však jednoznačně ukázal, že vývoj profilů je záležitostí specializovaných aerodynamických laboratoří. První soustavná řada profilů byla vyvinuta během první světové války v německém aerodynamickém tunelu v Gottingenu. Snad nejvýznamnější vliv na vývoj profilů měla aerodynamická laboratoř v USA NACA, předchůdce dnešního NASA. Její význam spočívá ve vytvoření několika profilových řad, z nichž zejména t.z.v. „šestá šestimístná laminární řada“ je dodnes základem vývoje nízkorychlostních a podzvukových profilů.

Převážná většina profilů nese ve svém označení i informaci o vybraných geometrických charakteristikách. Význam jednotlivých číslic např. v již zmíněné řada NACA 6 je následující :

Profil NACA 65₃ – 218 znamená :

První číslice.... označení řady profilů

Druhá číslice.... poloha největšího podtlaku v desetínách hloubky (zde 50 %)

Třetí číslice..... polovina rozsahu součinitele vzlaku, při kterém je na profilu laminární proudění (polovina laminární boule,)

Čtvrtá číslice... návrhový součinitel vzlaku (střed laminární boule , v kombinaci s předchozím udává, že profil pracuje v oblasti laminární boule, která má střed při součiniteli vzlaku 0,2 a od rozsah v desetínách součinitele vzlaku od -0,1 do 0,5 (tj. +- 0,3))

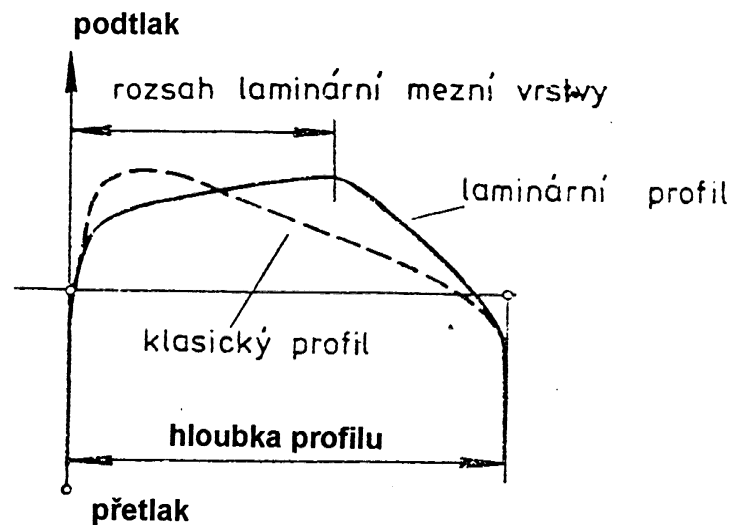
Poslední dvě č. .. maximální tloušťka v % hloubky (zde 18 %)

V současném vývoji profilů jsou výzkumy orientovány tak, že pro nový letoun je vyvíjeno kompletně křídlo spolu s navrženým nebo modifikovaným profilem, nejlépe vyhovujícím požadovaným specifikacím. Přesně proto popsat vliv geometrických charakteristik na aerodynamické charakteristiky je obtížné, je možné ale stanovit některé obecně platné zásady.

Součinitel vzlaku je nejvíce ovlivněn prohnutím střední čáry profilu. Větší prohnutí v přední části profilu vede k vyšším maximálním součinitelům vzlaku. Na druhou stranu se ale takto tvarované profily vyznačují náhlou ztrátou vzlaku při jeho přetažení (překročení kritického úhlu náběhu). To je způsobeno náhlým odtržením proudu za náběžnou hranou. Má-li profil umístěné maximální prohnutí více vzadu, ztrácí vzlak pomaleji, ale jeho max. součinitel bývá nižší. Je to důsledek postupného odtrhávání proudu od odtokové hrany.

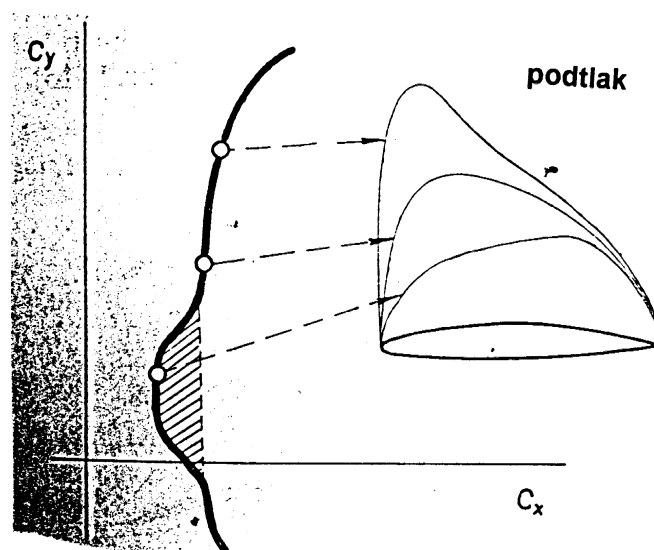
Tloušťka profilu rovněž ovlivňuje vztakové charakteristiky, její vliv není ale zdaleka tak významný, jako vliv prohnutí. Nejvyšších hodnot maximálního součinitele vzlaku dosahují profily o tloušťce 12%. Nepříznivý vliv mají ostré poloměry náběžné hrany, které se vyznačují předčasným odtržením mezní vrstvy a tím i nižšími max. součiniteli vzlaku.

Profily s plynulým prohnutím střední čáry, u kterých je max. tloušťka posunuta přibližně do poloviny hloubky, se vyznačují plynulým průběhem podtlaku na jejich sací straně. To přináší výrazné snížení třecího odporu, protože laminární mezní vrstva se udrží na velkém rozsahu hloubky profilu (obr. 081-29). Takové profily se nazývají laminární.



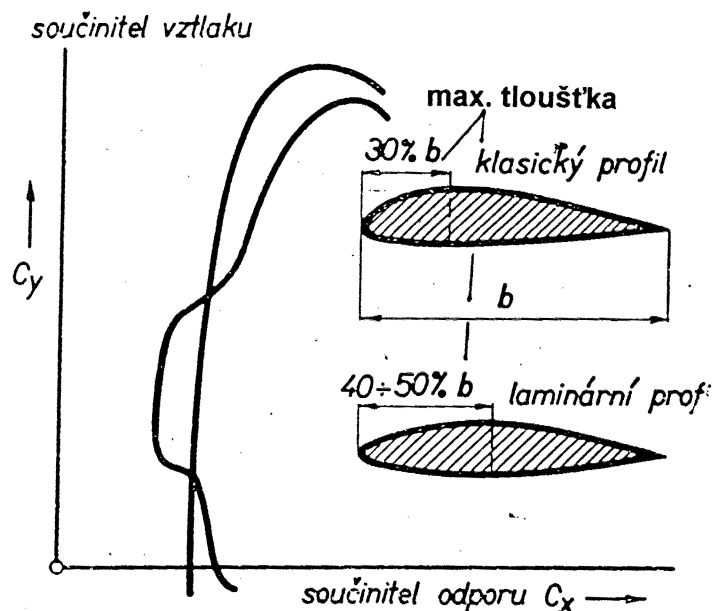
Obr. 081 – 29 : Tlakové rozložení na laminárním a klasickém profilu

Při větších úhlech náběhu se posune místo max. přetlaku směrem dopředu, tlakový spád po hloubce přestane být plynulý a profil svou výraznou vlastnost ztrácí (obr. 081-30).



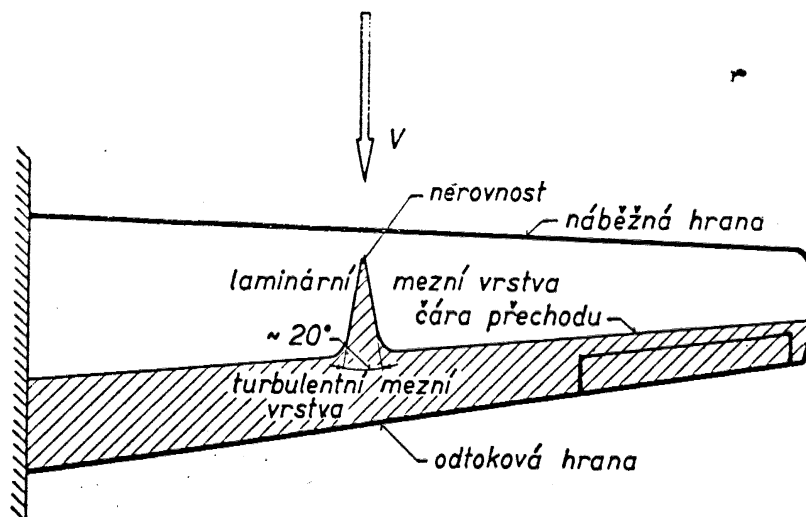
Obr. 081-30 : Vliv úhlu náběhu na tlakové rozložení po hloubce laminárního profilu

Charakteristický průběh poláry klasického a laminárního profilu je na obr. 081-31.



Obr. 081 - 31 : Polára klasického a laminárního profilu

Laminární mezní vrstva je přese všechny snahy o její udržení velmi nestabilní. Za sebemenší nerovnosti nastává její předčasný přechod do turbulentní. Impulsem přechodu může být například drobné zvlnění povrchu křídla, nebo jeho pouhé znečištění. Porucha mezní vrstvy se šíří dozadu ve tvaru klínu, takže malá nerovnost na náběžné hraně zruší laminaritu na poměrně značné části křídla (obr. 081-32).



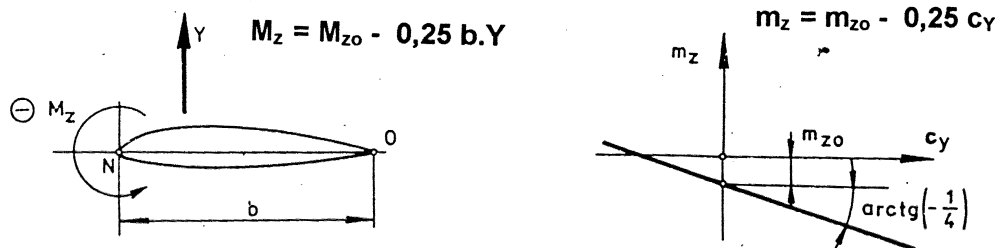
Obr. 081-32 : Vliv nerovnosti povrchu křídla s laminárním profilem na přechod do turbulence

1.3.6. Působíště vztlaku a aerodynamický moment profilu

(081 01 02 04) ACP

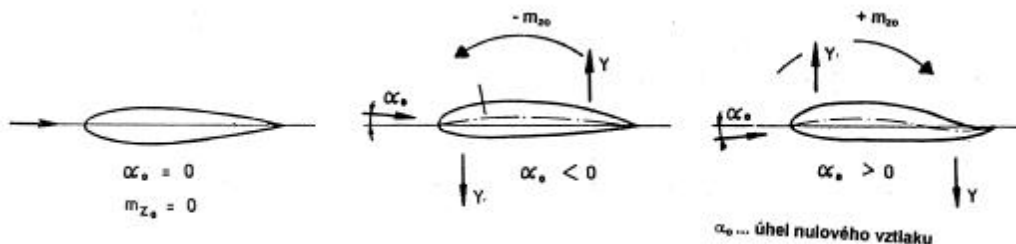
Obtěkání profilu vytváří tlakové působení na profilu, jehož výsledkem nejsou jen aerodynamické síly (vztlak a odpor), ale i aerodynamický moment M_z (obr. 081-33). Teoretické i experimentální výsledky ukázaly, že v lineární oblasti vztlakové čáry je aerodynamický moment k náběžnému bodu profilu složen ze dvou příspěvků. Prvním je konstantní moment, který nezávisí na úhlu náběhu, druhá složka je úměrná vztlaku. Přechodem k aerodynamickým součinitelům vyjádříme první složku jako součinitel momentu při nulovém

vzlaku, druhou jako příspěvek závislý na součiniteli vzlaku. Skutečné působení součinitele vzlaku v jisté vzdálenosti od náběžné hrany můžeme potom nahradit tak, že součinitel vzlaku jako by působil v náběžném bodu za současného působení m_z (případně bývá označován c_M), proměnné hodnotě s c_Y . Získanou závislost součinitele momentu k náběžnému bodu nazýváme *momentovou čarou*.



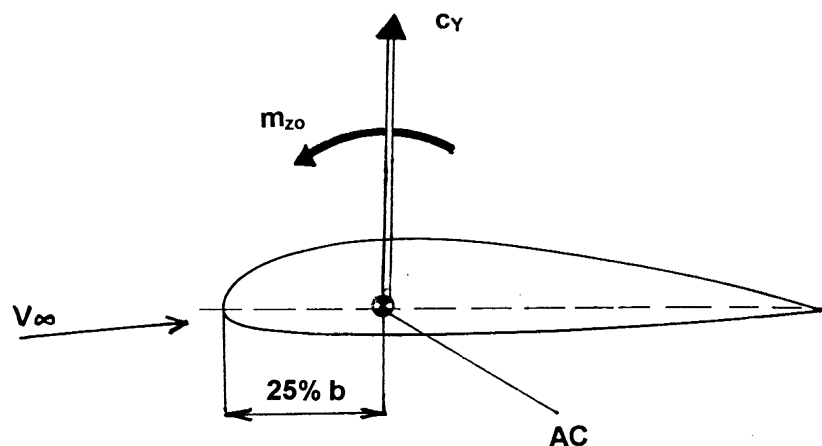
Obr. 081-33 : Aerodynamický moment

Součinitel momentu při nulovém vzlaku je hodnota závislá na průběhu střední čáry profilu. U symetrického profilu je nulový, u klenutého profilu je záporný (smysl je „na hlavu“). Úpravou zadní části profilu se docílí kladného součinitele m_{z0} (c_{M0}) i na klenutém profilu, tyto profily se nazývají autostabilní (obr. 081-34).



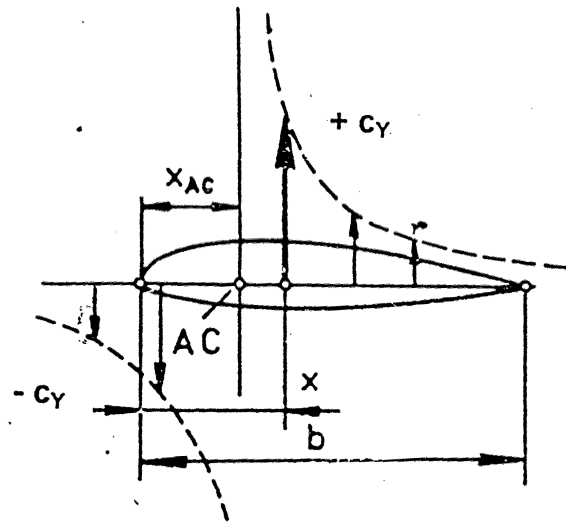
Obr. 081-34 : Součinitel momentu při nulovém vzlaku

Vhodnější je přepočítat toto schéma k tzv. *aerodynamickému středu profilu*, ležícímu ve 25 % hloubky profilu. K tomuto bodu je součinitel aerodynamického momentu konstantní, nezávislý na úhlu náběhu a je roven součiniteli momentu při nulovém vzlaku m_{z0} . Toto schéma potom umožňuje silové působení profilu nahradit součinitelem vzlaku (získaným pro každý úhel náběhu ze vzlakové čáry) působícím v aerodynamickém středu a momentově uvažovat pouze k němu vztažený konstantní moment o velikosti m_{z0} . (obr. 081-35)



Obr. 081-35 : Aerodynamický střed profilu

Výše uvedené schéma umožňuje také určit polohu skutečného působení vzlaku. Na klenutých profilech je působení kladného součinitele vzlaku vždy za aerodynamickým středem a jeho vzdálenost od AC je taková, že vzájemná poloha a velikost je určena hyperbolou. Naopak záporné součinitele vzlaku působí před AC (obr. 081-36).



Obr. 081 - 36 : Působíště vztlaku

Experimentálně je zjištěno, že poloha AC se začíná měnit, když se proudění začíná odtrhávat od odtokové hrany a vztaková čára se začíná zakřivovat. Jestliže na profilu dojde k úplnému odtržení proudu, působíště vztlaku se posune zhruba do poloviny hloubky. Používané profily mají skutečnou polohu AC ve 23 až 27 % hloubky.

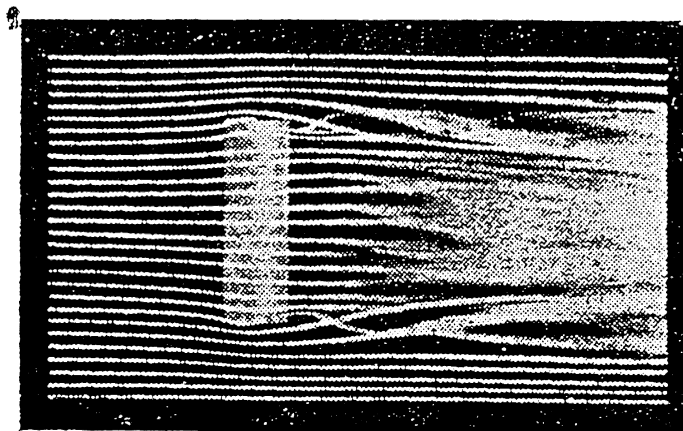
1.4. Aerodynamické charakteristiky křídla

(081 01 04 00) ACP

1.4.1. Proudění kolem křídla

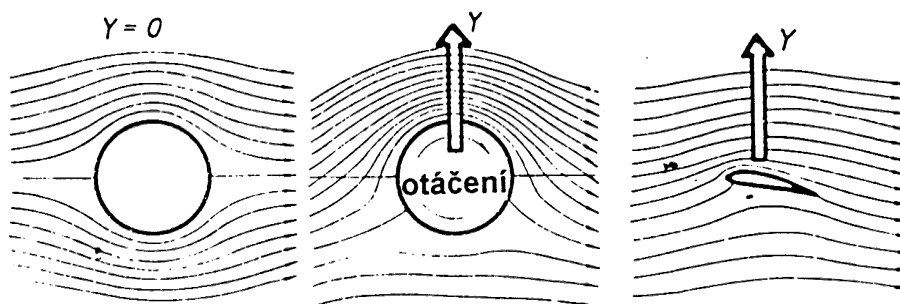
(081 01 04 01) ACP

Proudění kolem profilu bylo dvourozměrné, proudnice se ohýbaly pouze nahoru a dolů. Profil byl chápán jako křídlo nekonečného rozpětí. Kolem skutečného křídla se začnou ale proudnice odchylovat i ve směru rozpětí a vytvoří tak obraz trojrozměrného obtékání (obr. 081-37). Změna v obrazu proudění se projevuje zejména na koncích křídla, kde v důsledku vyrovnávání podtlaku na horní straně křídla a přetlaku ze spodní, dochází ke vzniku tzv. okrajových vírů.



Obr. 081 – 37 : Obtékání křídla konečného rozpětí

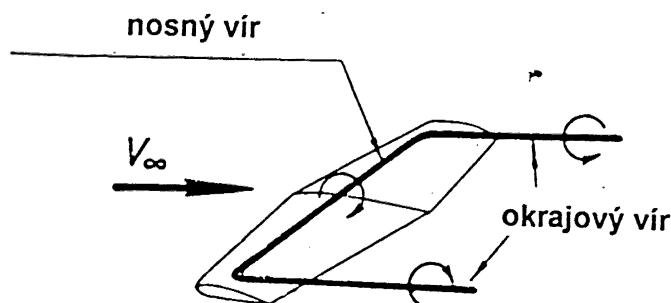
Vznik okrajových vírů je možné podrobněji vysvětlit tzv. vírovou teorií křídla. Ta se opírá o teoretickou úvahu, že na otáčejícím se válci, vloženém do proudu vzduchu, vznikne vztlak (obr. 081-38).



Obr. 081 – 38 : Cirkulace a vznik vztlaku

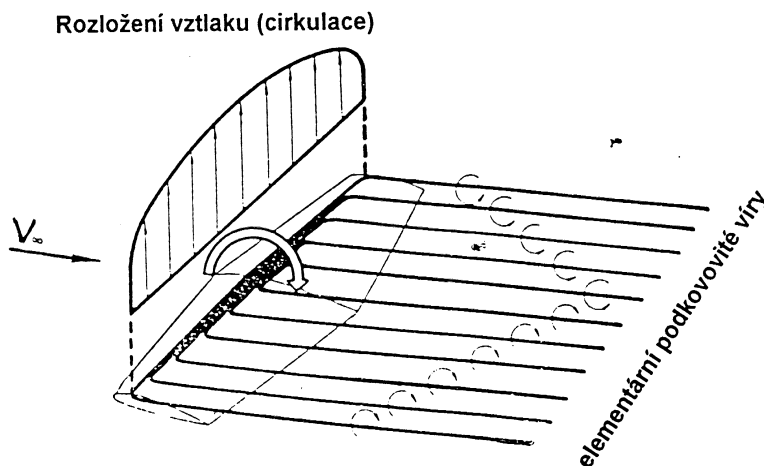
Otáčející se válec působí jako jádro tzv. potenciální víru, teoretické složení účinků potenciálního víru spolu s nerušeným proudem vzduchu dává rozložení rychlostí a tlaků kolem válce. Matematickou transformací lze zobrazit válec do tvaru, velice podobnému profilu a tak poměrně přesně získat jeho aerodynamické charakteristiky. Intenzita víru, zvaná cirkulace je přímo úměrná velikosti vztlaku.

Potenciální vír umístěný na křídlo se nazývá nosný (vázaný) vír. Jelikož není teoreticky možné, aby nosný vír končil na konci křídla, musí sbíhat z konců křídla směrem dozadu za křídlo ve formě tzv. okrajových (volných) vírů. Toto je nejjednodušší model, kdy křídlo je nahrazeno jedním podkovovitým vírem (obr. 081-39). Získaný popis účinků podkovovitého víru dává pouze přibližné výsledky ve srovnání s reálným obrazem proudění kolem křídla.



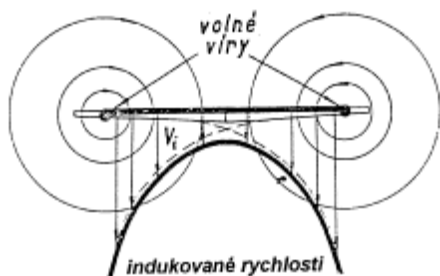
Obr. 081 – 39 : Nahrazení křídla podkovovitým vírem

Přesnější je nahrazení jednoho víru soustavou nekonečně malých podkovovitých vírů, které postupně sbíhají z křídla (obr.081-40).



Obr. 081 – 40 : Postupné ubývání cirkulace nosného víru

Konečné rozpětí křídla se projevuje přítomností okrajových vírů za křídlem. Vírové vlákno, na které jsou vázány středy vírů při stacionárním proudění, se uzavírá teoreticky v nekonečnu. Ve skutečnosti ale dochází v určité vzdálenosti k sbalování vírů, přičemž tato vzdálenost je poměrně složitě určena geometrií křídla a součinitelem vztlaku.

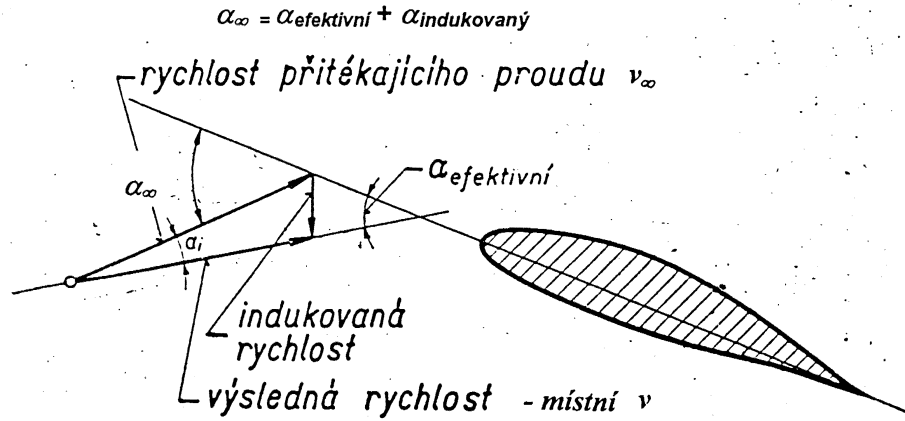


Obr. 081 – 41 : Průběh indukovaných rychlostí na křídle

Okrajové víry indukují ve svém okolí pole rychlostí, kde velikost rychlostí klesá se vzdáleností od osy víru. Typický průběh indukovaných rychlostí na křídle nahrazeném jediným podkovovitým vírem je na obr. 081-41. Je z něho patrné, že okrajovými víry budou nejvíce ovlivněny profily na koncích křídla, zatímco střední část se bude blížit podmínkám, které byly popsány v kapitole o proudění kolem profilu.

1.4.2. Vliv indukované rychlosti na aerodynamické charakteristiky (081 01 04 02) AC

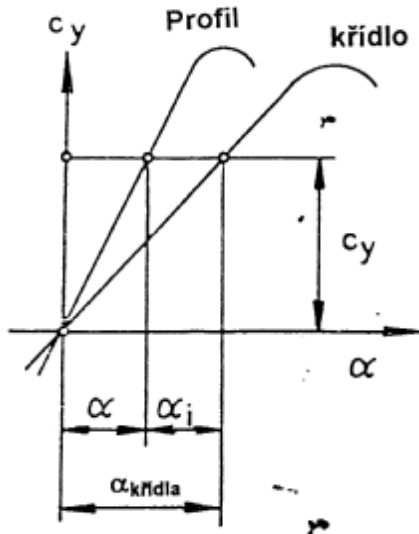
Indukované rychlosti bezprostředně ovlivňují obtékání jednotlivých profilů křídla. Profily nejsou obtékány pod úhlem náběhu daným směrem tětiny profilu a rychlostí letu (směr nabíhajícího nerušeného proudu), ale pod určitým menším úhlem náběhu, tzv. efektivním. Zmenšení je důsledkem indukovaného úhlu náběhu (obr. 081-42).



Obr. 081 – 42 : Indukovaný úhel náběhu

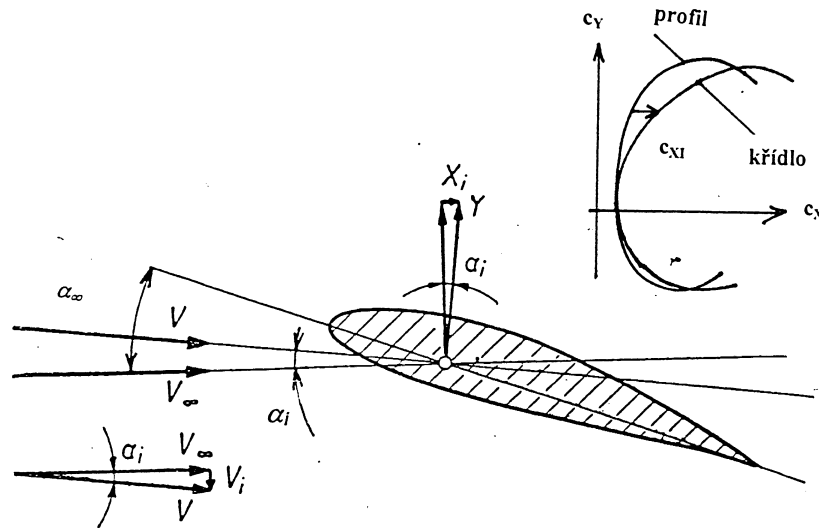
Pro rozložení indukovaného úhlu náběhu po rozpětí křídla platí totéž, co pro indukované rychlosti.

Kromě toho je jeho velikost přímo úměrná velikosti součinitele vzlaku, neboť větší podtlak a přetlak na křídle (větší cirkulace) přinese zvětšení indukované rychlosti. Jestliže má křídlo vytvořit určitý vztlak, musí být obtékáno pod větším úhlem náběhu, než jeho profil při dvourozměrném obtékání. Znamená to, že stoupání vztakové čáry křídla je vždy menší, než stoupání vztakové čáry jeho profilu (obr. 081-43).



Obr. 081 – 43 : Vztakové čáry profilu a křídla

Odchýlení místní rychlosti proudu v o indukovaný úhel náběhu způsobí na jednotlivých profilech odchýlení místního vztaku (součinitele vztaku) od směru rychlosti letu v_∞ (směru nerušeného proudu). Místní vztak přispívá pouze jednou složkou k celkovému vztaku křídla a jeho druhá složka má charakter odporu. Protože má svou podstatu v indukovaném úhlu náběhu a je úměrná jeho velikosti, nazývá se **indukovaný odpor** (obr.081-44).



Obr. 081 – 44 : Indukovaný odpor, polára profilu a křídla

Přechodem k součinitelům a vyjádřením jeho závislosti dojdeme k celkovému výsledku, že velikost součinitele indukovaného odporu je úměrná čtverci součinitele vztaku, a tedy vzrůstá s jeho velikostí.

Při zvyšování úhlu náběhu křídla přechází postupně každý profil křídla na vyšší místní úhly náběhu křídla, protože ale nejsou stejné, nedojdou profily svého maxima vztaku najednou, ale postupně. To má za následek, že proudění se neodtrhne na celém křídle naráz, ale postupně se rozšiřuje z oblasti, ve které dojde jako první k odtržení. Oblast křídla, kde dojde jako první k odtržení proudění nejvíce ovlivňuje půdorysný tvar křídla. Křídlo konečného rozpětí proto nemůže nikdy dosáhnout tak vysokého součinitele vztaku, jako jeho profil.

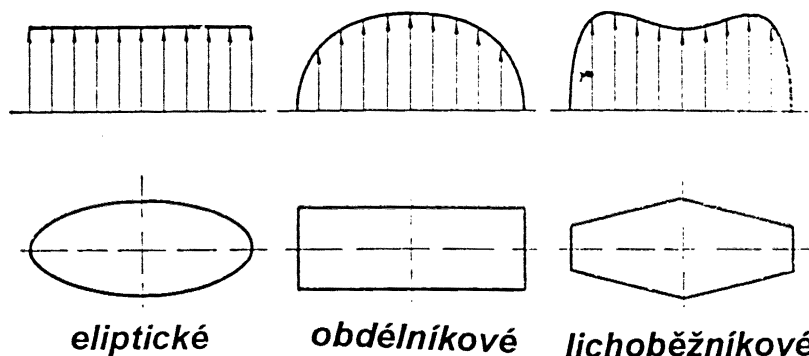
1.4.3. Vliv půdorysného tvaru křídla na jeho aerodynamické charakteristiky

(081 01 09 03, 081 01 08 03) ACP

(081 01 04 02) AC

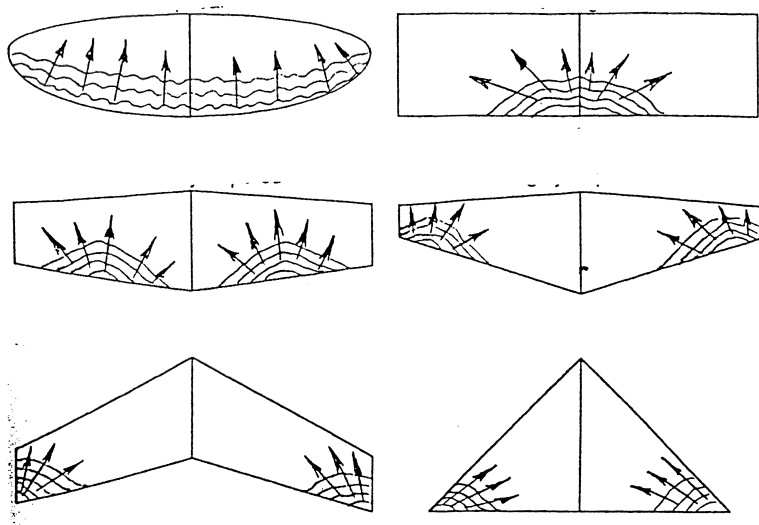
Rozložení vzlaku po rozpětí křídla je vždy spojitě a svým tvarem se velmi blíží elipse. Tato vlastnost je v souladu s nahrazením proudového obrazu křídla vírovým systémem a není závislá na půdorysném tvaru křídla. Jinak je to s průběhem součinitele vzlaku po rozpětí, tj. s příspěvkem jednotlivých profilů k celkovému vzlaku. Místní součinitelé vzlaku jsou bezprostředně ovlivněny půdorysným tvarem křídla a jejich průběh zcela jednoznačně určuje aerodynamické vlastnosti křídla.

Nejjednodušší situace je u eliptického křídla. Protože vztlak (cirkulace) i hloubka profilu se vyznačuje eliptickým průběhem, součinitel vzlaku je pro všechny profily stejný (obr.081-45).



Obr. 081 – 45 : Průběh součinitele vzlaku po rozpětí křídla

Znamená to, že při zvyšování úhlu náběhu celého křídla se dosáhne na všech profilech odtržení najednou (obr.081-46).



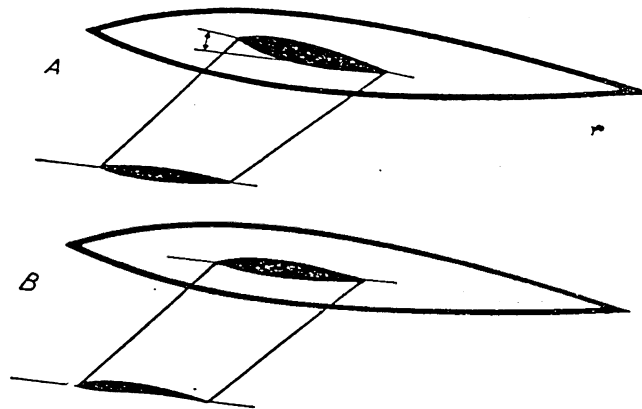
Obr. 081 – 46 : Vliv půdorysného tvaru křídla na místo odtržení proudu

U obdélníkového křídla dochází k odtržení jako první u trupu. Letoun si zachovává svou říditelnost kolem podélné osy. Úplav vzniklý za křídlem zasahuje ocasní plochy a jednotlivé víry zasahující výškovku způsobují třepání tzv. buffeting. Přijatelná intenzita třepání přináší dobré přirozené varování blížícího se odtržení proudu a pádu letounu.

U lichoběžníkového na koncích křídel dochází k odtržení nejprve na koncích křídla, tj. v oblasti křídélek. Ty ztrácejí svou účinnost a letoun se stává neříditelný kolem podélné osy, přestože střední část křídla, výrazně nezasažená okrajovými víry, stále vytváří vztlak, dostatečný k letu. Zvláště nebezpečný je tento jev v blízkosti země.

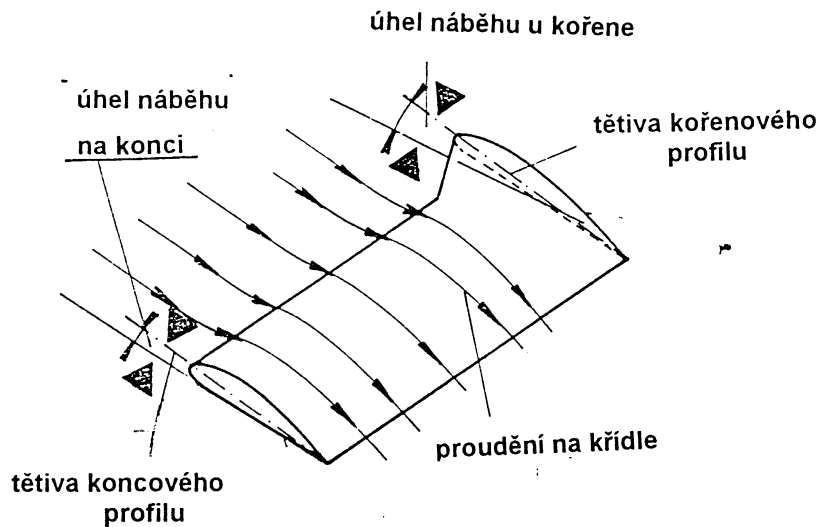
K zabránění výše uvedené negativní vlastnosti lichoběžníkového křídla se používají různé prostředky. Patří mezi ně zejména :

a.použití jiného nastavení kořenových a koncových profilů, tzv. geometrické zkroucení (obr. 081-47 A).



Obr. 081 – 47 : Geometrické a aerodynamické zkroucení křídla

Profily na konci křídla tak pracují na nižších úhlech náběhu a mají rezervu do odtržení (obr. 081-48).



Obr. 081 – 48 : Funkce geometrického zkroucení křídla

Běžně používaný rozdíl mezi nastavením kořenového a koncového profilu nebývá větší než 5 stupňů.

b.aerodynamické zkroucení, kdy se používají stejně nastavené profily, ale profily na koncích jsou schopny dosáhnout větší součinitele vzlaku (obr.081-47 B).

O ostatních používaných prostředcích pro ovlivnění pádových vlastností křídla bude pojednáno v samostatné kapitole.

1.4.4. Snižování indukovaného odporu

(081 01 04 02) AC

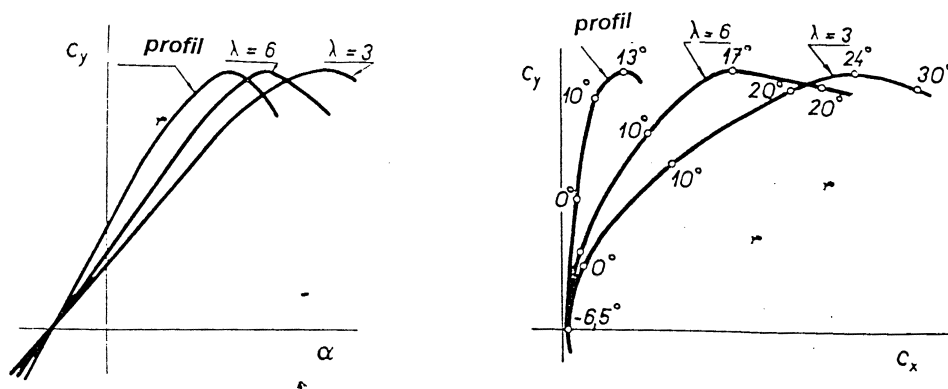
Teoretickým rozбором vírového modelu křídla je možné matematicky vyjádřit závislost indukovaného úhlu náběhu a součinitele indukovaného odporu následovně :

$$\alpha_i = c_Y / \pi \lambda_{ef}, a$$

$$c_{Xi} = c_Y^2 / \pi \lambda_{ef},$$

kde λ_{ef} značí efektivní štiřlost křídla. To je geometrická štiřlost, uvedená dříve, opravená o vliv půdorysného tvaru křídla a další faktory, jako vliv koncových těles apod. Je nutné připomenout, že geometrická a efektivní štiřlost se liší v praxi pouze o několik procent. Fyzikálně lze uvedené závislosti vysvětlit tím, že vyšší štiřlost křídla (při stejné ploše křídla) způsobí, že celkově menší část plochy křídla je ovlivněna indukovaným úhlem náběhu.

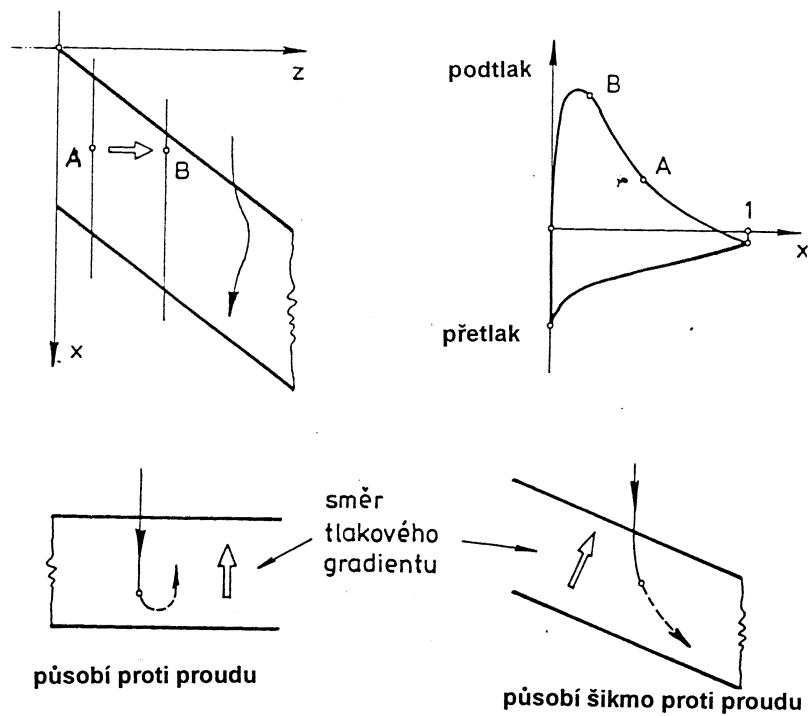
Ovlivnění aerodynamických charakteristik je přímo vidět na vztlakové čáře a poláře křídla o různé štiřlosti (obr. 081-49).



Obr. 081 – 49 : Polára a vztlaková čára křidel o různé štiřlosti

Z výše uvedených závislostí bezprostředně plyne i vliv půdorysného tvaru křídla na aerodynamické charakteristiky. Při stejné ploše křídla má eliptické křídlo největší štiřlost, lichoběžníkové menší a nejmenší obdélníkové. Z toho lze odvodit, že nejlepší odporové vlastnosti a nejmenší změny charakteristik můžeme očekávat u eliptického křídla. To je ale výrobně značně složité a proto není v praxi příliš používáno. Indukovaný odpor a změny stoupání vztlakové čáry a max. součinitele vztlaku má lichoběžníkové křídlo menší než obdélníkové, i když jeho vlastnosti při odtržení proudu jsou obecně horší. Z toho plyne i běžné použití jednotlivých druhů křidel, pro cvičná letadla, kde jsou vlastnosti upřednostňovány před výkony, je používáno obdélníkové křídlo, zatímco nejrozšířenějšího použití našlo zřejmě křídlo lichoběžníkové.

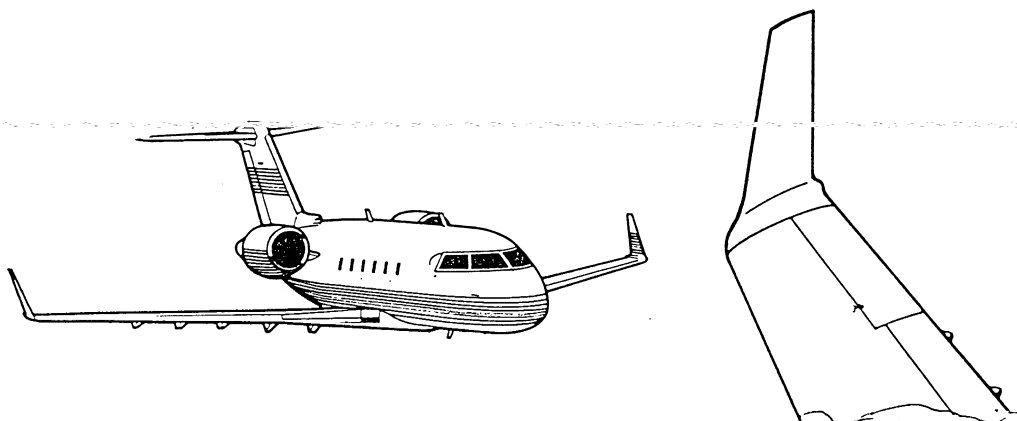
Poměrně negativně je z hlediska všech efektů spojených s existencí okrajových vírů nutno pohlížet na šípové křídlo. Šípové křídlo konečného rozpětí se totiž chová jako přímé křídlo, ale indukovaný úhel náběhu a součinitel indukovaného odporu jsou poněkud větší a jsou jinak rozloženy po rozpětí křídla, než je tomu u přímého křídla. Ve výsledku přispívají na šípovém křídle k zvětšení místních součinitelů vztlaku na koncích křídla a tím zvětšení možnosti odtržení proudu v těchto partiích. Kromě toho se projevuje i tloušťnutí mezní vrstvy směrem ke koncům křídla, spojené se vznikem nepříznivého tlakového gradientu po rozpětí křídla, vyvolaného jeho šípovitostí (obr.081-50).



Obr. 081 – 50 : Vliv šípu křídla

Šípem křídla je ovlivněno i stoupání vztahové čáry, kdy zvětšení šípu způsobuje zmenšení sklonu vztahové čáry.

Ke snížení indukovaného odporu, který je, jak již bylo uvedeno zvláště velký při vysokých úhlech náběhu (tj. při letu nižšími rychlostmi), je používána ploška na konci křídla, které se říká winglet (obr. 081-51). Jeho funkcí není zabránit „přefukování“, ze spodní strany křídla na horní, jak by se mohlo na první pohled zdát, ale přispět k co možná nejrychlejšímu sbalení okrajového víru a tak omezit jeho vliv na indukovaný úhel náběhu. Vliv wingletu se projevuje pozitivně snížením indukovaného odporu při letu na velkých úhlech náběhu, tj. při malých rychlostech nebo velkých výškách. Při jiných režimech letu, zejména letu na nižších úhlech náběhu, tj. při letu velkou rychlostí je winglet zdrojem třecího a tvarového odporu a jeho vliv na indukovaný odpor je poměrně zanedbatelný.



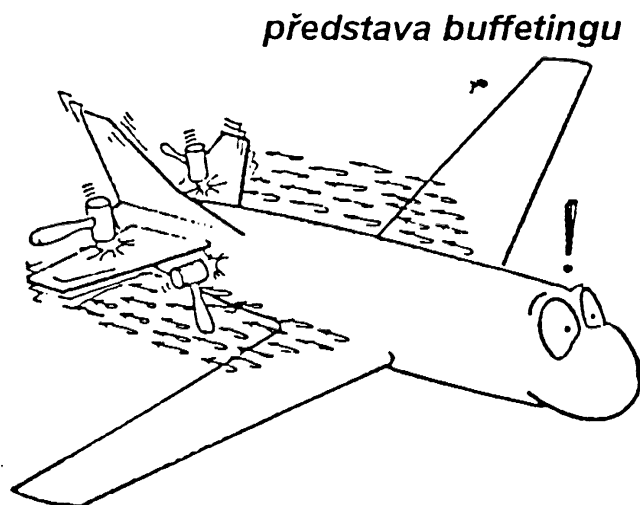
Obr. 081 - 51 : Winglet křídla

1.4.5. Vlastnosti křídla při přetažení

(081 01 08 01) AC

(081 01 08 03 a 04) ACP

Aby křídlo mělo vyhovující vlastnosti při přetažení, t.j. při přivedení do blízkosti kritického úhlu náběhu a za něj, musí splňovat několik podmínek. První z nich je, že k odtržení proudu dojde v oblasti křídla takové, že není dosaženo jako první ztráty jeho říditelnosti, a to buď kolem podélné nebo příčné osy. Další podmínkou je vytvoření přirozeného varování před pádem tím, že oblast odtrženého proudu, vyznačující se vířivým prouděním o úměrné intenzitě, zasáhne ocasní plochy letounu a způsobí třepání celého letounu, zejména však výškového kormidla. Tuto odezvu pilot cítí v ručním řízení a je tak dostatečně varován před blížícím se pádem letounu (Obr. 081-52).

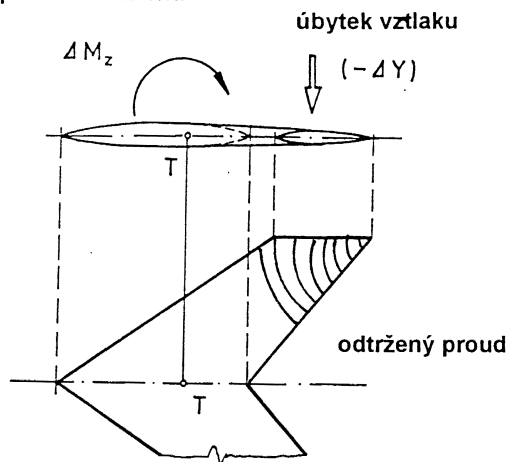


Obr. 081 - 52 : Přirozené varování před pádem

Rozhodující význam pro posuzování pádových vlastností při přivedení křídla do blízkosti kritického úhlu náběhu má oblast, kde dojde jako první k odtržení proudu. Jak se v tomto směru chovají jednotlivá křídla různých půdorysných tvarů při přivedení do blízkosti kritického úhlu náběhu bylo popsáno již dříve., včetně toho, jak pomocí aerodynamického a geometrického zkroucení křídla je možná alespoň částečně nepříznivé vlivy eliminovat. Přesto tyto prostředky nejsou vždy dostatečně účinné a jsou proto posilovány dalšími.

Půdorysným tvarem křídla, který přirozené pádové vlastnosti obvykle nemá vyhovující, je šípové lichoběžníkové křídlo. K již popsané snaze k odtrhávání na koncích křídla se přidává jeho další důsledek, a to změna klopivého momentu ve směru „na ocas“ (obr. 081-53).

změna klopivého momentu

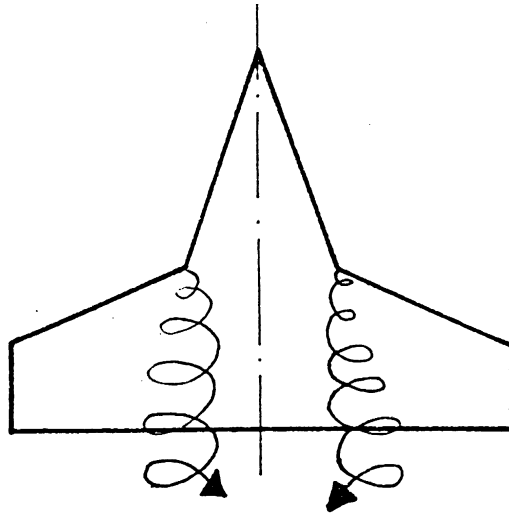


Obr. 081 - 53 : Klopivý moment šípového křídla po odtržení

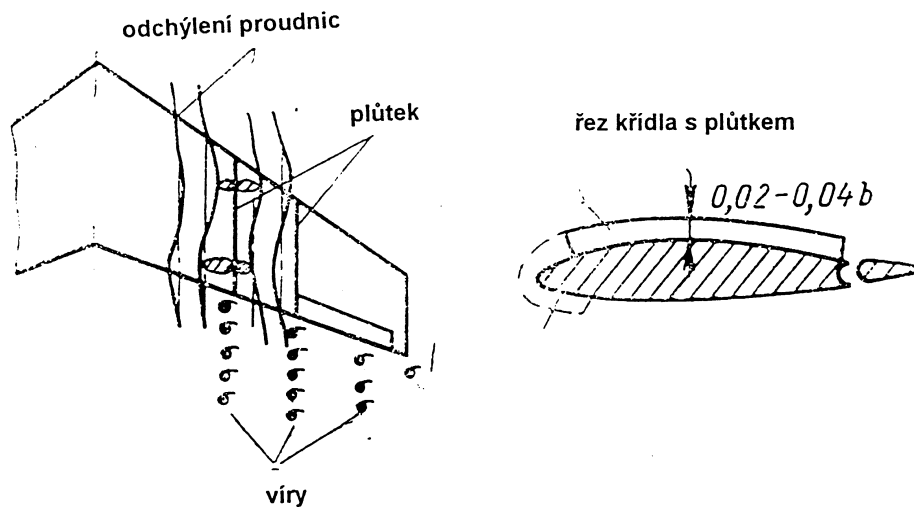
Klopivý moment se projevuje snahou zatáhnout letoun do hlubšího odtrženého stavu, což zejména v začátcích používání šípových křídel vedlo k častým haváriím.

Prostředky pro zlepšení chování zejména šípového křídla při přetažení jsou vždy založeny buď na principu odvedení „zastaveného“ vzduchu v mezní vrstvě pryč z křídla ještě dříve, než způsobí odtržení na konci křídla, nebo oživení mezní vrstvy tím, že je do ní přiveden vzduch s vysokou kinetickou energií, který pozdrží odtržení.

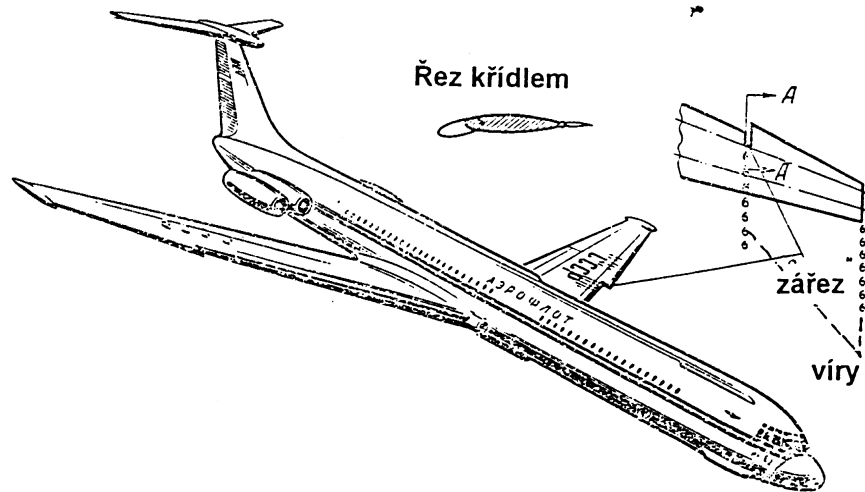
Mezi prostředky, které odvádějí mezní vrstvu, patří různé konstrukční úpravy na náběžné hraně křídla, jako je vírový přechod (obr.081-54), aerodynamické plůtky (081-55), zářezy na náběžné hraně, někdy nazývané „psí zuby“ (obr.081-56), ale i celkové provedení konstrukce, jako jsou podvozkové gondoly nebo pylony pro zavěšení motorů (obr. 081-57).



Obr. 081 - 54 : Změna šípu náběžné hrany křídla

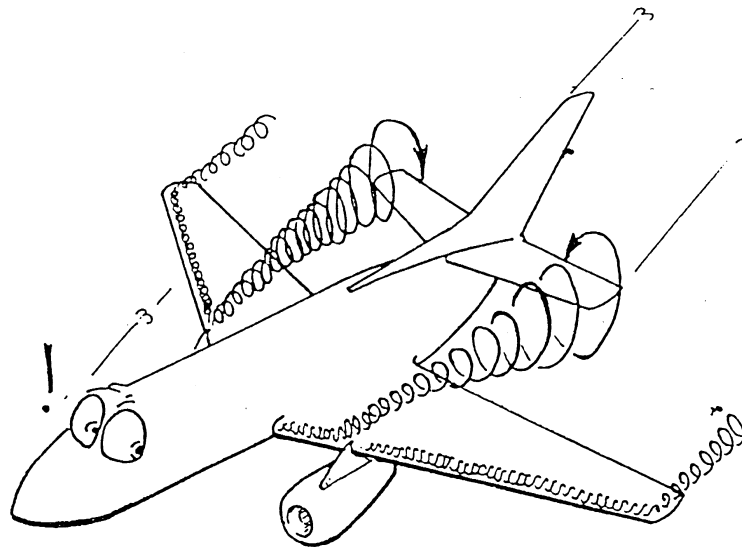


Obr. 081 - 55 : Plůtek na křídle



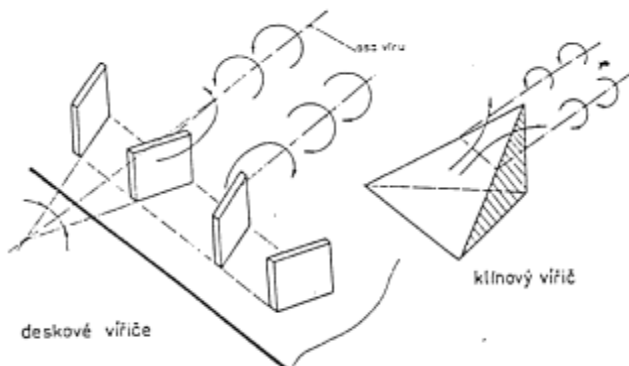
Obr. 081 - 56 : Zářez na náběžné hraně

Poslední dva se vyznačují poněkud nižší účinností, protože ovlivňují hlavně proudění na spodní straně křídla. Další důležitou funkcí uvedených prostředků je příspěvek k buffetingu.



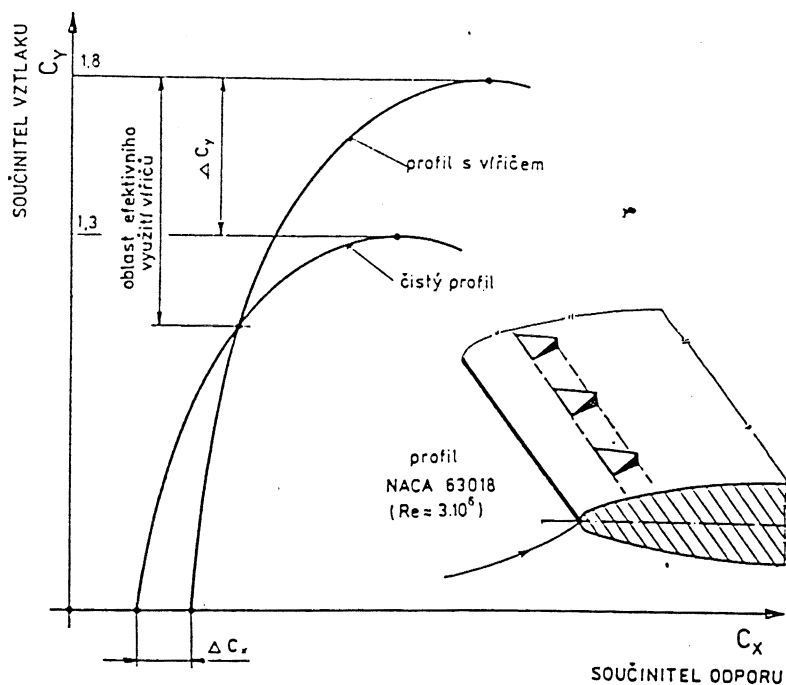
Obr. 081 - 57 : Pylony pro zavěšení motorů

Jedním ze způsobů, jak oživit proudění v mezní vrstvě je použití vířičů, které zvětší turbulenci proudění v mezní vrstvě a tak zabrání předčasnému odtržení proudu. Druhů vířičů je celá řada, především to jsou vířiče deskové, klínové (obr. 081-58) a rampové.



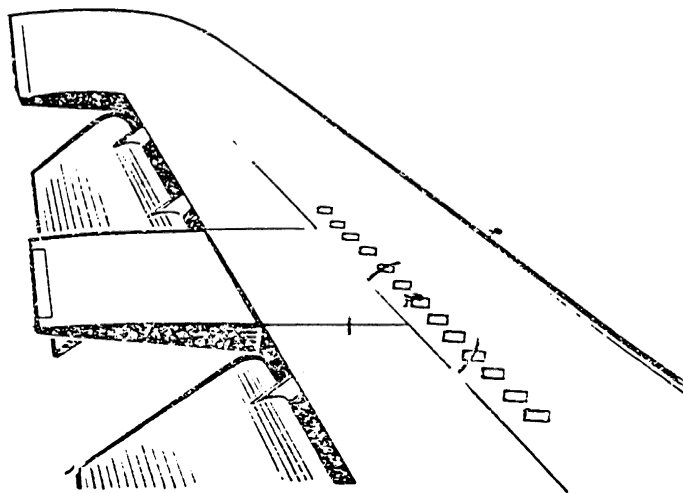
Obr. 081 - 58 : Druhy vířičů

Ovlivnění aerodynamických charakteristik profilu je patrné z obr. 081-59.



Obr. 081 - 59 : Vliv vířičů na aerodynamické charakteristiky

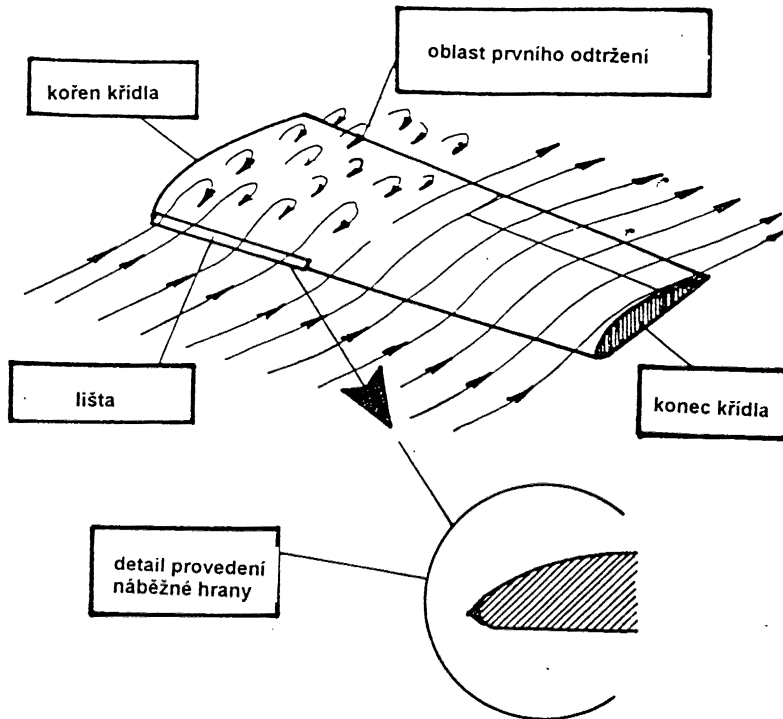
Vířiče se umísťují buď do okolí náběžné hrany, nebo před oblast na křídle, kde je nutné zabránit odtržení proudu. To je většinou před křídélko, nebo před výškové nebo směrové kormidlo (obr. 081-60).



Obr. 081 - 60 : Umístění vířičů

Takto umístěné vířiče pomáhají odstranit odtržení proudění, ke kterému může dojít např. při vychýlení křídélka dolů, což má za následek zvětšení zakřivení střední čáry profilu, které zvyšuje možnost odtržení proudu. To má potom za následek klonění letounu na opačnou stranu, než bylo zamýšleno použitím řízení křídélky. Podrobnější vysvětlení je podáno v 081 01 09 01 a 081 05 04 01. Vířiče rovněž přispívají k zvětšení kritického Machova čísla a oddálení vlnové krize, obvykle zvyšují kritické Machovo číslo o 0,02 až 0,07.

Podobný efekt jako použití vířičů přináší i lišta na náběžné hraně (obr. 081-61), která navíc přináší výrazné pádové varování.



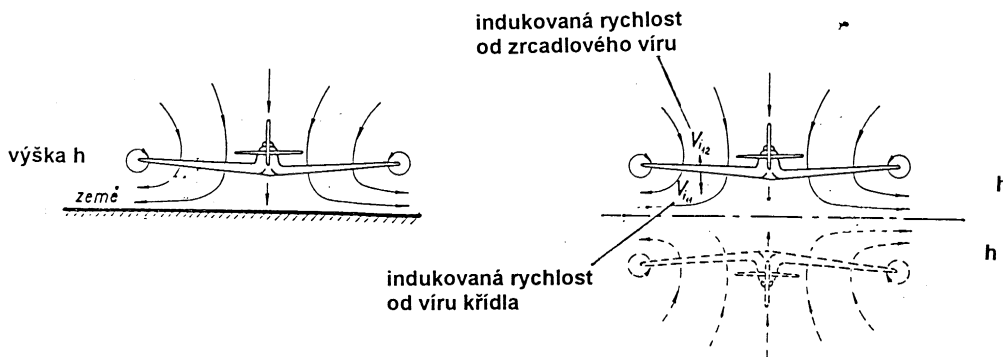
Obr. 081 - 61 : Lišta na náběžné hraně

Nejvýraznější efekt přináší přímé ovlivnění mezní vrstvy jejím odsáváním nebo vyfukováním. To je detailně probráno v kapitole 1.5.

1.4.6. Vliv blízkosti země

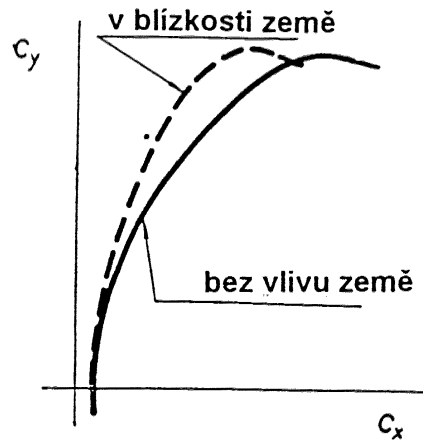
(081 01 06 00 až 04) AC

Jestliže se letoun dostane do bezprostřední blízkosti země, dojde k podstatné změně v obtékání křídla. Vliv okrajových vířů se zeslabí, protože jejich přirozenému vývoji brání nepropustný zemský povrch. Tato změna se projeví zejména na vertikálních složkách rychlosti a tedy velikost indukovaných rychlostí je značně nižší (obr. 081-62).



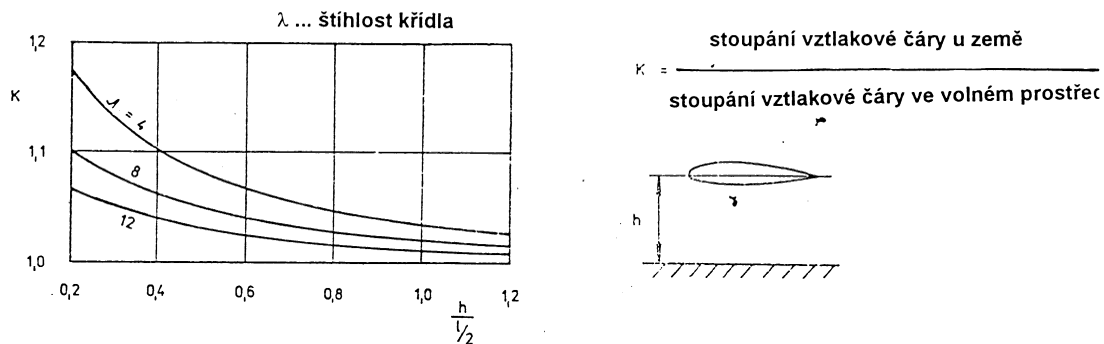
Obr. 081 - 62 : Vliv blízkosti země

Vliv blízkosti země je možné popsat modelem, při kterém je křídlo letounu nahrazeno podkovovitým vírem a vliv země stejným podkovovitým vírem, ale opačného smyslu, umístěným vůči křídlu do dvojnásobné vzdálenosti, než je výška letu nad zemí. Nosný vír křídla indukuje rychlosti tak, jak již známe, ale proti těmto rychlostem působí indukované rychlosti zrcadlového víru a zmenšují tak jejich výsledný průběh. Výsledkem je snížení indukovaného úhlu náběhu a zmenšení indukovaného odporu (obr. 081- 63).



Obr. 081 - 63 : Vliv blízkosti země na poláru

Křídlo se v blízkosti země chová potom jako křídlo o daleko větší štiřlosti. Proto se někdy říká, že letoun v blízkosti země „plave“. Zvláště velký vliv má přízemní efekt na letouny s křídly o malé štiřlosti, kdy např. stoupání vztlakové čáry je v těsné blízkosti země větší přibližně o jednu pětinu oproti křídlu ve volném letu. Vliv země klesá, čím je křídlo vzdálenější od země, na obr.081-64 je vliv vzdálenosti ukázán pro změnu stoupání vztlakové čáry. Obecně se nechá říct, že vliv země má význam zhruba do výšky rovné polovině rozpětí křídla.



Obr. 081 - 64 : Závislost výšky a přízemního efektu

Vliv blízkosti země se rovněž projevuje i na řízení letadla, a to zejména na účinnosti výškového kormidla. Tato záležitost bude probrána v 081 05 02 02.

1.4.7. Turbulence v úplavu a srázový úhel

(081 01 02 05, 081 01 04 01) ACP

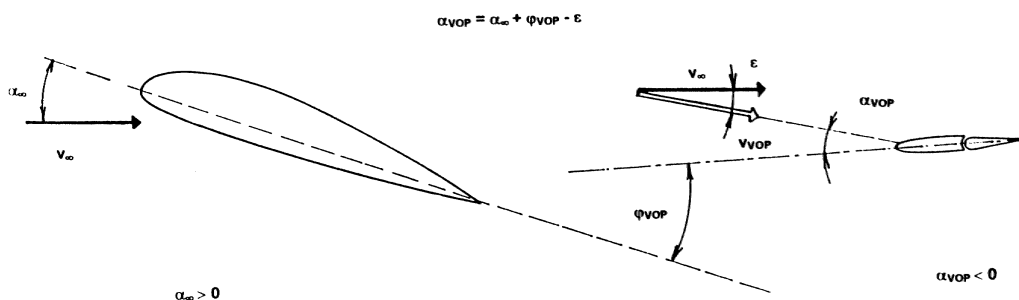
Vírový systém, kterým je popisováno aerodynamické chování křídla, způsobuje další dva významné jevy. Prvním je ovlivnění proudění na ocasních plochách letounu klasické koncepce, druhým potom vytvoření turbulence v úplavu.

Úplav za křídlem, charakterizovaný vířivým prouděním, je v podstatě tvořen v bezprostřední vzdálenosti za křídlem nekonečně velkým počtem elementárních vírů. Ty se ale v určité vzdálenosti za křídlem sbalují a vytvářejí dvě, jakási samostatná jádra. Vzdálenost, na niž se za křídlem vírová plocha sbalí lze určit přibližně ze vztahu :

$$\text{vzdálenost} = \text{konstanta tvaru} * \text{štitlost} * \text{rozpětí} / \text{součinitel vztlaku křídla.}$$

Pro příklad uveďme, že konstanta zahrnující vliv půdorysného tvaru křídla má pro eliptické křídlo hodnotu 0.28.

Úplav za křídlem mění svou polohu i vertikálně, což je označováno jako sráz za křídlem. Charakteristikou tohoto jevu je tzv. srázový úhel a označuje se ϵ . Podle teorie je tento úhel dvakrát větší, než indukovaný úhel náběhu a pro kladný vztlak má zápornou hodnotu (obr. 081-65).

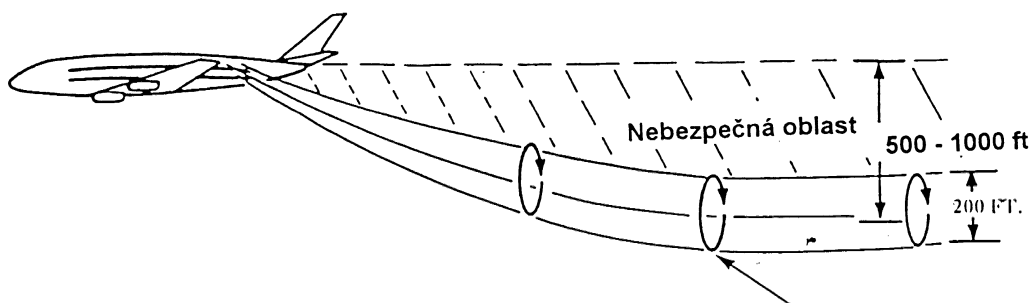


Obr. 081 - 65 : Srázový úhel

Proud v místě ocasních ploch se neliší pouze směrem, ale i co do velikosti nabíhající rychlosti, která je ve srovnání s rychlostí před křídlem menší. V místě ocasních ploch dochází tedy ke snížení dynamického tlaku. Jsou-li ale ocasní plochy ve vrtulovém proudě, může být dynamický tlak i větší, než před křídlem.

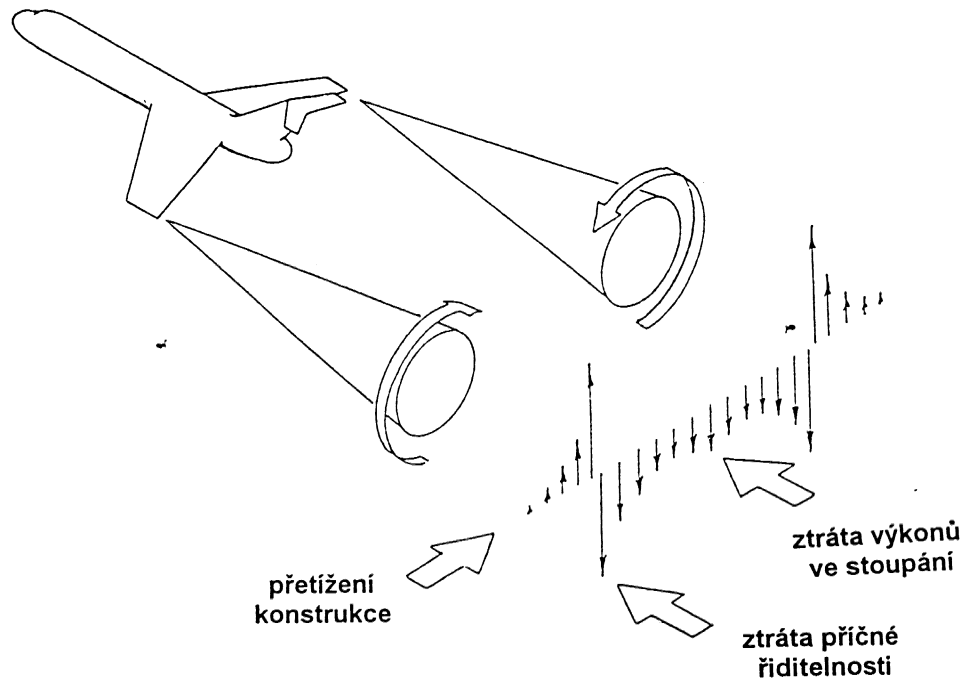
Intensita vírů (cirkulace) za křídlem obecně závisí na součinu součinitele vztlaku a hloubky křídla, což je vlastně při ustáleném letu letounu na zatížení po rozpětí křídla. Tento poměr udává, jakou hmotnost nese každý metr rozpětí. Pro příklad, letoun o hmotnosti 12.000 kg a rozpětím 8 m vytváří víry o stejné intenzitě, jako letoun o hmotnosti 48.000 kg a rozpětím 32 m.

Oblast zasažená turbulencí v důsledku vírů za křídlem (turbulencí v úplavu) představuje poměrně rozsáhlou oblast. Za letícím těžkým dopravním letadlem má tvar uvedený na obr. 081-66.



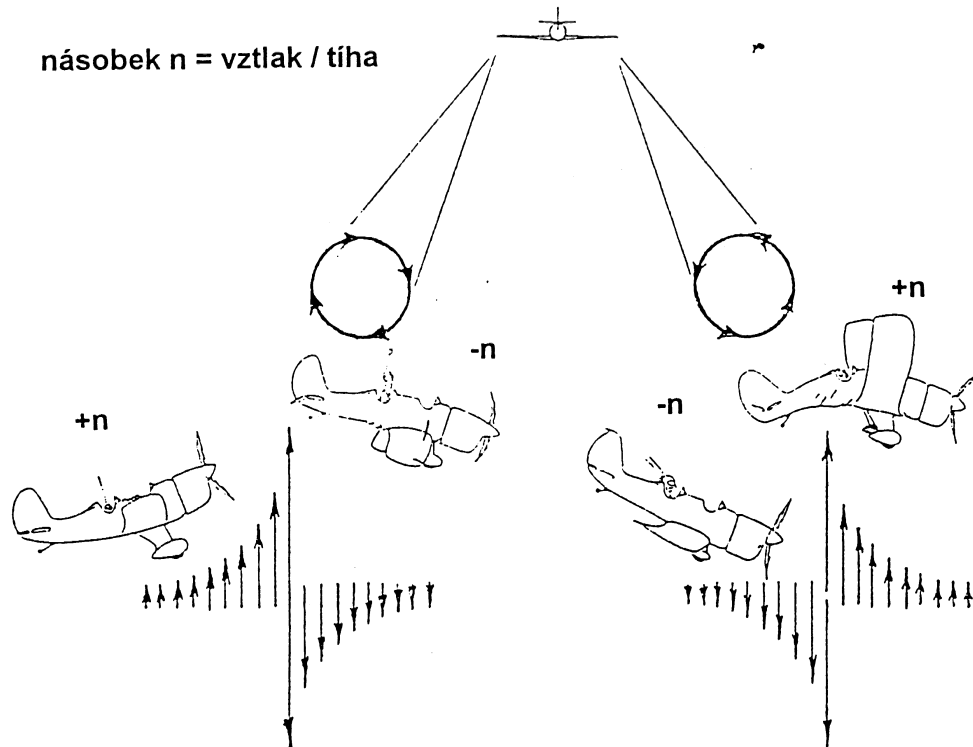
Obr. 081 - 66 : Oblast zasažená turbulencí za letounem

Při průletu uvedenou oblastí hrozí prolétávajícímu letadlu značné nebezpečí. Podle toho, jakým směrem letoun oblastí prolétává, má nebezpečí různý charakter (obr.081-67).



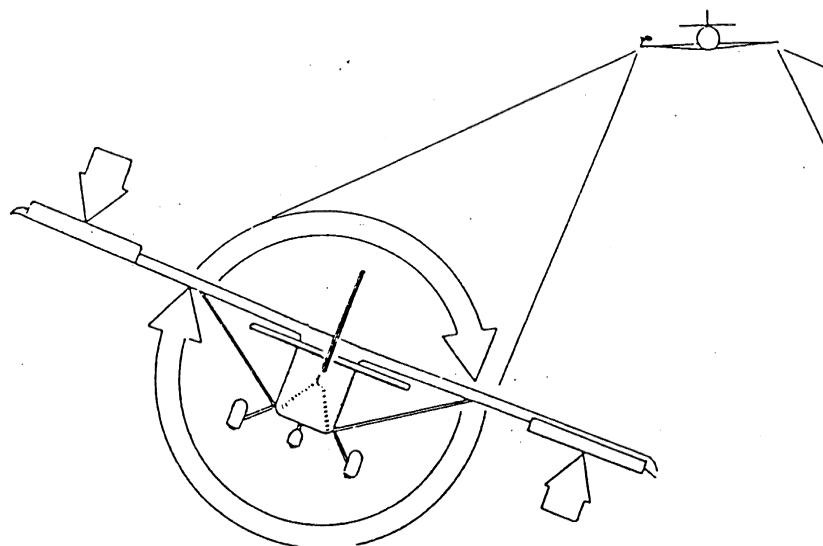
Obr. 081 - 67 : Nebezpečné jevy v turbulenci v úplavu

Příčný průlet turbulencí v úplavu může přinést poruchu konstrukce letounu, nebo jeho pád v důsledku náhlého zvýšení jeho úhlu náběhu (obr.081-68).



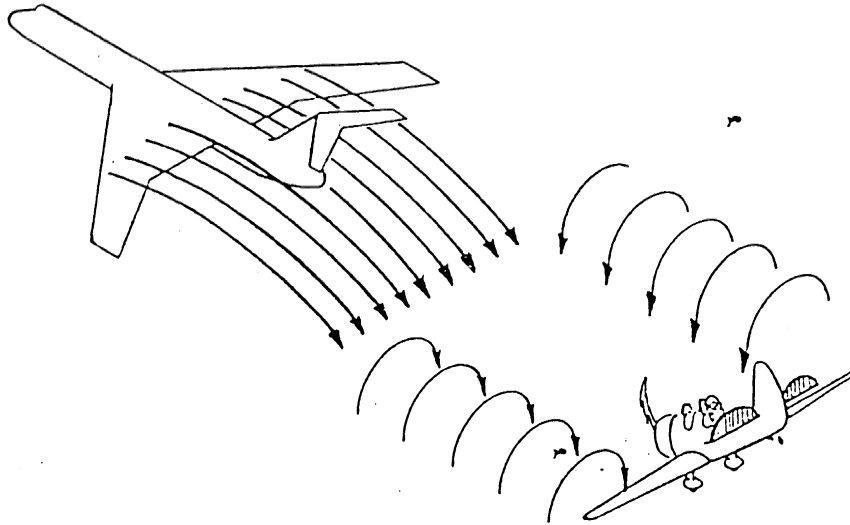
Obr. 081 - 68 : Zvýšení násobku při příčném průletu turbulencí v úplavu

Při průletu jádrem víru ve směru jeho osy hrozí, že účinek řízení nebude stačit eliminovat účinek víru, křídélka prostě nebudou schopna vyvodit dostatečný klonivý moment proti turbulenci (obr.081-69). Např. USAF charakterizuje cvičný letoun T 38 jako jeden z nejrychleji se točících letounů kolem podélné osy. Jestliže se ale dostane do příslušné oblasti, vzniklé z jiné T 38 letící 3 km před ní, tak ztratí na příčné říditelnosti až 70 %.



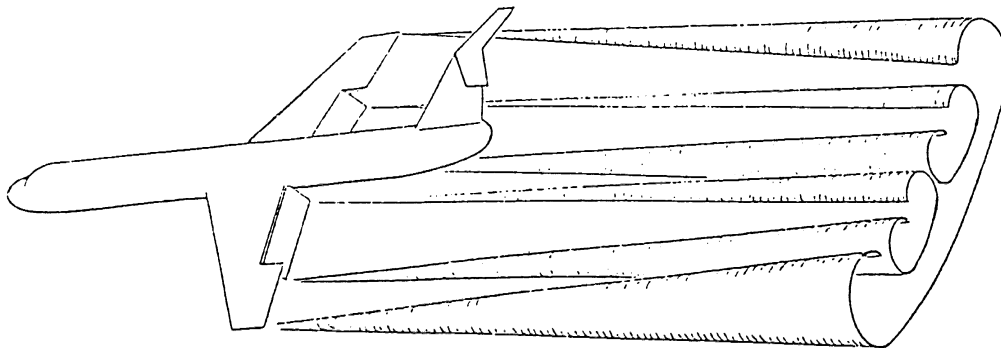
Obr. 081 - 69 : Ztráta příčné říditelnosti při průletu jádrem víru

Letí li letoun za jiným, a to i ve značně velké vzdálenosti, může se dostat do oblasti, ve které bude vzduch klesat velkou rychlostí (obr.081-70).



Obr. 081 - 70 : Klesání v důsledku turbulence v úplavu

Např. za velkými dopravními letadly může být klesání 500 ft/min, které se může výrazně zvětšit při vysutí vztlakových klapek. (Obr. 081-71). Pro příklad uveďme, že za letounem F-16 klesá vzduch rychlostí až 20 m/s. Jestliže do této oblasti vletí letoun rychlostí 150 kts, dojde ke snížení úhlu náběhu až o 14 stupňů, což znamená, že téměř každý letoun se dostane na záporný úhel náběhu.



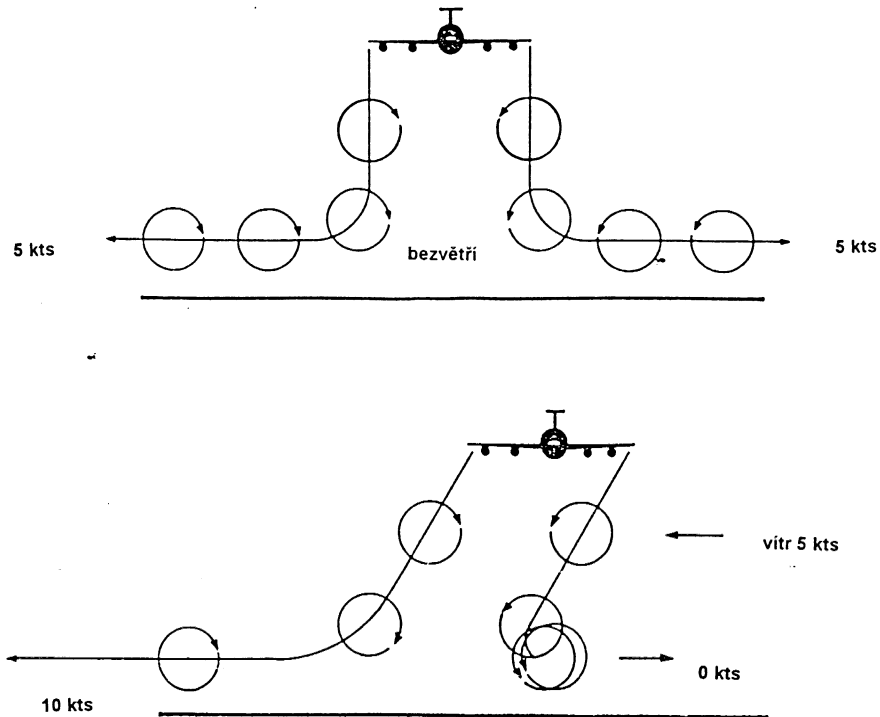
Obr. 081 - 71 : Vliv vysunutí vztlakových klapek na rozložení turbulence v úplavu

Protože nebezpečí letecké nehody způsobené turbulencí v úplavu je velmi vysoké, je dbán službou řízení letového provozu velký důraz na dostatečné rozestupy mezi letadly. Letadla jsou rozdělena do třech kategorií dle hmotnosti, a to :

LIGHT ...	do hmotnosti	7.000 kg
MEDIUM ...		136.000 kg
HEAVY ...	nad	136.000 kg

pro takto stanovené kategorie jsou pro různé fáze letu stanoveny min. rozestupy, např. při přiblížení je MEDIUM za HEAVY 9 km, LIGHT za HEAVY 11 km.

Na oblast turbulence v úplavu působí vítr a způsobuje její pohyb, což obzvláště v blízkosti vzletové dráhy může mít značný význam z hlediska bezpečnosti (obr. 081-72).



Obr. 081 - 72 : Vliv větru na pohyb oblasti turbulence v úplavu

Je nutné se zmínit, že zvláště nebezpečné z hlediska turbulence v úplavu jsou skupinové lety.

1.5. Prostředky pro zvýšení vztlaku

(081 01 09 00) ACP

Pro ustálený let letounu platí rovnováha sil, při které je odpor roven tahu a tíhová síla se rovná vztlaku. Budeme-li předpokládat, že vztlak vzniká pouze na křídle, potom z rovnováhy sil v kolmém směru dostaneme vztah pro rychlost letu vztahem :

$$v_Y = (2 \cdot G / \rho \cdot S \cdot c_Y)^{1/2},$$

kde G je tíhová síla, přičemž je zřejmé, že rychlost letu klesá s rostoucím součinitelem vztlaku, tedy s tím, jak je letoun přiváděn na větší úhly náběhu. V celé historii letectví se projevuje snaha zvyšovat cestovní rychlost letounů, a to přináší zvětšení plošného zatížení křídla G/S . Vzhledem k omezené velikosti součinitele vztlaku by byly minimální rychlosti letu (pro let na maximálním c_Y při α_{KRIT}) u většiny současných letadel velmi vysoké a kladly by nevládnutelné nároky na posádku letadla a délku vzletové a přistávací dráhy, zejména při vzletu a přistání

Cesty, jak získat pokud možno co nejnižší minimální rychlost, jsou dvě, zvětšení plochy křídla je ale konstrukčně obtížné zvládnout a tak zůstává jediná praktická možnost, zvyšovat maximální součinitel vztlaku. Bylo vyvinuto několik typů zařízení na zvyšování c_Y , v praxi jsou podle principu činnosti používány následující :

a. přírůstek vztlaku se dosahuje změnou zakřivení prohnutí profilu.

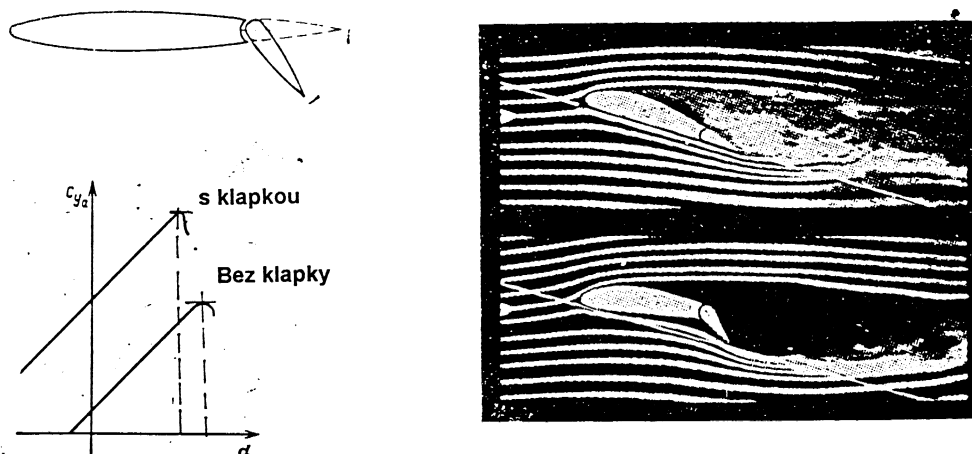
b. přírůstek vztlaku se dosahuje ovlivněním proudění v mezní vrstvě, někdy se též používá termín řízení mezní vrstvy.

V současné době se používají na dopravních a mnohdy i na dalších letounech kombinace obou metod a je někdy obtížné je od sebe oddělit. Jako kritérium proto bude použito umístění jednotlivých zařízení a dále to, zda řízení mezní vrstvy je prováděno přirozeným způsobem s využitím tlakových poměrů na profilu, nebo zda je k němu použit vnější zdroj energie.

1.5.1. Prostředky na odtokové hraně

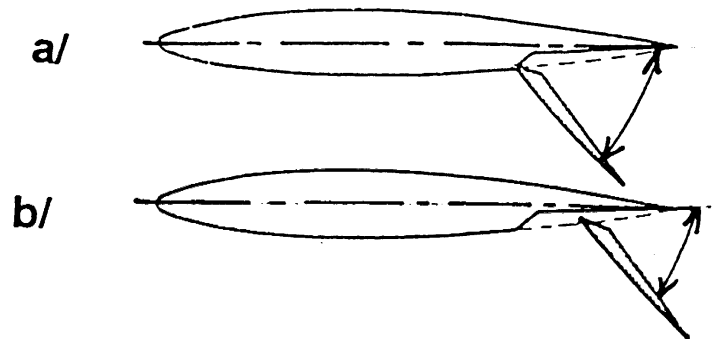
(081 01 09 01) ACP

Nejjednodušším případem je jednoduchá klapka (obr.081-73). Sklopením zadní části profilu (většinou bývá hloubka klapky maximálně 25 % hloubky profilu) dolů se dosáhne zvýšení součinitele vztlaku o 30%. Tento princip změny vztlaku je běžně užíván u kormidel. Nevýhodou této klapky je dřívější odtržení proudění, z důvodů právě většího zakřivení střední čáry. Max. používané výchylky bývají do 40 stupňů. Nejlepší výsledky se dosáhnou na tlustých profilech relativní tloušťky kolem 18%.



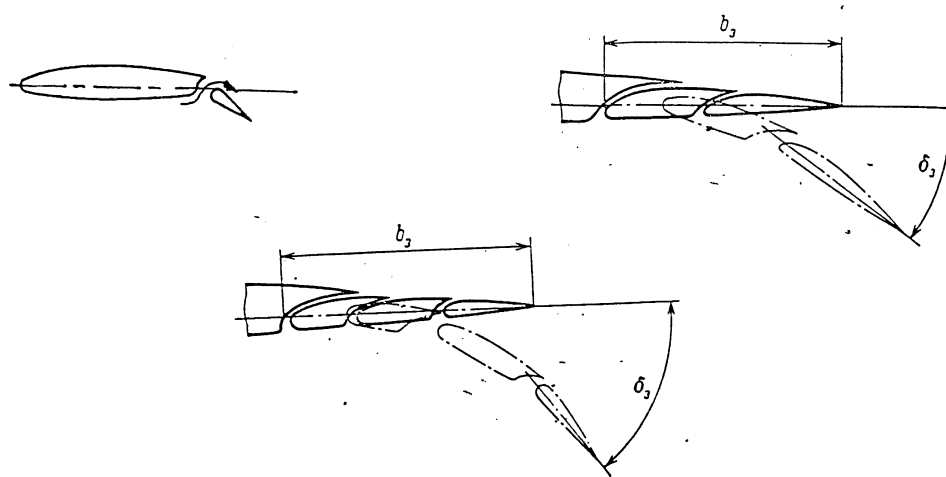
Obr. 081- 73 : Jednoduchá vztlaková klapka

Stejnou vztahovou charakteristiku má odklápací klapka (obr.081-74a), poněkud vyšší aerodynamickou účinnost má odklápací klapka s posuvem dozadu (obr.081-74b). Max. používaná výchylka bývá do 60 stupňů, hloubka klapky do 30%. Nejlepší výsledky se dosahují na středně tlustých profilech s relativní tloušťkou kolem 12%.



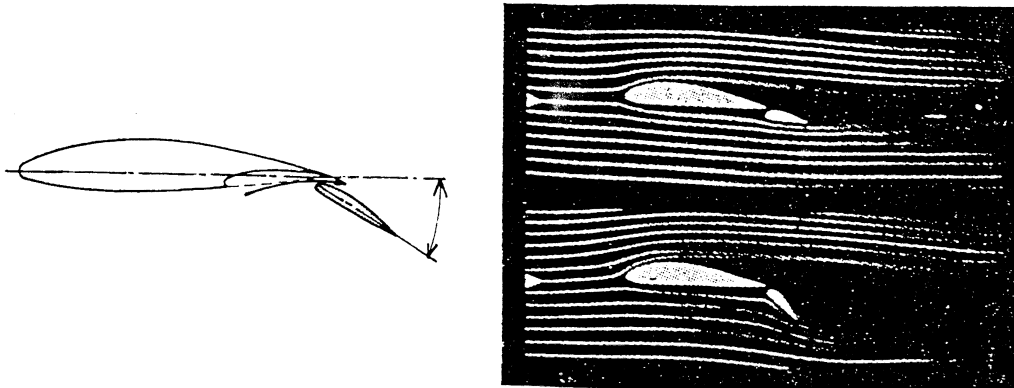
Obr. 081 - 74:Odklápací klapka

Dalším efektem, který je používán u dalších druhů klapek, je přivádění vzduchu o vyšší kinetické energii mezi zbrzděné částice vzduchu v mezní vrstvě na sací straně profilu. V důsledku toho se oddálí odtržení mezní vrstvy na vyšší úhly náběhu. Základním představitelem tohoto kombinovaného způsobu zvyšování vzlaku (prohnutí a úprava mezní vrstvy) je štěrbinová klapka (obr.081-75).



Obr. 081 - 75 : Štěrbínové klapky

Velmi často jsou tyto klapky provedeny tak, jak již je patrné z předchozího obrázku, tj. při vysouvání se klapka zároveň posouvuje dozadu. Mluvíme potom o tzv. Fowlerově klapce (obr.081-76).



Obr.081 - 76 : Fowlerova klapka

Zvětšení plochy přinese i zvětšení celkového vzlaku, do výpočtů se ale toto zvětšení plochy nezahrnuje a je vztaženo jen na zvýšení součinitele vzlaku

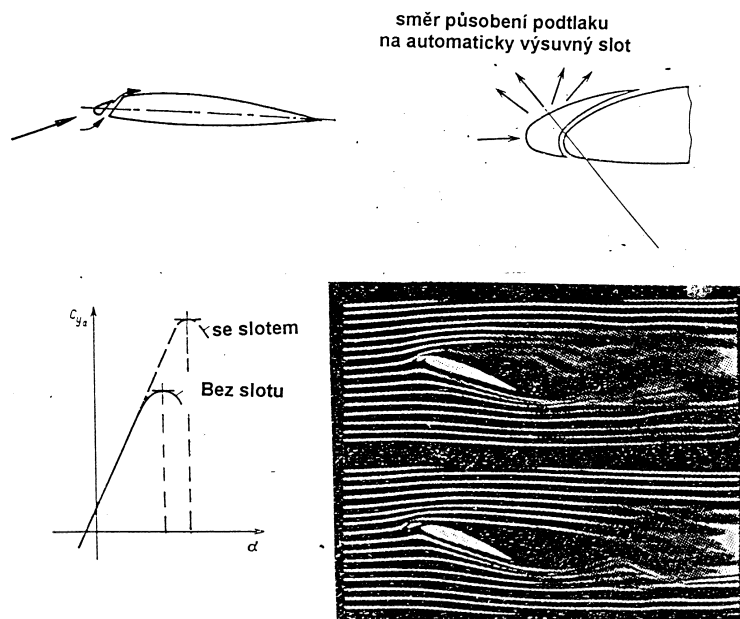
Charakteristiky těchto klapek jsou velmi různé, lze konstatovat, že závisí převážně na vhodném vytvarování štěrbin. Klapky jsou schopny dosáhnout velmi vysokých součinitelů vzlaku, a to kolem hodnoty 3. To je možné jen díky tomu, že kritický úhel náběhu je větší, než v čisté konfiguraci, tj. při zasunutých klapkách.

1.5.2. Prostředky na náběžné hraně

(081 01 09 02) ACP

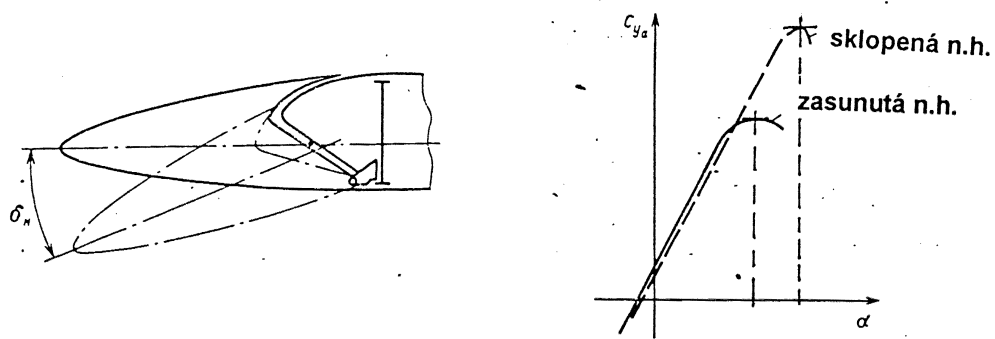
Zejména u tenkých profilů je výhodné použít větší zakřivení profilu v blízkosti náběžné hrany. To potom spolu s úpravou mezní vrstvy prostřednictvím vzduchu o vyšší kinetické energii, přivedeného štěrbinou ze spodní strany profilu, přináší jednak zvětšení součinitele vzlaku, ale i podstatné zvýšení kritického úhlu náběhu.

Nejběžnějším prostředkem na náběžné hraně bývá slot (obr.081-77). Bývá proveden buď jako pevný, nebo výsuvný, a to povelově nebo automaticky. Vzhledem k charakteru jeho účinku, projevuje se zejména při vyšších úhlech náběhu, je často používán jako prostředek k zabránění nežádoucího odtržení proudu na konci křídla. Přírůstek součinitele vzlaku bývá maximálně 30%.



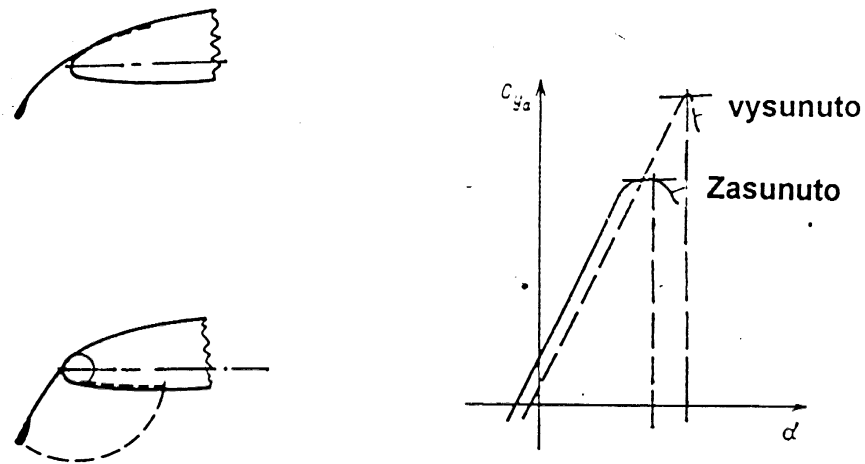
Obr. 081 - 77 : Slot

Další často používaný jednoduchý prostředek je sklopná náběžná hrana (obr.081-78). Přírůstek součinitele vzlaku je obvykle kolem hodnoty 0,5. Hloubka sklopné části bývá 10 až 15 % hloubky profilu.



Obr. 081 - 78 : Sklopná náběžná hrana

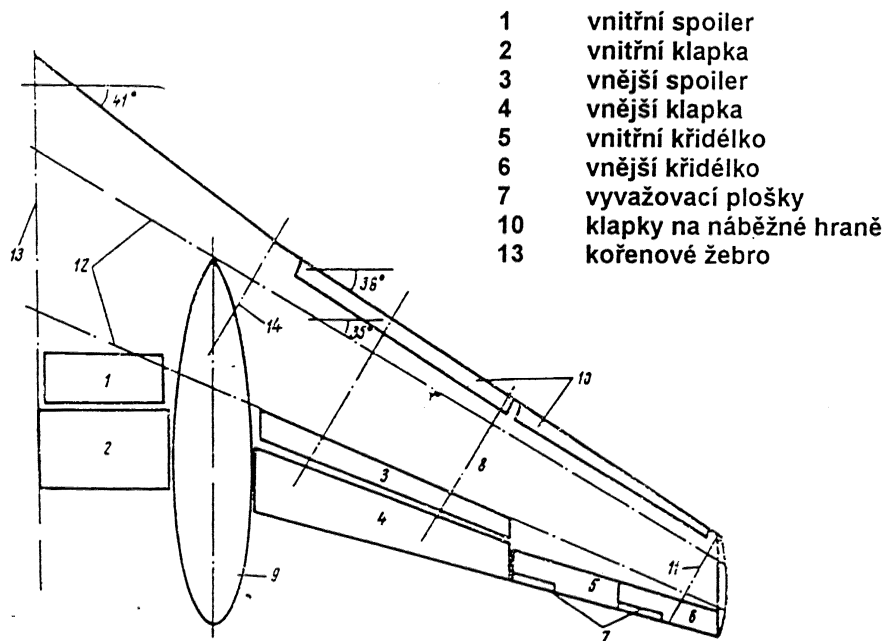
Výhradně u tenkých profilů se používají výsuvné (Betzova) a odklápěcí (Krugerova) náběžná hrana (obr.081-79). Proti sklopné náběžné hraně se výrazněji projevují při nižších úhlech náběhu.



Obr. 081- 79 : Výsuvná a odklápěcí náběžná hrana

1.5.3.Ovlivnění dalších aerodynamických charakteristik

Výše uvedené prostředky jsou často na křídle vzájemně kombinovány. Konstrukční schéma mechanizace křídla dopravního letounu, což je termín který bývá užíván pro prostředky zvyšování součinitele vzlaku a odporu, je na obr.081-80.

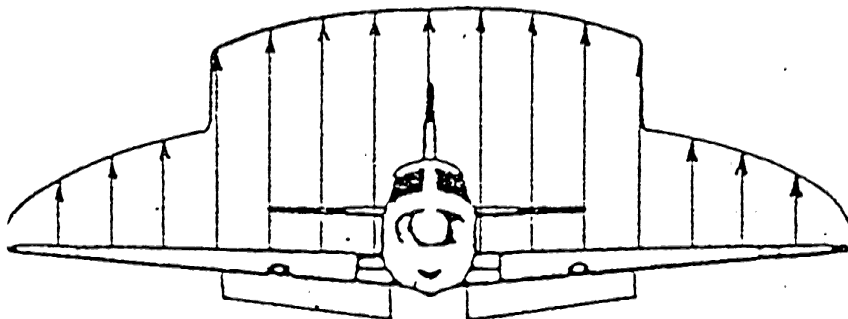


Obr. 081 - 80 : Schéma mechanizace křídla dopravního letounu

Prostředky pro zvyšování vzlaku mívají obvykle dvě polohy, pro vzlet (výchylky prostředků 10 až 20 stupňů) a pro přistání (25 až 45 stupňů). Při vzletu je požadováno co možná největší zvýšení vzlaku při co nejmenším zvýšení odporu. Při přistání naopak bývá zvýšení odporu požadováno, protože strmější úhel při přistání umožňuje posádce lepší odhad rozpočtu. Prostředky upravující mezní vrstvu, použité zejména na náběžné hraně, výrazně ovlivňují úhel náběhu. Při vysokém úhlu náběhu, zejména u křidel typu "delta", kde je nutné křídlo vybavit pro zvýšení vzlaku skutečně mimořádně, by bylo přistání pro vysoký úhel náběhu pro posádku těžko zvládnutelné, proto se někdy používá sklopná před' letounu.

Prostředky, které mění prohnutí profilu, zejména pak klapky na odtokové hraně, dávají poměrně velký přírůstek klopivého momentu ve smyslu „na hlavu“. Připočteme-li i vliv zmenšení srázového úhlu při letu v bezprostřední blízkosti země, je zřejmé, že na obojí musí pilot při přistání reagovat daleko větším přitažením řídicí páky, aby byla zachována momentová rovnováha působením vzlaku na ocasních plochách (*momentová rovnováha je podána v 081 04 01 01*). Na podélné řízení (řízení výškovým kormidlem) jsou proto při přistání kladeny daleko větší nároky.

Prostředky pro zvýšení vzlaku mění rozložení vzlaku po rozpětí křídla (obr. 081-81). Vzhledem k zvýšení vzlaku, tj. k vyšší cirkulaci na části křídla, z konců vysunutých klapek sbíhají okrajové víry, které křídlo v čisté konfiguraci nemá. Tím dochází ke zvýšení indukovaného odporu.



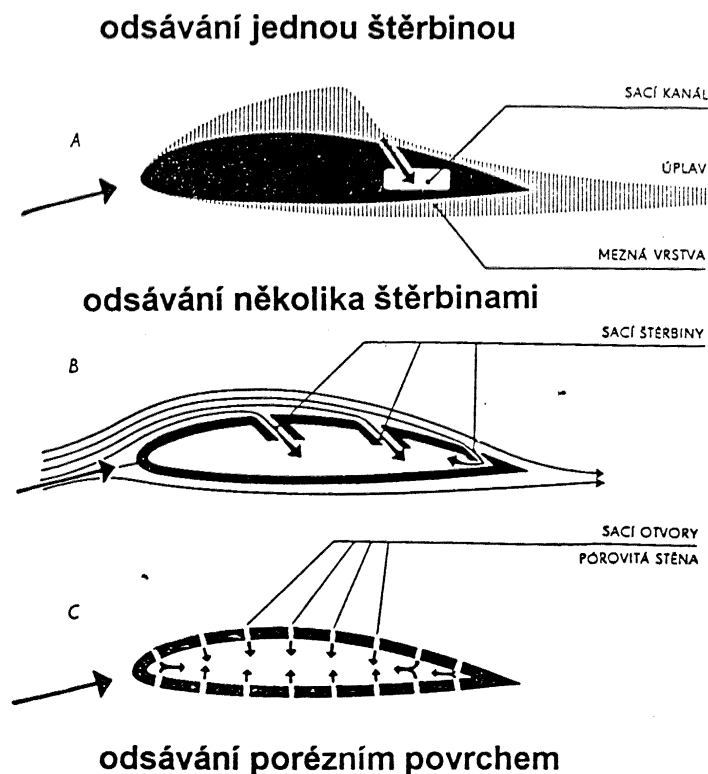
Obr. 081 - 81 : Rozložení vzlaku po rozpětí

Dojde li z nějakého důvodu k nesymetrickému vysutí klapek, vztlak se zvýší pouze na části křídla s vysunutou klapkou a na letoun začne působit klonivý moment. Klonivý moment může být tak silný, že jej nebude možné eliminovat účinkem křidélek. Vznik nesymetrické výchylky klapek větší než 5 stupňů je velmi nebezpečný a bezprostředně hrozí havárie. Vzájemná poloha klapek bývá proto několikrát jistěná, aby k nebezpečným situacím nedocházelo.

1.5.4.Řízení mezní vrstvy

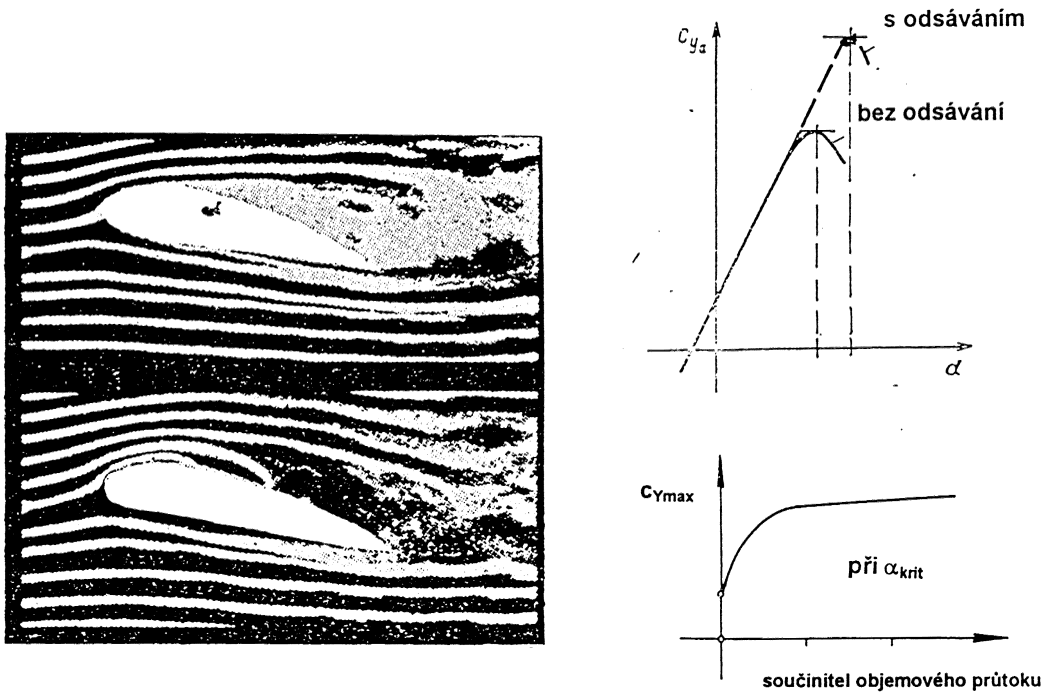
Úprava poměrů v mezní vrstvě oddaluje odtržení proudů a umožňuje tak křídlu dosáhnout větších součinitelů vztlaku. Úpravu mezní vrstvy je možné realizovat dvěma způsoby, jednak odvedením vzduchu s nízkou energií ze zpomalených částí mezní vrstvy odsátím nebo naopak přivedením vzduchu s vyšší kinetickou energií do mezní vrstvy vyfukováním. Toto provedení si vyžaduje použití zdroje energie, a to buď vývěvy nebo kompresoru, případně se přivádí vzduch z kompresoru proudového motoru.

Odsávání mezní vrstvy se provádí několika způsoby (obr. 081-82). Buď se proud o nízké energii odsává v blízkosti klapky (nebo v místě, kde se začíná vytvářet výraznější úplav), nebo se odsává na horní (výjimečně i na spodní) straně křídla.



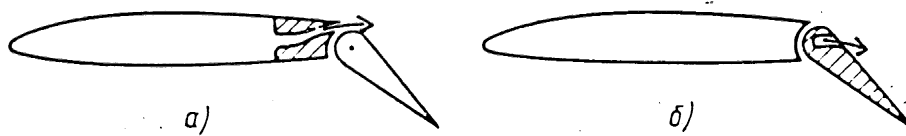
Obr. 081 - 82 : Odsávání mezní vrstvy

Účinnost odsávání je omezena i v případě, že je k dispozici zdroj o velkém výkonu. I při velké intenzitě odsávání, charakterizované průtočným množstvím odsátého vzduchu, se největšího efektu dosáhne obnovením proudění bez odtrhávání a odsáváním většího množství vzduchu se již dalšího zvýšení součinitele vztlaku nedosáhne (obr. 081-83). Přírůstek součinitele vztlaku bývá do 30 %.



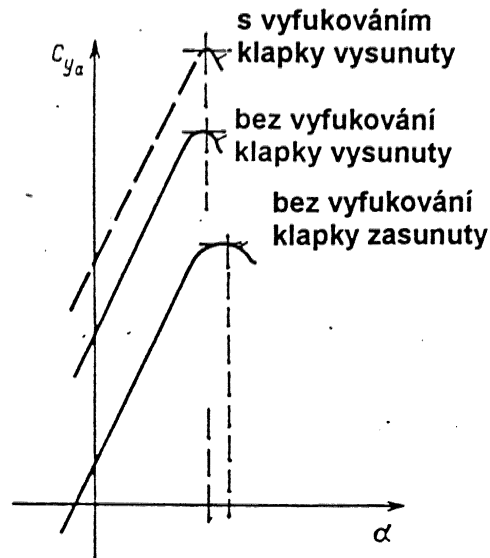
Obr. 081 - 83 : Účinek odsávání

Způsob provedení vyfukování je patrný z obr. 081-84.



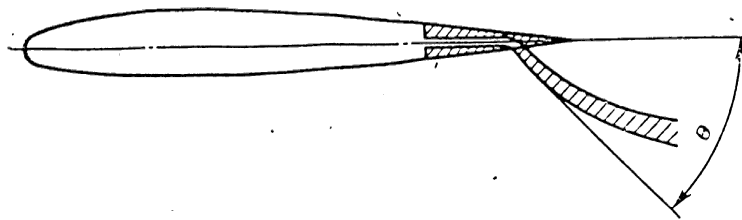
Obr.081-84 : Způsoby vyfukování mezní vrstvy

Vzduch o vysoké kinetické energii vstupuje do proudového pole štěrbinou tečně k povrchu klapky. Na rozdíl od odsávání mezní vrstvy je ale vyfukování proces, jehož účinek není limitován. Při určitém množství přiváděného vzduchu se zcela obnoví proudění v mezní vrstvě a proudové pole kolem profilu není ovlivněno mezní vrstvou (obr. 081-85).



Obr. 081 - 85 : Aerodynamický účinek vyfukování mezní vrstvy

Při dalším zvětšení vyfukovaného množství vzduchu se změní obraz proudového pole i mimo mezní vrstvu a kolem profilu se uměle vytvoří další, přídavná cirkulace. Takovému způsobu ovlivnění vztlaku se říká trysková klapka (obr.081-86).



Obr. 081 - 86 : Trysková klapka

Použití tryskové klapky přináší velmi vysoký přírůstek součinitele vztlaku, vyšší i než 5, ale tomu vždy přísluší požadavek poměrně vysoký výkon celého zařízení. Je zřejmé, že součinitel indukovaného odporu je potom náležitě vysoký.

1.6. Prostředky ke zvýšení odporu

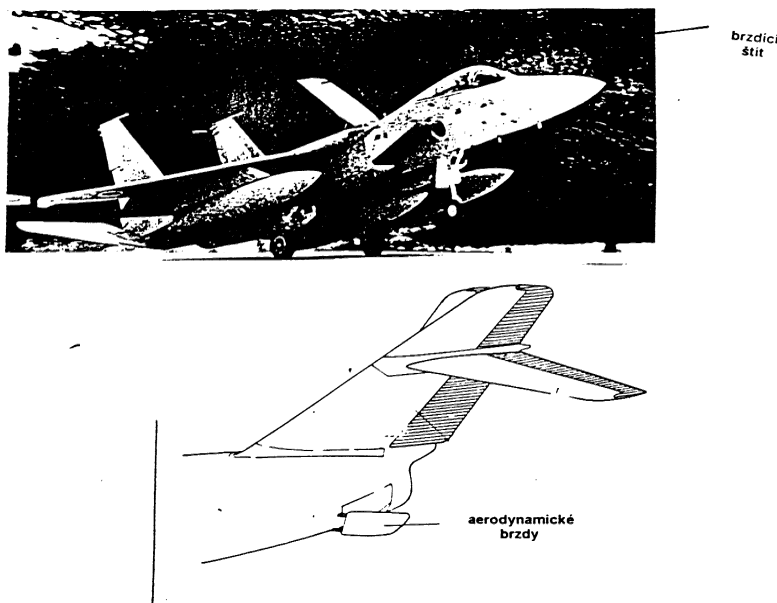
(081 01 10 00) ACP

Tento název zahrnuje celou řadu prostředků, které svým účinkem zvyšují odpor letounu nebo ruší ruší jeho vztlak. Jejich použití bývá velice různorodé, obnáší zvětšení nebo řízení úhlu sestupu při přistání, zkrácení dojezdu, zamezení překročení mezních rychlostí nebo Machova čísla ve strmém letu, zlepšení manévrovacích schopností letadla a mnohé další. Proto je obtížné najít jednoznačné kritérium pro jejich rozdělení. Některé prostředky se vysouvají automaticky, jiné jsou ovládané posádkou. Použití jednotlivých prostředků, včetně rychlostí omezení jejich použití předepisuje letová příručka.

1.6.1. Prostředky pouze zvětšující odpor letounu

(081 01 10 01, 081 01 10 02) ACP

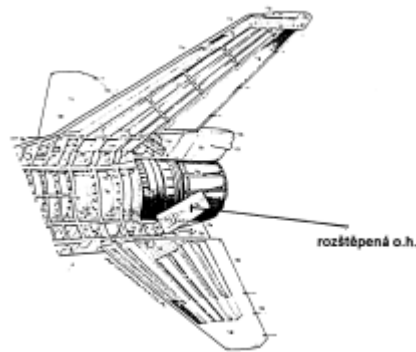
Aerodynamický odpor letounu zvětšují aerodynamické brzdy. Jejich konstrukce a umístění je značně individuální, jejich společným znakem je, že vysunutím nebo odklopením desky z povrchu křídla nebo trupu se zvýší tvarový odpor letounu. Příklad aerodynamického brzdícího štítu je na obr. 081-87 a aerodynamické brzdy vzniklé rozštěpením odtokové hrany křídla nebo ocasních ploch je na obr. 081-88.



Obr. 081 - 87 : Brzdící štít

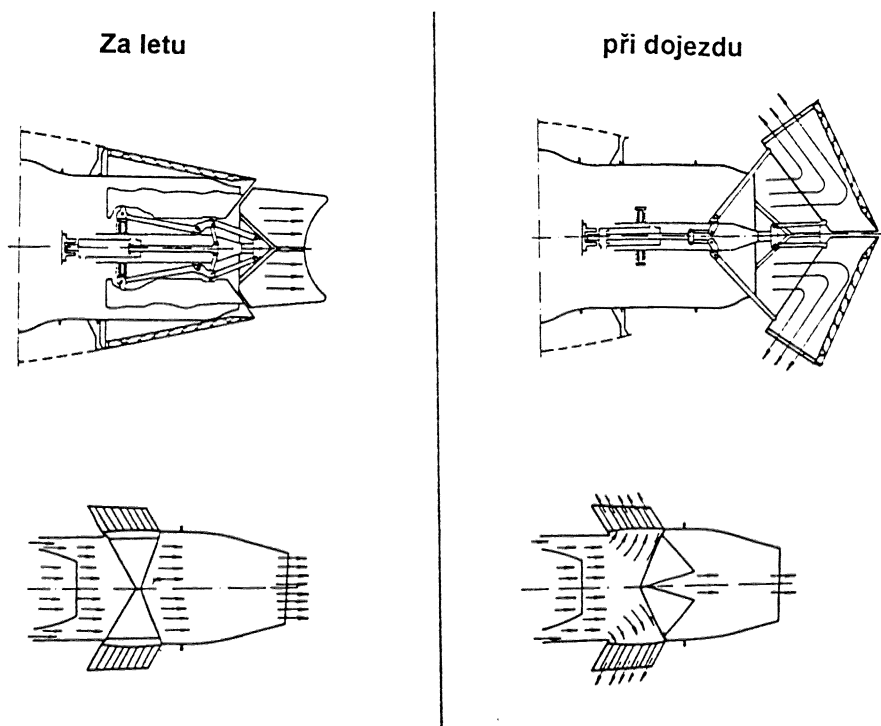
Aerodynamické brzdy se používají buď za letu pro zvětšení resp. řízení úhlu sestupu, nebo až po dosednutí na hlavní podvozek pro zkrácení dojezdu.

Podobný účinek jako vysunutí aerodynamických brzd přináší vysunutí podvozku. Protože ale zvýšené aerodynamické síly působící na podvozek při vyšších rychlostech by znemožnily jeho vysunutí a zajištění, nebo by hrozilo jeho poškození, jsou v provozních omezeních letounu předepsány maximální rychlosti, při kterých může být podvozek zasouván nebo vysouván a případně maximální rychlost letu s vysunutým podvozkem.



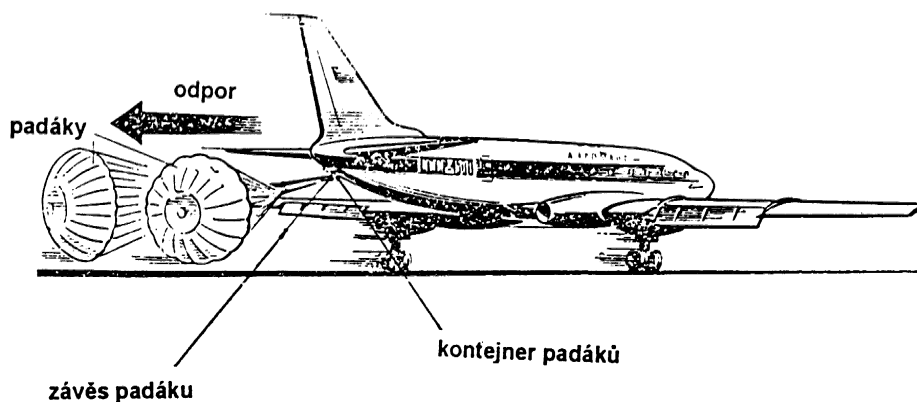
Obr. 081 - 88 : Rozštěpení odtokové hrany

Pro zkrácení dojezdu, zejména dopravních letadel, jsou používány obraceče tahu proudových motorů (obr.081-89), reversní tah vrtule (viz 081 07 02 01) a brzdící padák.



Obr. 081 - 89 : Obraceč tahu proudového motoru

Brzdící padák bývá umístěn ve speciálním pouzdře v zadní části trupu (obr.081-90). Jeho použití je možné jen při dojezdu, když už rychlost letu poklesla pod povolenou hodnotu pro použití, obvykle pod 300 km/h. Brzdící padák má velmi vysokou účinnost, jeho použití zkrátí dojezd o 30 až 40 procent. Pro představu uvedeme, že brzdící padák vojenského dopravního letadla o průměru 10m zvýší součinitel odporu o 0,6, což odpovídá při rychlosti 290 km/h brzdící síle 17 tun. Nevýhodou brzdícího padáku, která v současné době značně omezuje jeho používání, je velká citlivost na boční vítr, neboť již při větru o rychlosti 15 kts z boku pod úhlem 45 stupňů vytáčí letadlo proti větru a výrazně tak omezuje řiditelnost letounu. Další nevýhodou je to, že padák odhazovaný v poslední fázi dojezdu (při poklesu rychlosti přibližně pod 50 km/h) blokuje vzletovou a přistávací dráhu.

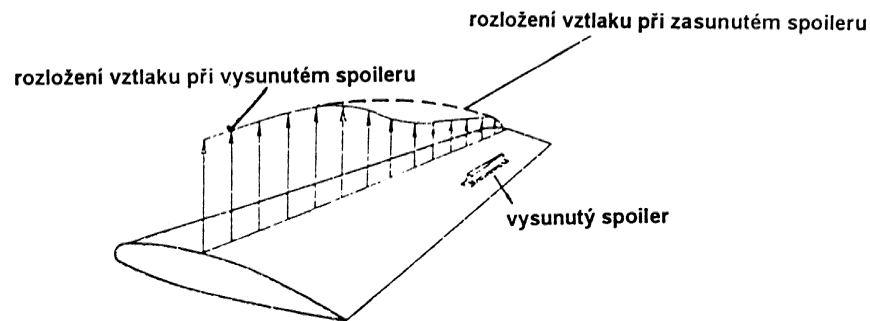


Obr. 81 - 90 : Brzdící padák

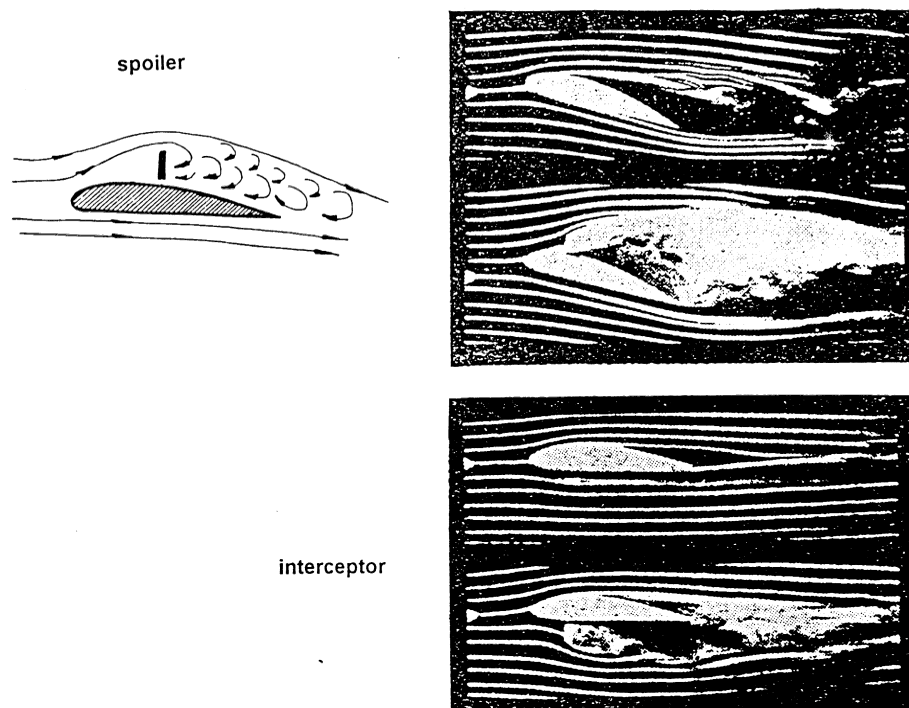
Všechny uvedené prostředky mají svou velkou výhodu v tom, že jejich účinnost není snížena stavem přistávací dráhy.

1.6.2. Rušiče vztlaku*(08101 10 01, 081 05 04 03) ACP*

Spoilery jsou prostředky, které při svém vychýlení z horní strany křídla, jednak na této části zruší vztlak (obr.081-91) navíc zvětší tvarový odpor (081-92).



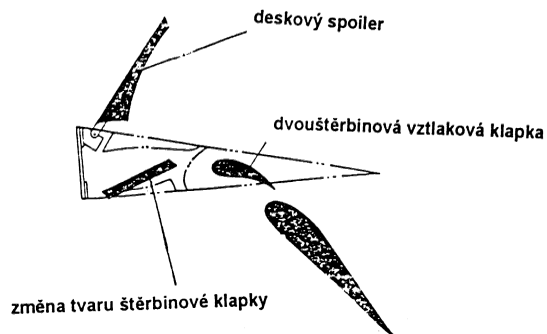
Obr. 081 - 91 : Vliv spoileru na rozložení vztlaku po rozpětí



Obr. 081 - 92 : Zvýšení odporu vlivem spoileru

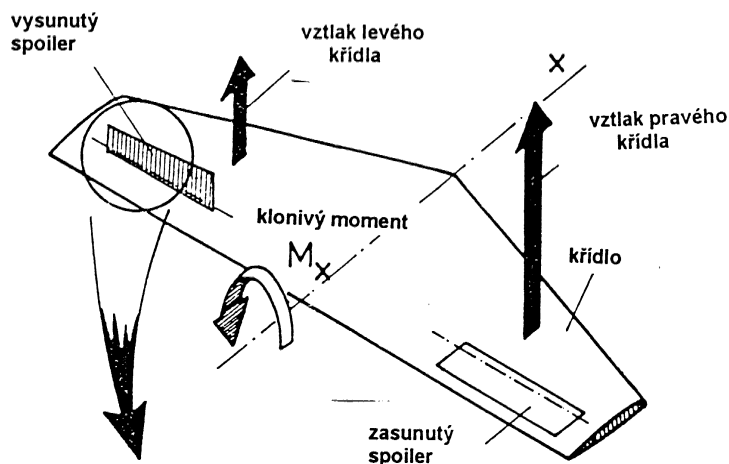
Hlavní aerodynamický účinek spoileru je zrušení vztlaku. Vysunutím všech spoilerů po dosednutí při přistání klesá vztlak letounu téměř na nulu (z hodnoty 1,4 až 1,8 v okamžiku dosednutí na hodnotu 0,08 až 0,12 po vysunutí spoilerů).

Jejich konstrukčních provedení je celá řada, např. deskové, segmentové a klapkové. Příklad deskového spoileru a změna profilu odtokové části křídla po dosednutí při přistání je na obr. 081-93.



Obr. 081 - 93 : Změna profilu u odtokové hrany po dosednutí

Použití spoilerů je rozličné, používají se při přistání, za letu pro zabránění překročení max. nepřekročitelné rychlosti nebo k řízení sestupu a rovněž jako zvláštní kormidla příčného řízení (obr.081-94).



Obr. 081 - 94 : Křídélkový spoiler

Funkcí tohoto zařízení nevzniká při klonění negativní zatačivý moment, jako při řízení křídélky, která nejsou proti tomu ošetřena např. diferencovanou výchylkou nebo tvarem v provedení Frise (blíže v 081 05 04 05).

Stejný mechanismus působení, ale s nižším účinkem, má interceptor. Je to v podstatě spoiler, který se vysouvá na spodní straně křídla. Jejich použití je výhradně na letounech létajících v blízkosti kritického Machova čísla, kdy se začínají projevovat velmi negativně vlivy stlačitelnosti vzduchu. Nahrazují potom spoilerly, neboť na horní straně křídla se dosáhne kritického Machova čísla dříve.

1.6.3. Bezpečnost prostředků pro zvýšení odporu

Mnohé prostředky pro zvýšení odporu (a snížení vztlaku) jsou velmi účinné a jejich použití za letu by mohlo vést k nehodě v důsledku ztráty rychlosti nebo nezvladatelného klesání. Proto jsou často tyto prostředky jistěny proti samovolnému i nesprávnému použití. Týká se to především reversu, obraceče tahu a pozemních aerodynamických brzd, spoilerů a interceptorů, kdy k jejich použití je nutné překonat posádkou určitý odpor a přitom musí být splněna určitá další podmínka, jako např. stlačení tlumičů hlavního podvozku.

1.7. Aerodynamické síly na celém letounu

(081 01 05 00) AC

Letouny klasického uspořádání mají kromě křídla i další části, trup, ocasní plochy atd. Ty ovlivňují velice málo celkový vztlak (OP), nebo nepřispívají k vztlaku vůbec. Všechny tyto části ale zvyšují odpor letounu.

1.7.1. Škodlivý odpor

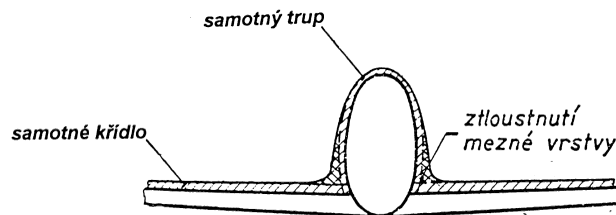
(081 01 05 01) AC

Tvarový a třecí odpor, případně ve velice malé míře indukovaný odpor, všech částí letadla, které v podstatě nepřispívají ke vzniku vztlaku, nazýváme **škodlivý odpor**, resp. vztaženo na součinitele, **součinitel škodlivého odporu**. Zmenšení všech těchto nežádoucích odporů je možné vhodným tvarováním letounu bez výstupků, štěrbin a ostrých hran a zlepšením jakosti jeho povrchu. Součinitel škodlivého odporu nepatrně roste s úhlem náběhu.

1.7.2. Interferenční odpor

Vezmeme-li celkový odpor samotného křídla a přičteme-li k němu odpor samotného trupu, dostaneme součet, který je o něco menší než je celkový odpor trupu s křídlem. Rozdíl je způsobený tzv. **interferenčním odporem**, vznikajícím v místech spojení jednotlivých částí letounu.

Interferenční odpor má svůj původ v existenci mezní vrstvy. Vezmeme-li mezní vrstvu samotného křídla a mezní vrstvu samotného trupu, potom v místě přechodu křídla do trupu je mezní vrstva silnější, v důsledku čehož je i vyšší odpor (obr.081-95). Navíc je tato silnější mezní vrstva náchylnější na odtržení a tak může dojít na části křídla i k předčasnému odtržení a tím snížení celkového vztlaku.



Obr. 081 – 95 : Vznik interferenčního odporu

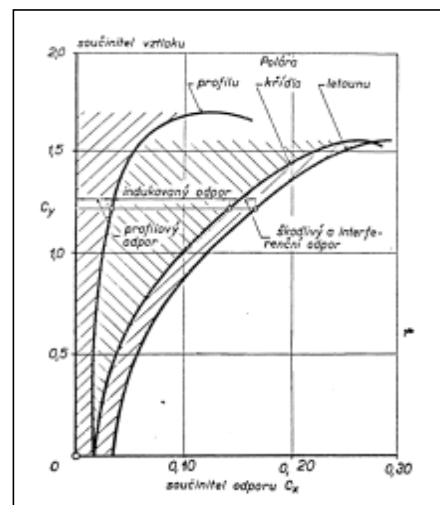
Proto je spojení křídla s trupem věnována velká pozornost a přechod bývá vytvořen bez ostrých hran, co možná nejplynuleji. Na interferenci v mezní vrstvě má vliv i celkové uspořádání letounu. Nejmenší pokles vztlaku má hornoplošník, protože jeho horní strana křídla není vůbec ovlivněna trupem. Nejmenší interferenční odpor má středoplošník, protože úhel mezi bokem trupu a povrchem křídla je velký a nevzniká ostrý kout. Mezní vrstva zde proto tloustne daleko méně, než u hornoplošníku, kde bývá interferenční odpor největší, nebo u dolnoplošníku.

1.7.3. Polára celého letounu

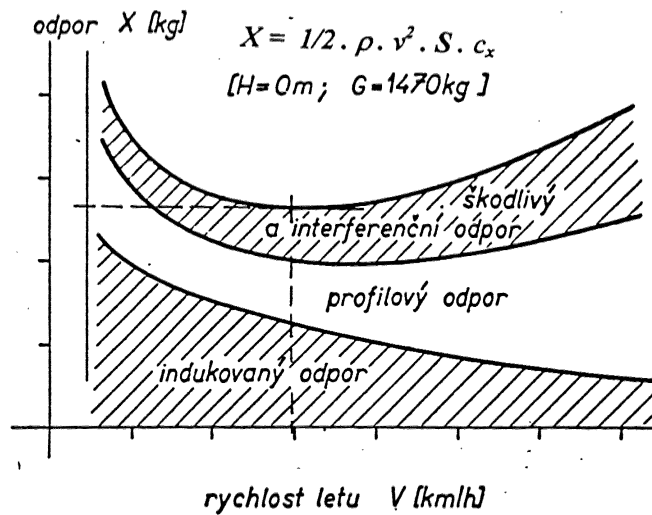
(081 01 05 02 až 081 01 05 07) AC

S uvážením všech popsaných vlivů je polára profilu, křídla s tímto profilem a celého letounu ukázána na obr. 081-96. Na něm je patrný podíl jednotlivých složek součinitele odporu na celkový součinitel odporu v rozsahu od nulového součinitele vztlaku až po kritický úhel náběhu.

Obr. 081 - 96 : Polára a složky odporu celého letounu



Velikost jednotlivých složek odporu je v závislosti na rychlosti letounu vynesena na obr. 081-97.

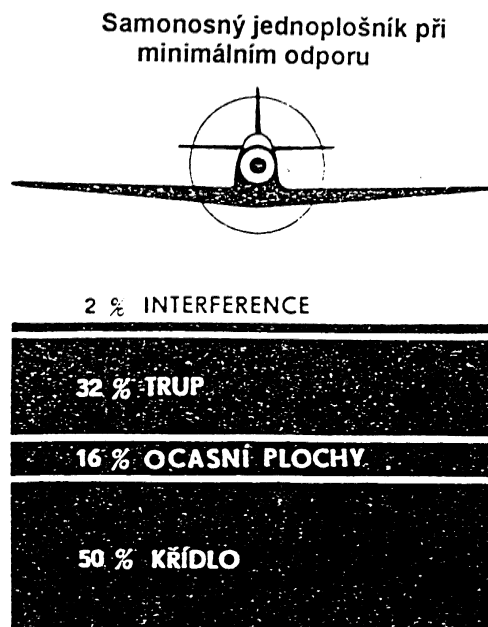


Obr. 081 - 97 : Velikost odporu v závislosti na rychlosti letu

Při malých rychlostech převládá indukovaný odpor (je zde velký úhel náběhu), zatímco při velkých rychlostech škodlivý a profilový. Za připomínku stojí, že při střemhlavém letu, kdy je vztlak nulový, je i nulový indukovaný odpor. Při určité rychlosti letu je odpor nejmenší.

Hodnota minimálního odporu je závislá u každého typu letadla na jeho rychlosti, případně výšce letu a pro různé druhy letadel se její hodnota značně mění. Pro zajímavost, nejmenší je u moderních kluzáků, kde má hodnotu kolem 150 N (což je síla, kterou např.tahem lana vyrovnává vlečný letoun), u největších dopravních a transportních letadel dosahuje hodnoty přes 200.000 N (což je síla, kterou musí překonat tah motoru).

Příspěvky jednotlivých částí letounu závisí na jeho konstrukci, volbě profilu a křídla. Příklad příspěvku jednotlivých složek je na obr.081-98.

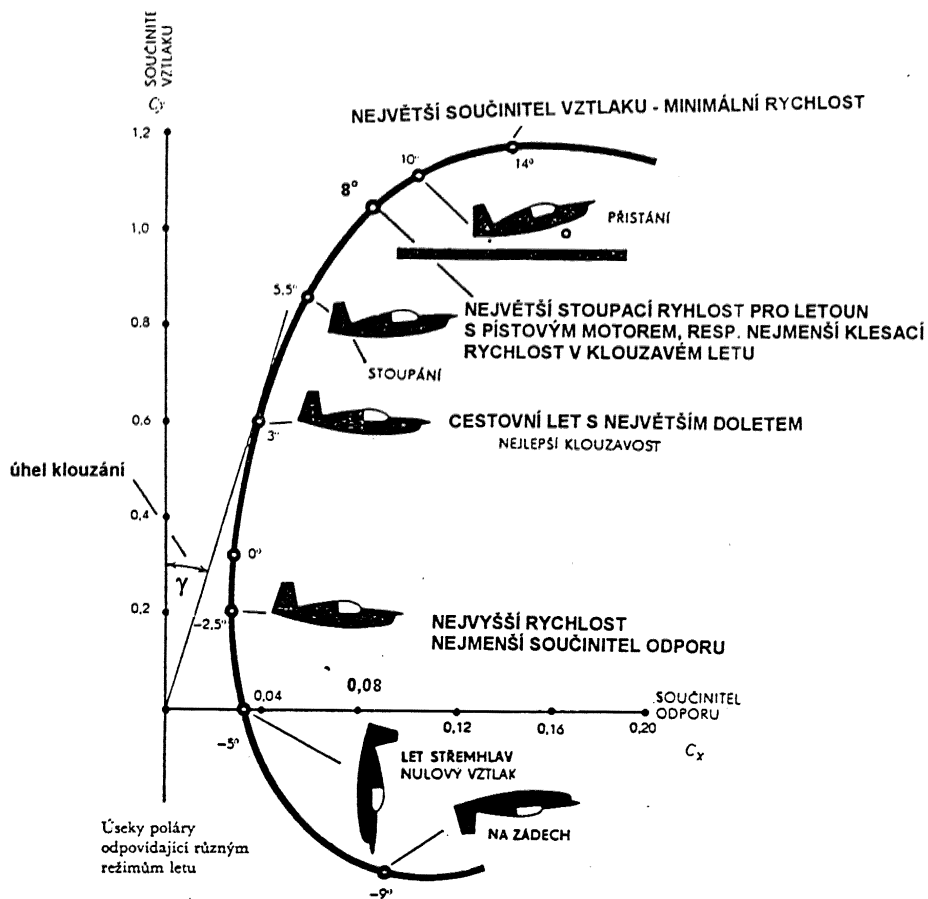


Obr. 081 - 98 : Příspěvek jednotlivých částí letounu k odporu

1.7.4. Důležité body na poláře letounu

(081 01 04 02) AC

Na obr.081-99 je ukázána polára letounu bez prostředků mechanizace křídla s pevným podvozkem s vyznačenými charakteristickými body jednotlivých režimů letu, včetně vnesení úhlu náběhu jako parametru. Význam jednotlivých bodů je zřejmý z obrázku, je nutné si ale blíže vysvětlit existenci a význam bodu o úhlu náběhu 3 stupně.



Obr. 081 - 99 : Důležité body na poláře letounu

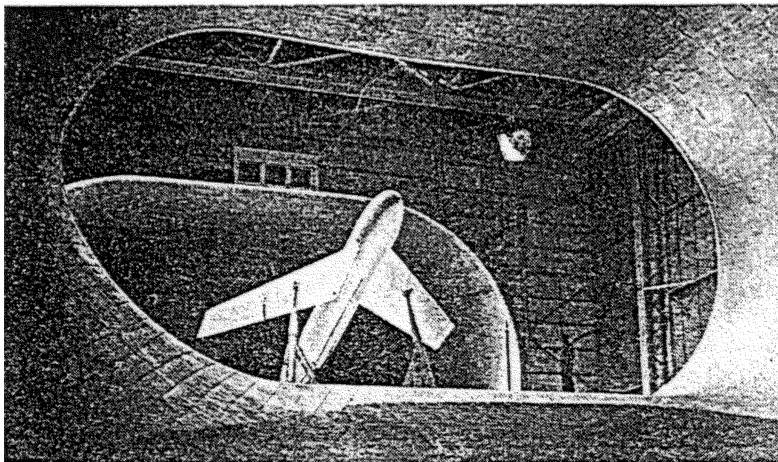
Vedeme-li z počátku grafu tečnu k poláře, dostaneme bod, který určuje úhel pro nejlepší poměr mezi vztlakem a odporem, resp. mezi součinitelem vztlaku a součinitelem odporu. Obecně se tomuto poměru se říká **aerodynamická jemnost nebo klouzavost**, převrácenému poměru potom **klouzavý poměr**. Určuje vzdálenost, do které by letoun doletěl klouzavým letem z určit výšky. Podrobněji je tato základní charakteristika aerodynamické kvality letadla zdůvodněna v 081 08 01 03. Maximální klouzavost mají moderních větroně, které dosahují až hodnoty kolem 60. Klouzavost turistických letadel se pohybuje mezi 7 až 10. Překvapivě mohou vypadat hodnoty maximální (někdy se též používá názvu optimální) klouzavosti dopravních letadel, které se pohybují velmi málo pod hodnotou 20. Znamená to, že z 1 km by dopravní letoun doklouzal do vzdálenosti téměř 20 km.

Rozdíly v aerodynamické kvalitě letadel jsou tedy značné. Přitom používané profily na všech letadel mají optimální klouzavost (při uvažování dvourozměrného proudění) mezi 150 až 200. Vlivem konečnosti křídla je tato hodnota snížena v některých případech téměř až o řád a při započtení škodlivého a interferenčního odporu je dosaženo výše uvedené výsledné klouzavosti.

1.7.5. Možnosti stanovení poláry

(081 01 04 02) AC

Získat poláru letounu je možné několika způsoby. Nejčastější způsob je podrobit model letounu zkouškám v aerodynamickém tunelu. Tento způsob je velice přesný, klade však vysoké nároky na zkušební zařízení. Pro získání reprezentativních výsledků je nutné dodržet shodu podmínek ofukování modelu v tunelu a letu letounu. To je splněno, jsou-li dodržena tzv. podobnostní čísla, mezi která je nutné zařadit především Reynoldsovo číslo Re , charakterizující poměr mezi setrvačnými a třecími silami v proudu vzduchu obtékajícího model nebo skutečný letoun a Machovo číslo M , udávající poměry mezi setrvačnými silami a elastickými, vznikajícími v důsledku stlačitelnosti.



Obr. 081 - 100 : Aerodynamický tunel

Zachování těchto základních a celé řady dalších podobnostních čísel je velmi náročné. Ideální by bylo ofukovat v tunelu modely v měřítku 1 : 1, vzhledem k skutečnému letounu. To by ovšem kladlo obrovské nároky na energii pohonu tunelu, např. aerodynamický tunel v Letňanech pro dosažení $Re = 0,7$ milionu při zkouškách modelu L 610 o rozpětí 2 m potřebuje příkon elektromotoru pro pohon ventilátorové vrtule cca 0,5 MW. Přitom skutečná letová Re pro L 610 jsou kolem 3milionů a více. Zmenšit model a zvýšit rychlost by zase znamenalo dostat se do problémů stlačitelnosti, tj. nedodržet M . Současné moderní aerodynamické tunely jsou konstruovány jako přetlakové, případně se proudící vzduch ochlazuje na velmi nízkou teplotu, tzv. tunely kryogenní. Provoz takových zařízení je velmi drahý a náročný, proto je jich v Evropě pouze několik. Přesto je toto zařízení při vývoji letadla svou schopností detailně popsat vlivy jednotlivých konfigurací letadla nebo jeho i drobných konstrukčních úprav nezbytné. Např. při vývoji dopravního letounu A 300 bylo v tunelu při simulaci letů nízkými rychlostmi "nalétáno" více než 6.000 hodin. Rekordmanem je v tomto směru zřejmě stíhací letoun F 15, při jeho vývoji tunelová měření obnášela více než 20.000 hodin. Pro srovnání u nás L 39 za celou dobu svého vývoje asi 2.500 hodin.

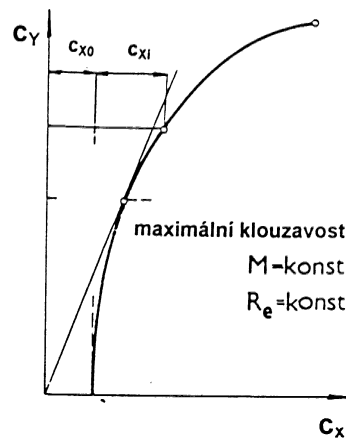
Jenom některé aerodynamické závislosti je možné stanovit výpočetními metodami, které ale kladou velké nároky na kapacitu a rychlost počítače. Navíc stanovit přesně je v současné době možné charakteristiky pouze v oblastech, kde nedochází k odtrhávání proudu.

Další možností pro stanovení aerodynamických charakteristik jsou letová měření. Jsou poměrně drahá a navíc neposkytují možnost posouzení v prvních etapách vývoje letadla.

Pro velmi přibližné nahrazení poláry je možno použít poměrně jednoduchou matematickou úvahu. Pro letouny při letu podzvukovou rychlostí je v určitém rozsahu hodnot součinitele vztaku možné nahradit skutečnou poláru parabolickou závislostí. Použitelným rozsahem je v podstatě lineární část vztakové čáry, kdy nedochází k výraznému odtrhávání proudu.

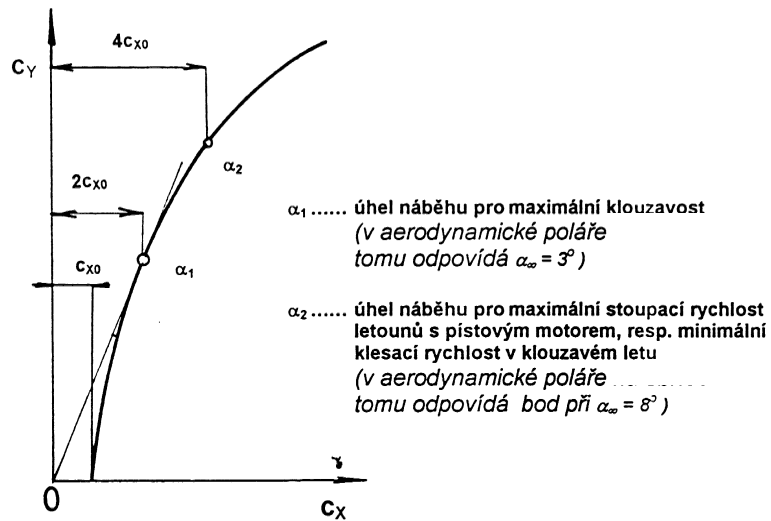
Základní úvahou pro nahrazení skutečné poláry je, že při nulovém vztaku má součinitel odporu jistou hodnotu, tvořenou příspěvkem třecího a tlakového odporu. Předpokládá se, že tato hodnota se nemění s rostoucím úhlem náběhu a je tedy konstantní. K tomuto součiniteli odporu se přičítá součinitel indukovaného odporu, závislostí popsanou dříve, závislý kvadraticky na součiniteli vztaku. Výsledkem je skutečně velmi hrubé přiblížení skutečné aerodynamické poláře (obr. 081-101).

$$C_x = C_{x0} + C_y^2 / \pi \cdot \lambda_{\text{efektivní}}$$



Obr. 081 - 101 : Nahrazení poláry parabolickou závislostí

Exaktně lze pak charakterizovat body pro optimální klouzavost a nejmenší klesání v klouzavém letu /největší stoupací rychlost letounů s pístovým motorem/ (obr.081-102).



Obr. 081 - 102 : Charakteristické body na parabolické poláře

7.Podélná stabilita a řiditelnost

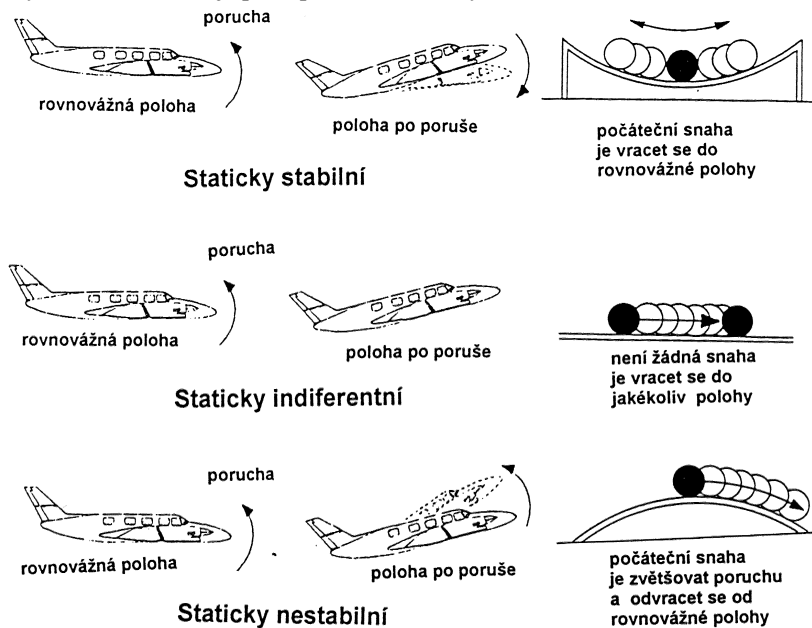
(081 04 00 00, 081 04 03 00) ACP

Pojmy stabilita a řiditelnost patří do oblasti mechaniky letu, která se nazývá *letové vlastnosti*. Dobré letové vlastnosti má letoun tehdy, když posádka nemusí za letu používat zvýšené námahy a pozornosti. Letové vlastnosti z hlediska mechaniky letu je možné rozdělit následovně (obr.087-01).

LETOVÉ VLASTNOSTI	STABILITA	STATICKÁ	s pevnými kormidly	Podélná	
		DYNAMICKÁ	s volnými kormidly	Stranová	
	ŘIDITELNOST	základní			Podélná
					Stranová
					Ovladatelnost
					Obratnost
		ve zvláštních případech			Vyvažitelnost
					Tíživost
					při přetažení
					ve vývrtce
			při vzletu a přistání		
			při velké rychlosti		
			v zatáčce		
			v akrobatických obrazech		

Obr. 087 – 01 : Rozdělení letových vlastností

Stabilita je schopnost letounu vrátit se bez zásahu pilota do ustáleného letu, ze kterého byl nějakou vnější příčinou (např. poryvem) vychýlen. Rozděluje ji na statickou a dynamickou, statickou posuzujeme podle smyslu sil a momentů, které vzniknou zavedením poruchy do ustáleného letu, dynamickou potom podle průběhu dalšího pohybu (tlumení) letounu v době letu po zavedené poruše. Např. jestliže letoun vletne do vzestupného proudu vzduchu (vertikálního poryvu), změní se jeho úhel náběhu a vznikne aerodynamický moment kolem příčné osy. Ten se bude snažit letounem otočit, ve správném případě tak, že přídě letounu se bude klopit dolů (tj. smysl na hlavu). Toto je princip statické stability (obr. 087-02).



Obr. 087 – 02 : Statická stabilita

Úhel náběhu tak postupně dosáhne své původní hodnoty. Jestliže ale bude vratný moment příliš velký, nastane případ, že letoun překmitne svou původní vyváženou polohu. To má za následek vznik vratného

momentu opačného smyslu a celý pohyb se opakuje. Jestliže po několika kmitech se letoun vrátí do své původní polohy (periodický pohyb je utlumen), tak je letoun dynamicky stabilní. Nutnou, nikoliv ale postačující podmínkou pro dynamickou stabilitu letounu je, že letoun je staticky stabilní.

Ovladatelnost letounu popisuje jeho schopnost udržet ustálený přímočarý let v určitém rozsahu rychlostí letu. Obratnost je schopnost letounu měnit svou polohu a dráhu letu. Vyvažitelnost udává rozsah rychlostí letu, kdy je možné v ustáleném letu dosáhnout stavu, kdy pilot nemusí na řízení působit žádnými silami. Tíživostí je posuzována odezva letounu na změny vyvážení v ustáleném letu, vyvolané vysunutím podvozku, klapkek, změnami tahu motorů atd.

Pro další úvahy je rozdělen pohyb letadla na dva druhy. Podélný pohyb letounu je pohyb v rovině symetrie, kdy úhel vybočení je nulový. Pohyb letounu v této rovině (klopení, dopředný let, stoupání) nevyvolává žádné pohyby, při nichž rovina symetrie letounu mění svou polohu (zatáčení, klonění nebo bočný posuv, nazývaný bočení). Naopak pohyby, kdy letoun mění polohu své roviny symetrie, se nazývají stranové. Odtud pochází i hledisko pro rozdělení stability a říditelnosti, na podélnou a stranovou.

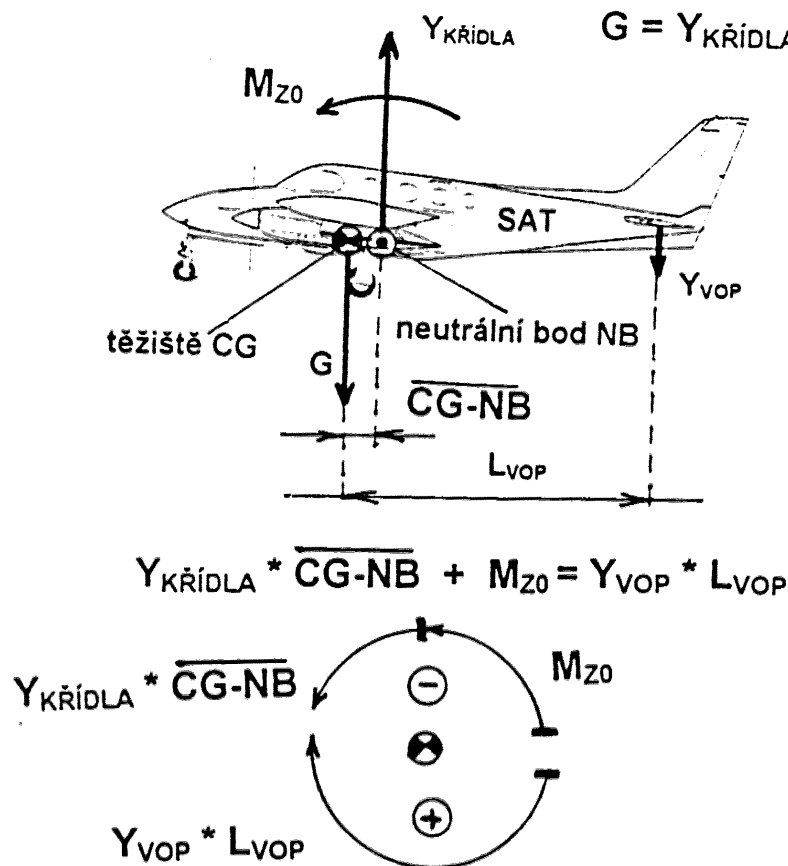
7.1. Statická podélná stabilita

(081 04 01 00, 081 04 01 02) ACP

7.1.1. Momentová rovnováha letounu v ustáleném letu

(081 04 01 02, 081 04 03 00, 02
081 04 03 06) ACP

Příklad, jak je dodržena rovnováha momentů na letounu letícího v horizontálním letu, je na obr.087-03. Pro ustálený let musí být součet momentů roven nule.

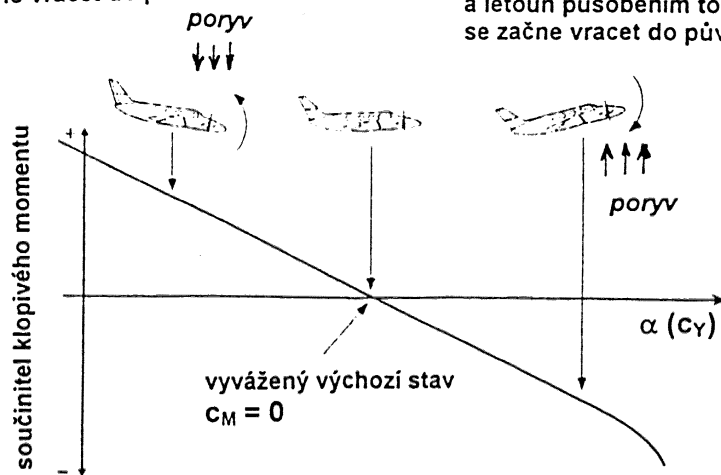


Obr. 087 – 03 : Momentová rovnováha v ustáleném letu

Jestliže budeme uvažovat, že letoun na obrázku změní působením poryvů úhel náběhu, aniž by pilot vychýlil výškové kormidlo, změní se momenty od křídla i od VOP a rovnováha bude porušena. Pro různě velké změny úhlu náběhu potom získáme závislost, která je základním podkladem pro posouzení rovnováhy, a to je t.z.v. **momentová čára** (obr.087-04). Již dříve byla tato čára stanovena pro profil. Jedná se o závislost součinitele klopivého momentu na součiniteli vztlaku (někdy úhlu náběhu) a určuje změnu klopivého momentu, jestliže se změní úhel náběhu. Kromě toho na ní je přímo vidět velikost součinitele momentu při nulovém vztlaku c_{M0} a hodnota úhlu náběhu, při kterém je letoun vyvážený (při jedné výchylce výškovky).

při zmenšení úhlu náběhu vznikne na letounu kladný moment „na ocas“ a letoun působením tohoto momentu se začne vracet do původního stavu

při zvětšení úhlu náběhu vznikne na letounu záporný moment „na ocas“ a letoun působením tohoto momentu se začne vracet do původního stavu



Obr. 087 – 04 : Působení klopivých momentů na podélně staticky stabilním letounu

Jestliže by letoun měl obrácený průběh klopivého momentu na úhlu náběhu, znamenalo by to, že po poruše vzniká nevratný klopivý moment, který zvětšuje poruchu. Letoun tedy musí sňovat z hlediska podélné stability a říditelnosti dvě podmínky :

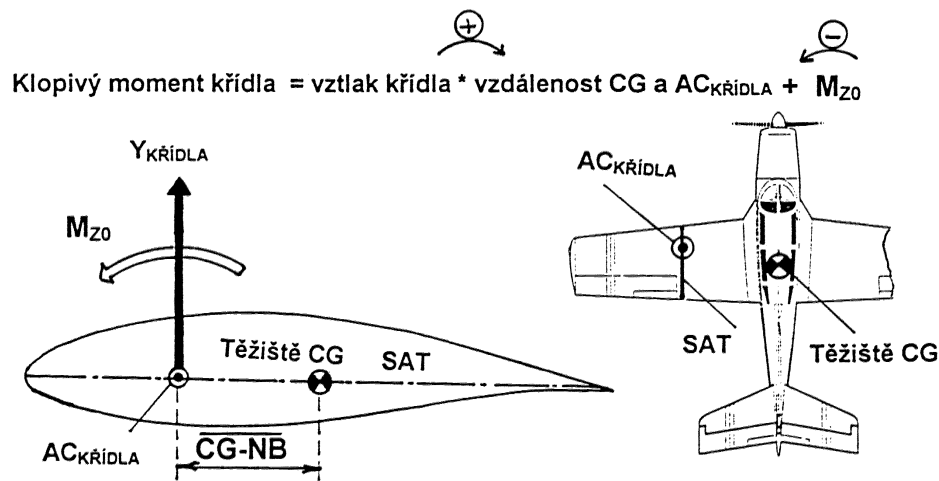
- sklon momentové čáry musí být záporný, jinak není zajištěn vznik vratných klopivých momentů
- moment při nulovém vztlaku musí být kladný, jinak nenastane v celém rozsahu kladných (letových) úhlů náběhu rovnovážný stav

7.1.2.Vliv koncepce letounu na momentovou čáru

(081 04 02 01, 081 04 03 05) ACP

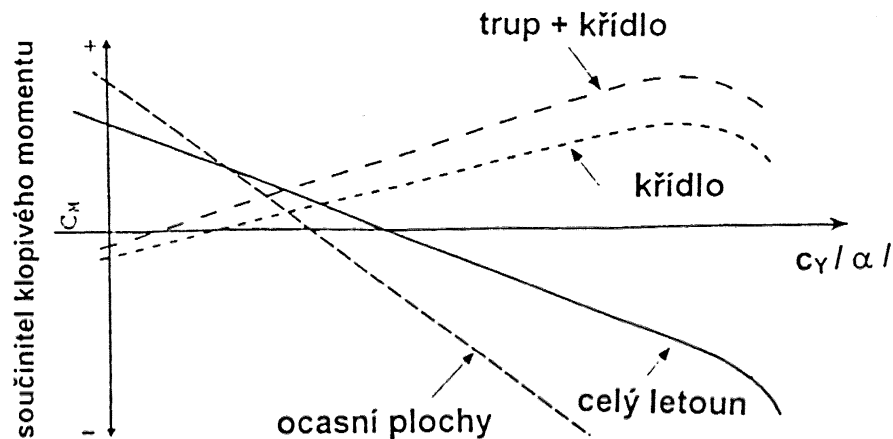
Protože jednotlivé části letounu vytvářejí k těžišti klopivý moment, má jeho poloha rozhodující význam pro určení toho, zda je letoun podélně staticky stabilní, či nikoliv. Příspěvky klopivého momentu od jednotlivých částí letounu závisí na jeho uspořádání. Letoun klasické koncepce je nejvíce ovlivněn křídlem a ocasními plochami.

Křídlo má rovněž jako profil bod, nazývaný aerodynamický střed křídla, kam je možné umístit trvale působiště vztlaku (součinitele vztlaku) a ke kterému je klopivý moment konstantní. Znamená to tedy, že při změně úhlu náběhu se pouze mění velikost vztlaku, ale klopivý moment k tomuto bodu nikoliv. Jinak je tomu ale s klopivým momentem k těžišti (obr. 087 – 05). Je-li těžiště před aerodynamickým středem křídla, bude v důsledku přírůstku vztlaku (zvýšením úhlu náběhu) vznikat moment na hlavu (záporný klopivý moment), což je v tomto případě příznivé. Protože ale většina letounů klasické koncepce má těžiště za aerodynamickým středem křídla, tak na křídle vzniká klopivý moment „na ocas“, tj. kladný klopivý moment. To je ale z hlediska stability nežádoucí.



Obr. 087 – 05 : Aerodynamický střed a klopivý moment křídla

Protože letouny klasického uspořádání mají konstrukčně těžiště přibližně mezi 20 a 40% hloubky SAT, působí přírůstek klopivého momentu křídla při změně úhlu náběhu většinou ve smyslu "na ocas". Samotné křídlo je tedy podélně staticky nestabilní. Proto musí být podélná stabilita na letounu klasické koncepce zajištěna ocasními plochami (obr. 087-06).

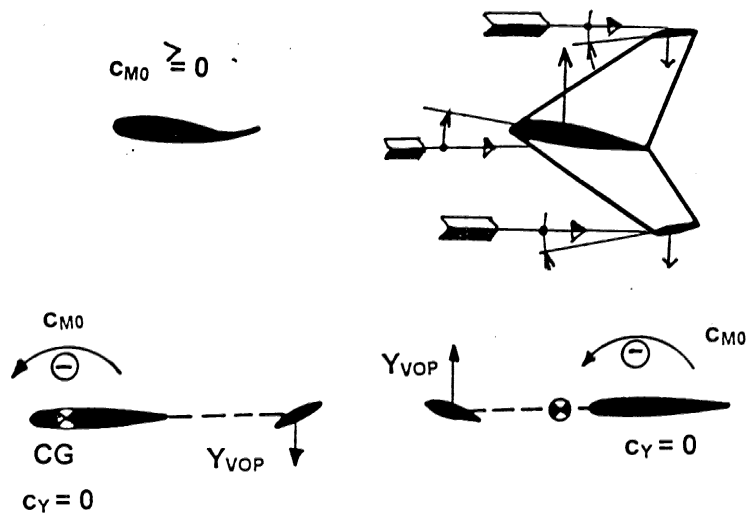


Obr. 087 - 06 : Vliv jednotlivých částí letounu na průběh klopivého momentu

Z obrázku je vidět, že příspěvek trupu je rovněž mírně destabilisující. Vysunutí vztlakových klapek a podvozku posouvá výslednou momentovou křivku dolů (klopivý moment při nulovém vztlaku se zvětší ve smyslu "na hlavu"), přičemž sklon křivky se může při vysunutí klapek zvětšit (zvětšuje se úhel zešikmení). Protichůdný je vliv vztlakových klapek a vliv blízkosti země, neboť v blízkosti země se úhel zešikmení zmenšuje.

Pro splnění výše uvedených podmínek pro zajištění podélné statické stability vede několik cest. Chování letounu klasické koncepce bylo podáno výše. Jinou možností je letoun koncipovaný jako samokřídlo. Protože běžně užívaný klenutý profil má c_{M0} menší než nula, nemůže být v této koncepci použit. Profil samokřídla se střední čarou ve tvaru "S" t.z.v. autostabilní profil, má klopivý moment při nulovém vztlaku kladný. Podobně se chová zkroutené šípové křídlo.

U klasického letounu musí na křídle vznikat v horizontálním ustáleném letu větší vztlak, než je tíha letounu, a to větší o vztlak na ocasních plochách. Aerodynamicky tak letoun klasické koncepce není výhodný. Tato úvaha vedla k vytvoření letounu typu "kachna", který má ocasní plochu před křídlem a vztlak, který na ní vzniká, přispívá k celkovému vztlaku. Skutečnost, že se tyto koncepce (kachna, samokřídlo) rozšířily velmi málo spočívá v jejich problémech se stranovou stabilitou a řiditelností a jen ve velmi málo případech s vyhovujícími pádovými vlastnostmi.

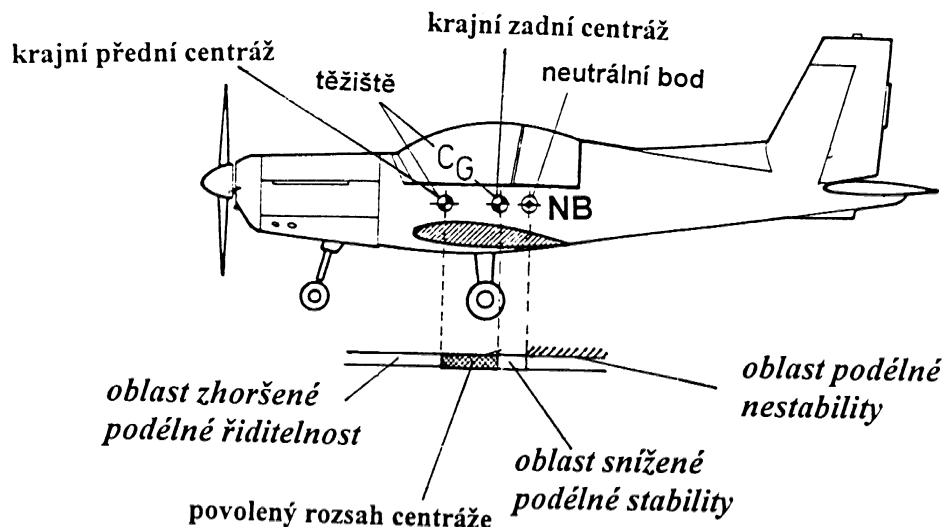


Obr. 087 - 07 : Letouny samokřídlo a kachna

7.1.3. Zásoba podélné statické stability

(081 04 01 01, 081 04 03 01
081 04 03 02, 081 04 03 03,) ACP

K posouzení vlivu polohy těžiště na podélnou stabilitu je možné použít řešení rovnic pro rovnováhu v ustáleném přímočarém letu. Z něho plyne, že měřítkem podélné statické stability je poměr změny součinitele klopivého momentu při změně součinitele vztlaku Dc_M / Dc_Y . To je sklon momentové čáry letounu, který je určen vzdáleností těžiště a aerodynamického středu celého letounu, který se nazývá **neutrální bod**. Tato vzdálenost, vztažená k hloubce SAT, se nazývá zásoba podélné statické stability (087-08).



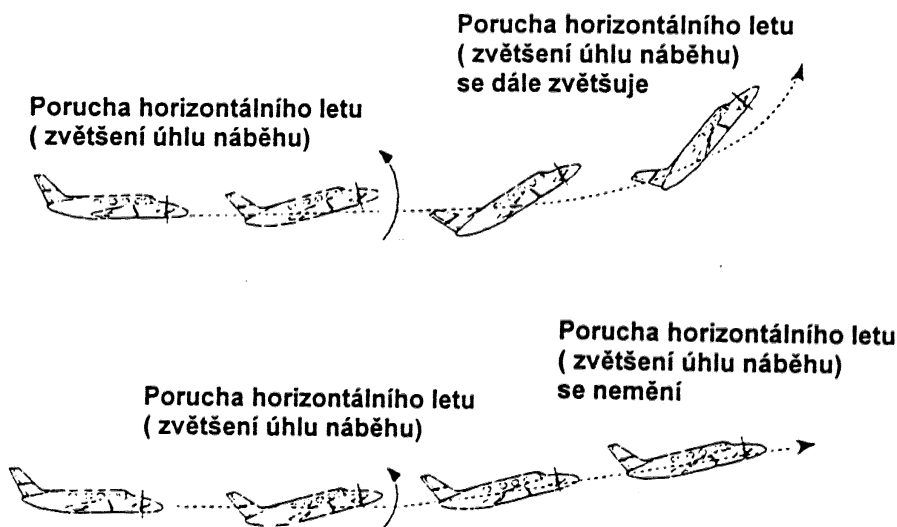
Obr. 087 - 08 : Poloha těžiště a neutrálního bodu

Poloha neutrálního bodu bývá obvykle konstrukčně u letounů v rozmezí 30 až 45% SAT. Jestliže má být letoun podélně stabilní, je nutné, aby těžiště leželo před neutrálním bodem, v praxi několik procent SAT. Protože poloha těžiště závisí na naložení letounu a tudíž je v provozu značně ovlivnitelná, vyjadřuje se povolené rozmezí jeho polohy, tzv. krajní přední, resp. zadní centráží. Krajní přední centráž je většinou omezena z hlediska podélné řiditelnosti, krajní zadní centráž je jednoznačně dána podmínkou podélné statické stability. Nedodržení tohoto omezení a nesprávné rozmístění nákladu vedlo již mnohokrát k letecké nehodě s katastrofálními následky.

7.2. Podélná dynamická stabilita

(081 04 03 01) ACP

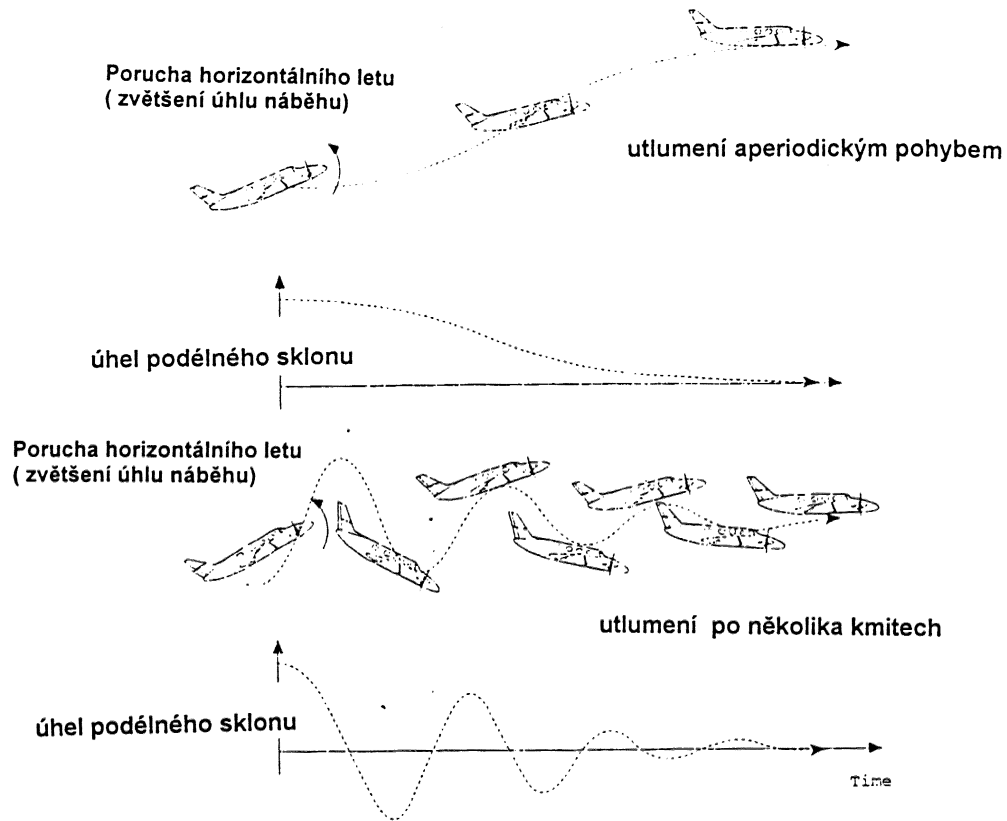
Zvolením vhodné koncepce letounu a dodržením povolené centráže je sice zajištěna podélná statická stabilita, ale to ještě neznamená, že letoun po poruše ustáleného letu (např. zvětšení úhlu náběhu při průletu poryvem) zaujme původní režim letu. Pro úplnost je na obr. 087-09 ukázáno, jak se chová letoun staticky nestabilní a indiferentní.



Obr. 087 - 09 : Dynamická stabilita letounu staticky nestabilního a indiferentního

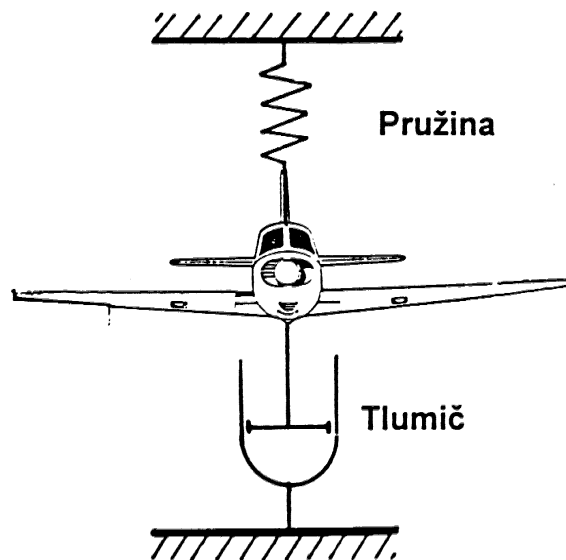
Odezvu staticky stabilního letounu na poruchu je velmi obtížné přímo určit. Používané, poměrně velmi složité matematické modely platí za velmi omezených předpokladů a posouzení dynamické stability tak bývá programem rozsáhlých letových zkoušek při vývoji letounu. Proto se omezíme jen na velmi stručný popis chování letounu.

Na obr. 087-10 jsou ukázány případy odezvy na poruchu (zvětšení úhlu náběhu) dynamicky stabilního letounu. V prvním případě je utlumení pohybu letounu vyvolaného poruchou aperiodické, letoun neudělá ani jeden kmit a přejde do rovnovážného stavu. V druhém případě je pohyb tlumený, ale periodicky kmitá kolem rovnovážné polohy, až po provedení několika kmitů se utlumí.



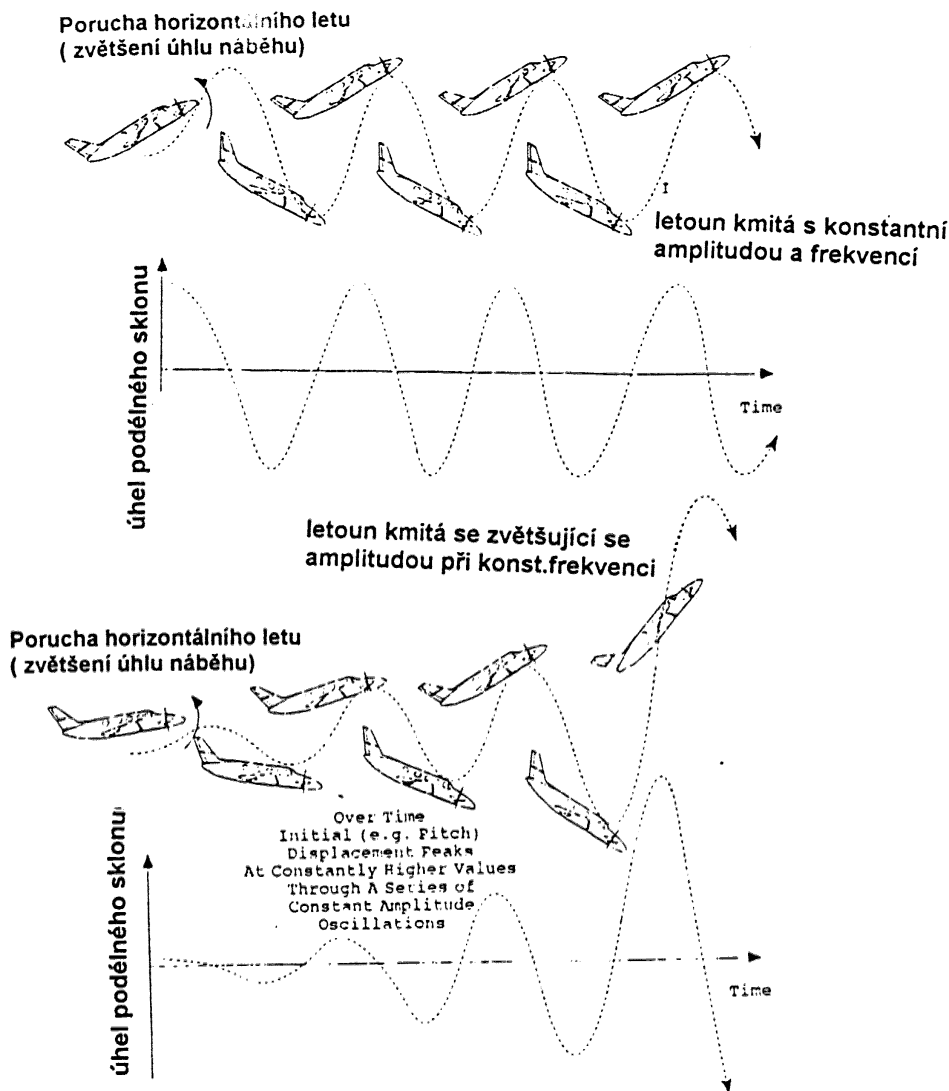
Obr. 087 - 10 : Dynamicky a staticky podélně stabilní letoun

Chování letounu po poruše je možné si představit tak, jako by letoun byl upevněn mezi pružinou a tlumičem. Pružina letoun rozkmitává, tlumič tento pohyb tlumí.



Obr. 087 - 11 : Představa tlumení podélného pohybu letounu po poruše

Je-li pružina příliš měkká a tlumení velké, potom porucha letounu odezní aperiodicky. Jsou-li charakteristiky tlumiče a pružiny vyvážené, potom porucha je utlumená periodickým pohybem. Je-li tlumič "příliš měkký" a pružina "příliš tvrdá", potom je frekvence kmitů velká, pohyb periodický, netlumený, případně se jeho výchylky mohou zvětšovat, letoun je tedy dynamicky nestabilní (a to i přesto, že letoun je staticky stabilní) - viz obr. 087-12.



Obr. 087 - 12 : Staticky stabilní, dynamicky indiferentní a nestabilní letoun

O tom, k jakému modelu pružiny a tlumiče se letoun svým chováním blíží více, rozhoduje celá řada faktorů. Z aerodynamického hlediska jsou rozhodující změny součinitele vzlaku, odporu a klopivého momentu při změně úhlu náběhu, které jsou závislé na uspořádání letounu. Z provozních hledisek je možné zjednodušeně říct, že vlivem větší výšky letu tlumič "měkne" a pružina "tvrdne". Rychlost kmitů (tvrdost pružiny) rovněž je vyšší, letí-li letoun na větším úhlu náběhu. Zejména ve velkých výškách na hranici dostupů, kdy je úhel náběhu poměrně velký (rychlost TAS také), je tlumení letounu velmi malé, což zejména při prvních pokusných letech v transsonické oblasti vedlo často k nezvládnutelným letovým stavům.

Při podrobnějším rozboru podélných kmitů bylo zjištěno, že se jedná v podstatě o dvě složky kmitavého pohybu: t.z.v. *rychlou a pomalou (fugoidální)* (obr. 087-13). Rychlé kmity bývají velmi rychle utlumeny, k jejich utlumení dochází obvykle během jedné až pěti sekund. Jedná se o rychlou změnu úhlu náběhu (a tedy i násobku), při zachování stálé rychlosti letu a v podstatě i podélného sklonu. Jestliže by letoun neměl rychlou

složku kmitů dostatečně tlumenou, vedlo by to k překročení povoleného násobku, aniž by pilot na vzniklou situaci stačil reagovat. Konstrukční parametr, který ovlivňuje tlumení rychlého pohybu je tvar a poloha ocasních ploch.

Pomalá složka se projevuje periodickou změnou rychlosti letu, výšky a podélného sklonu, přičemž změna úhlu náběhu je zanedbatelná. Délka periody bývá okolo několika desítek sekund. Tato složka bývá velmi slabě tlumena, zejména při letu na velkém úhlu náběhu. Vzhledem k velké délce periody má pilot velmi dobrou možnost tyto kmity zachytit a vhodným zásahem je zastavit.



Obr. 087 - 13 : Rychlá a pomalá složka kmitavého podélného pohybu

7.3.Podélné řízení letounu

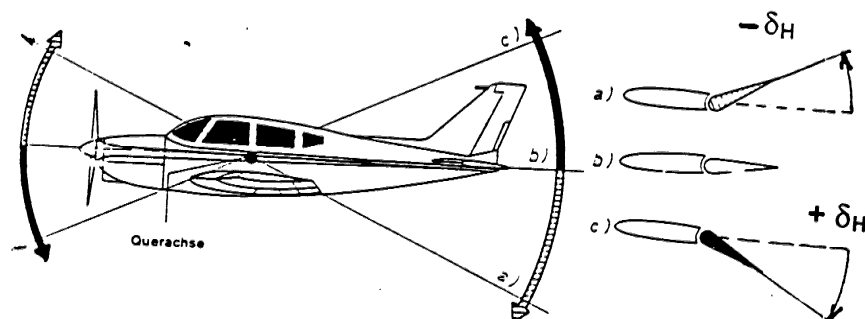
(081 04 02 00) ACP

(081 05 01 00) AC

7.3.1.Hlavní a vedlejší podélné řízení

(081 04 02 02, 081 05 02 01) ACP (081 05 01 03) AC

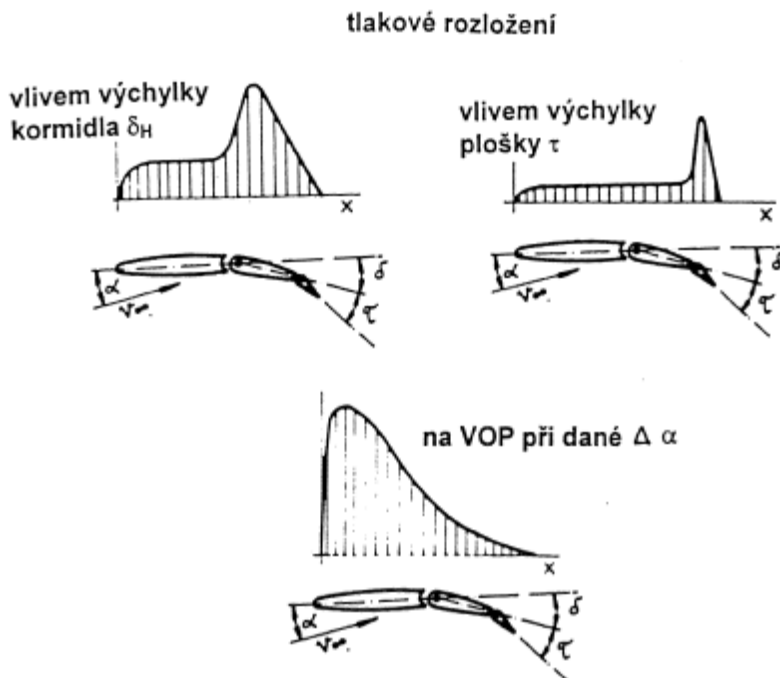
Hlavním podélným řízením letounu je výškové kormidlo. Jeho vychýlením vzniká přírůstek vztlaku na ocasních plochách, který působí změnou klopivého momentu k těžišti letounu a tak mění podélný sklon letounu, resp.úhel náběhu . Na rozdíl od směrovky a křidélek nemá žádný druhotný účinek, nevyvolá žádnou další změnu pohybu letounu kolem ani ve směru dalších jeho os. Smysl výchylky výškovky a změna klopivého momentu je na obr. 087-14.



Obr. 087 - 14 : účinek výškového kormidla

Vedlejším řízením jsou nazývány vyvažovací plošky, servoplošky, stavitelný stabilisátor, obecně pak např. vztlakové klapky, rušiče vztlaku, aerodynamické brzdy atd.

Přírůstek vztlaku na kormidle je při stejné rychlosti letu úměrný úhlu náběhu ocasních ploch, výchylce výškovky a případné výchylce vyvažovací nebo odlehčovací plošky (obr. 087-15).



Obr. 087 - 15 : Tlakové rozložení na profilu ocasních ploch

Úhel náběhu v místě ocasních ploch není stejný jako úhel náběhu letounu, ale liší se o úhel zešikmení. Obvykle (tj. při kladných úhlech náběhu letounu) úhel zešikmení zvětšuje absolutní velikost úhlu náběhu VOP, a tím jejich účinek. Ve dvou případech letu je ale úhel zešikmení menší, což se projeví snížením účinku VOP. Je to let vysokou rychlostí s účinkem odtržení na rázové vlně a let v blízkosti země, kdy se projevuje přízemní efekt.

7.3.2. Síly v řízení

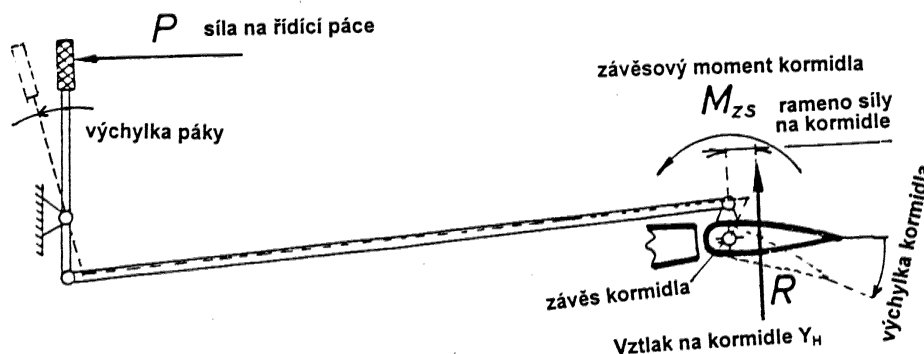
(081 03 02 03, 081 05 06 00) AC

Síly v řízení jsou jedním z nejdůležitějších faktorů, které rozhodují o celkové říditelnosti a tím i použití letounu. Menší letouny mají kormidla přímo ovládána táhly nebo lany od řídel, tj. od řídicí páky nebo volantu, resp. od pedálů nožního řízení. Takovéto řízení se nazývá **přímé**. Síly, vznikající na kormidle se potom přímo přenáší na řídla (u podélného řízení pro jednoduchost budeme uvažovat řídicí páku). Jejich velikost je úměrná **závěšovému momentu kormidla**, který vzniká v důsledku působení aerodynamické síly na kormidle při jejím posunutí mimo závěs kormidla (obr. 087-16).

závěsový moment kormidla = vztlak na kormidle * rameno síly na kormidle

převodový poměr = výchylka kormidla / výchylka páky

síla na řídicí páce = závěsový moment kormidla * převodový poměr

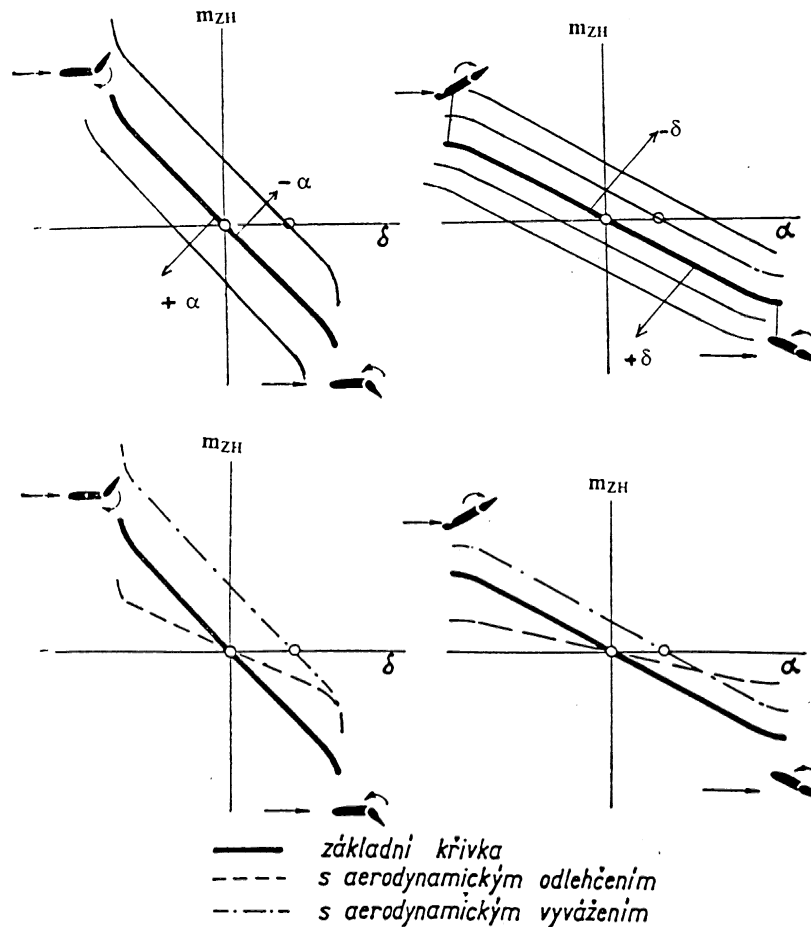


Obr. 087 – 16 : Závěsový moment kormidla

Obvyklým způsobem, tj. vztažením závěsového momentu na dynamický tlak, plochu kormidla a hloubku kormidla je vhodné přejít od závěsového momentu k součiniteli závěsového momentu – m_{ZH} součinitel závěsového momentu výškovky, m_{ZS} součinitel závěsového momentu směrovky atd.

Velikost závěsového momentu je dále ovlivněna statickým vyvážením kormidla a třením v závěsech. Tření vždy zmenšuje velikost závěsového momentu, čímž zmenšují cit v řízení. Posun těžiště kormidla blíže k ose závěsu upevněním závaží o určité hmotnosti na kormidlo se provádí proto, aby se předešlo nežádoucímu rozkmitání kormidel a jevům s tím spojeným (flutter, bude probrán v kapitole Omezení).

Velikost závěsového momentu závisí na čtverci rychlosti letu (předpokládáme-li v tomto případě, že dynamický tlak v místě např. OP se nezměnil oproti hodnotě nerušeného proudu), kromě toho na tvaru kormidla a jeho velikosti a součiniteli závěsového momentu.. Součinitel závěsového momentu závisí pouze na velikosti výchylky kormidla a úhlu náběhu (pro směrovku úhlu vybočení), při kterém letoun letí (s opravou na úhel zešikmení). Průběhy součinitele závěsového momentu kormidla na jeho výchylce při konstantním úhlu náběhu (resp. vybočení) a úhlu náběhu při konstantní výchylce jsou na obr. 087-17. Poznamenejme, že při měření v aerodynamických tunelech je získána na orázku pravá závislost, levá se potom určuje přepočtem.



Obr. 087 – 17 : Vliv úhlu náběhu a výchylky kormidla na součinitel jeho závěsového momentu

Požadavky na správný průběh závěsového momentu vyplývají ze snahy, umožnit pilotovi ovládat letoun v celém rozsahu úhlu náběhu, resp. vybočení při různých rychlostech. Průběh křivek musí být hladký a jejich sklon nesmí změnit smysl. To by totiž znamenalo, že kormidlo by se při jeho vychýlení pilotem nevracelo do původního vyváženého stavu (neutrálu), ale zaujalo by nějakou výchylku, která neodpovídá původnímu letu. Letoun by se tak stal neřiditelný, protože by se obracel smysl řídicích sil.

Další požadavek vyplývá z toho, že pilot je schopen vyvinout jen omezeně velkou sílu na řízení, navíc odlišnou od toho, zda se jedná o přitahování nebo odtlačování řídicí páky, nebo její odklápění, nebo působení na pedály nožního řízení (obr. 087-18).

	klopení		Klonění	
	Krátkodobě	dlouhodobě	krátkodobě	Dlouhodobě
řídicí páka	60	10	30	5
volantové řízení pro obě ruce	75	10	60	5
pedál nožního řízení	zatáčení		Velikost sil je uvedena v librách	
	150	20		

Obr. 087 – 18 : Velikost sil v řízení podle předpisu FAR 23 a 25

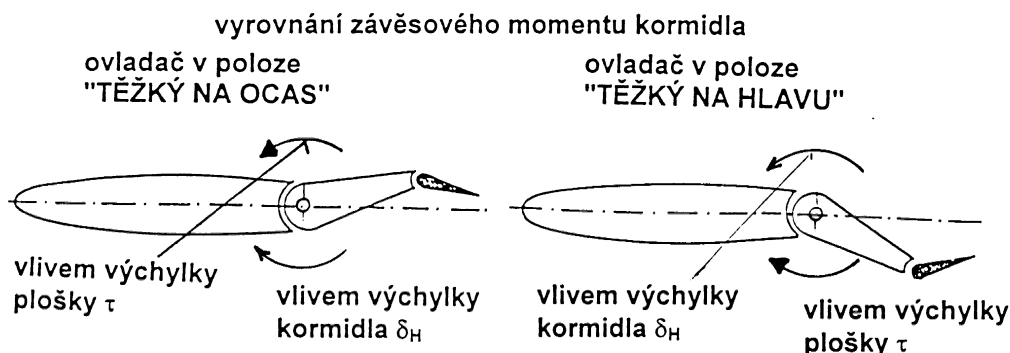
Navíc je nutné, aby křivky měly vyhovující sklon, protože kdyby byl příliš velký, znamenalo by to, že pilot musí při přechodu z ustáleného letu na let o jiné rychlosti nebo pro vyvolání změny násobku působit na řídicí páku příliš velkou silou. Naopak, kdyby byl sklon křivek součinitele závěsového momentu na úhlu náběhu příliš malý, pilot by neměl dostatečný cit v řízení, neboť i působení malé síly by mohlo vyvolat velké změny rychlosti nebo násobku.

7.3.3. Snižování trvalých sil v řízení - aerodynamické vyvážení

(081 03 02 03, 081 05 06 01,
081 05 08 02) ACP
(081 05 08 03) AC

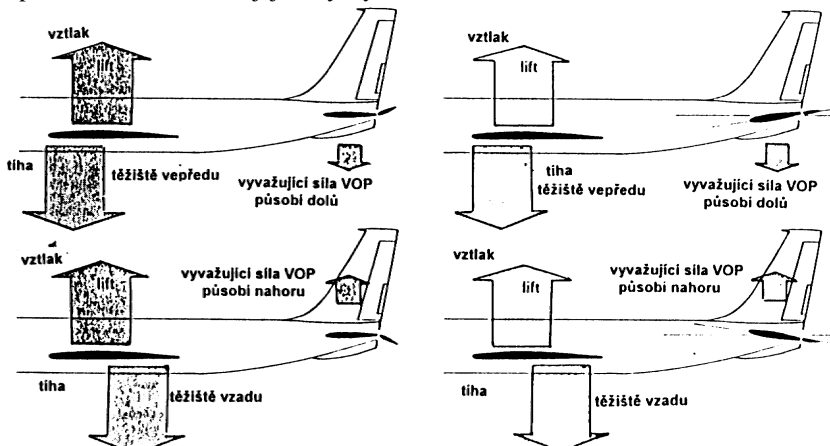
Z obr. 087-17 je vidět, že vždy jedné výchylce výškovky odpovídá nulový závěsový moment. Bez sil v řízení by bylo možné tedy letět jen při jednom úhlu náběhu. Aby pilot nemusel v jiném režimu letu trvale působit silou v řízení, používá se aerodynamické vyvážení, které v určitém rozsahu rychlostí a konfigurací letounu umožňuje při potřebné výchylce sílu v řízení eliminovat.

Nejobvyklejším řešením bývá použití řiditelné vyvažovací plošky na odtokové hraně kormidla (obr. 087-19). Výchylka plošky není závislá na výchylce kormidla, jejím přestavením na opačnou stranu, než je vychýlené kormidlo, se závěsový moment zmenší, případně se eliminuje úplně. Vyvažovací ploška nemění velikost řídicí síly při přechodu z jednoho do druhého režimu letu.



Vlastní účinek výchylky vyvažovací plošky na změnu klopivého momentu letounu je velmi malý a v praxi se zanedbává. Při zablokované výchylce výškovky poblíž neutrální polohy lze většinou v omezeném rozsahu letoun řídit vyvažovací ploškou. Je nutné ale si uvědomit, že přestavení ovladače vyvážení do polohy "těžký na hlavu" znamená vychýlit plošku nahoru a ta způsobí omezené klopení ve smyslu "na ocas".

K vyvážení výškovky se někdy (u velkých letounů, kdy přichází v úvahu velký rozsah polohy těžiště, téměř vždy) používá stavitelného stabilisátoru (obr. 087-20). Výhodou stavitelného stabilisátoru je, že pro potřebný účinek stačí pouze malá výchylka (rozsah stavení stabilisátoru bývá jen několik stupňů). Účinnost výškovky je tak k dispozici v celém rozsahu jejich výchylek.



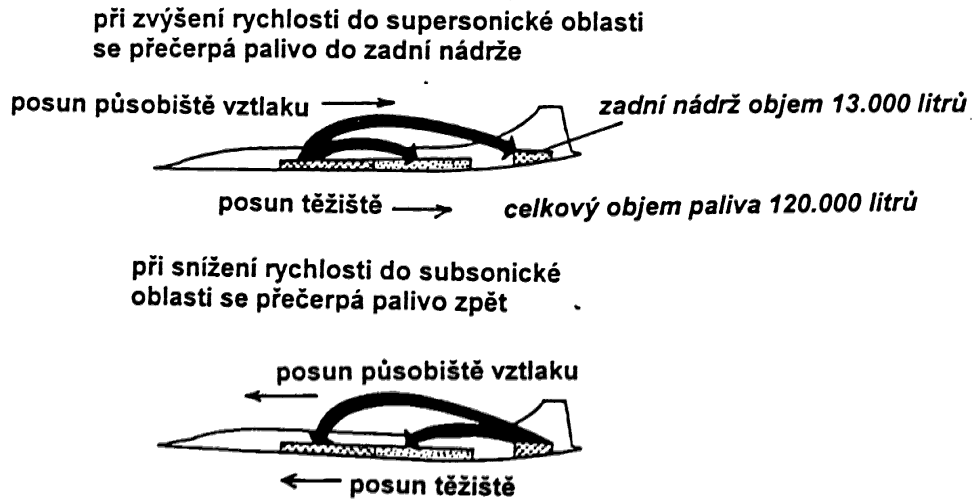
Obr. 087 - 20 : Dosažení vyváženého letu výchylkou výškovky a stavitelného stabilisátoru

S velkou výhodou se používá stavitelný stabilisátor tam, kde dochází vlivem stlačitelnosti k omezení účinné výchylky výškovky v důsledku vzniku rázové vlny při jejím vychýlení a tím dosažení velkého zakřivení

profilu.

Podobný účinek jako stavitelný stabilisátor má plovoucí výškové kormidlo, které zvyšuje účinnost řízení, přináší s sebou ale velké nevýhody. Jsou to zejména konstrukční problémy s tuhostí a spolehlivostí.

I když přečerpávání paliva za letu není založeno na aerodynamickém účinku, je nutné ho do prostředků pro odstranění trvalých sil v řízení zahrnout. Nejvýrazněji se tohoto způsobu používá u velkých supersonických letadel (obr. 087-21), kdy přečerpáním paliva do zadní části trupu se eliminuje vliv posunu působíště vzlaku v supersonické oblasti směrem dozadu.

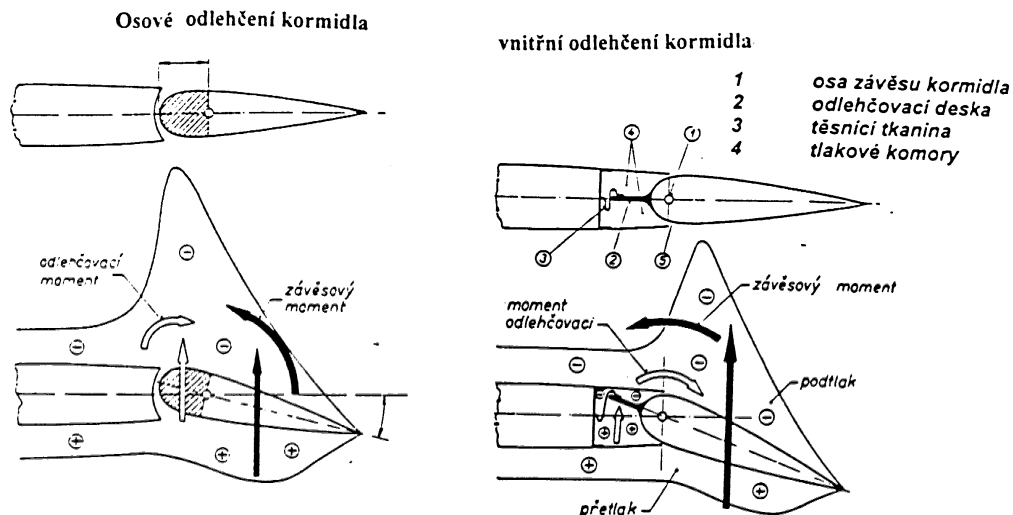


Obr. 087 - 21 : Přečerpávání paliva za letu Concorde

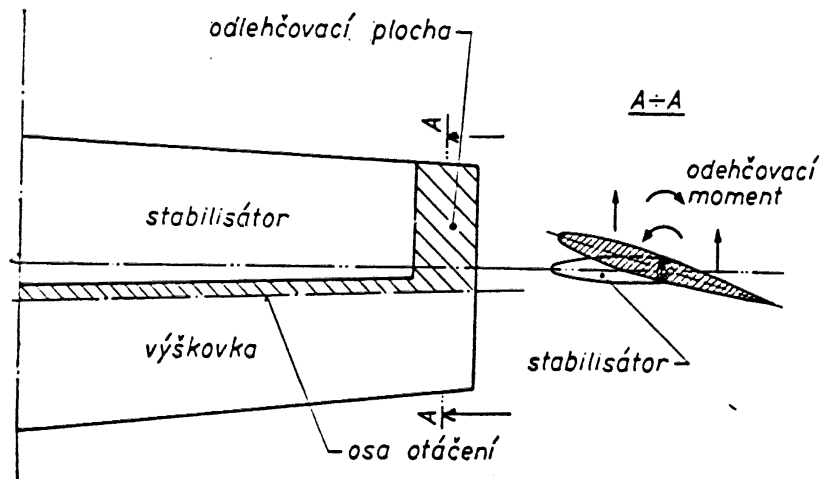
7.3.4. Snížování sil v řízení při vychylování kormidla-aerodynamické odlehčení

(081 03 02 03) ACP

Prostředků pro změnu gradientu řídicích sil je celá řada. Vhodné tvarování kormidla nemá sice největší účinnost, ale je poměrně konstrukčně jednoduché. Patří mezi ně osové odlehčení kormidla, kormidlo s vnitřním odlehčením (obr.087-22), dále rohové odlehčení (obr.087-23)

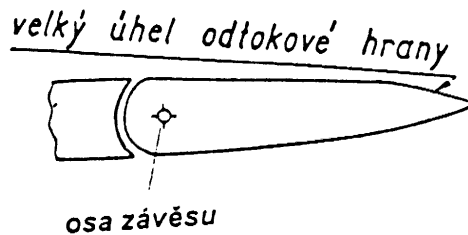


Obr. 087 - 22 : Osově a vnitřní odlehčení kormidla



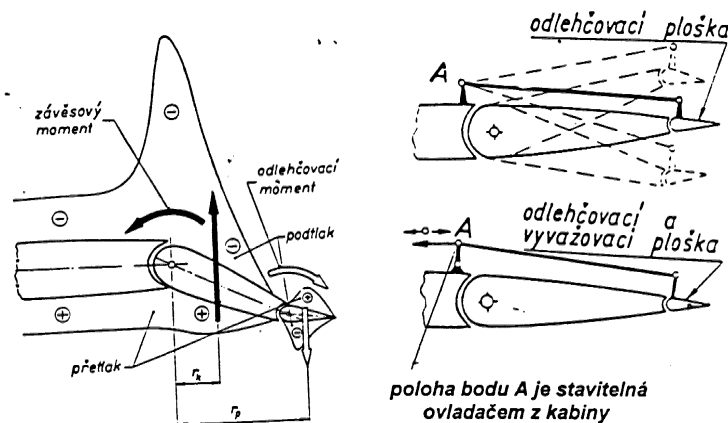
Obr. 087 - 23 : Rohové odlehčení kormidla

a úprava odtokové hrany, která spočívá ve zvětšení jejího úhlu, vytvoření tupé odtokové hrany (obr.087-24). Principem posledního způsobu je ztlouštění mezní vrstvy na sací straně, obtékání takového kormidla je potom podobné, jako by kormidlo mělo střední čáru ve tvaru "S". Je nutné zdůraznit, že podobné důsledky, ale nechtěné, může vyvolat poškození kormidla při nevhodné manipulaci s letounem, a to může vést ke zhoršení říditelnosti.



Obr. 087 - 24 : Tupá odtoková hrana kormidla

Poměrně velmi účinným prostředkem je odlehčovací ploška (obr.087-25). Ta se někdy provádí zároveň spřažená s vyvažovací ploškou.



Obr. 087 - 25 : Odlehčovací ploška

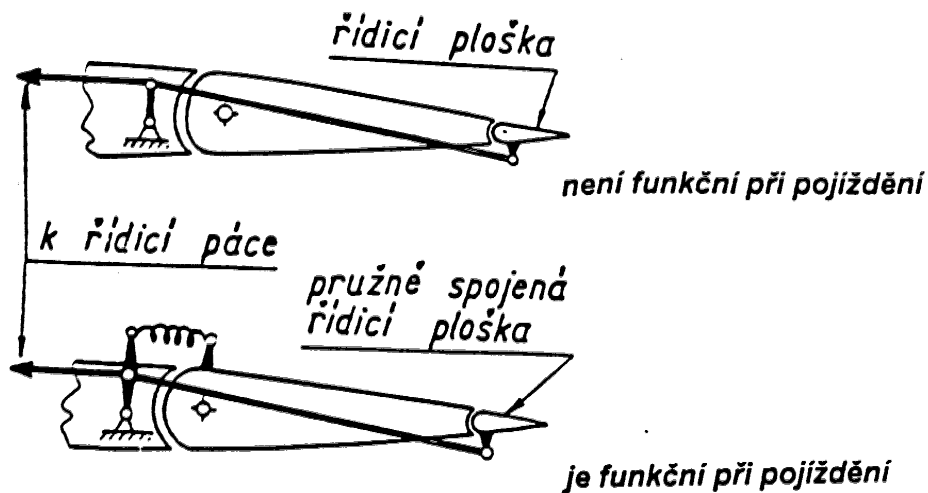
Jednotlivé způsoby odlehčení lze navzájem kombinovat, je ale nutné postupovat citlivě, neboť přílišným odlehčením dojde ke křížení průběhů součinitele závěsového momentu pro jednotlivé vychylky na úhlu náběhu

(vybočení) a tím k reverzi řídicích sil.

6.3.5. Aerodynamické servořízení

(081 04 02 00) ACP

Velké letouny, létajícími většími rychlostmi, by i přes uvedené prostředky pro odlehčení kormidel vyžadovaly nadměrnou sílu na jejich ovládání. Přijatelných sil je možné dosáhnout použitím aerodynamického servořízení, založeného na tom, že pilot nepohybuje přímo kormidlem, ale řídicí pákou vychyluje plošku na odtokové hraně kormidla. Tato ploška je principem podobná vyvažovací nebo odlehčovací plošce a liší se pouze systémem svého připojení na řízení (obr. 087-26).



Obr. 087 - 26 : Aerodynamické servořízení

Tímto způsobem je možné velice přesně ovládat kormidla i velkých dopravních letounů, jejichž plocha je více než 10 m^2 , ale jen pokud letoun má dostatečnou rychlost, aby na servoplošce vznikl vztlak, schopný pohybovat vlastním kormidlem. Velkou nevýhodou jednoduchého provedení servořízení je skutečnost, že pilot v podstatě neví, jak je kormidlo vychýleno. To se odstraňuje zařazením pružiny do systému, a potom se určitá část závěsového momentu kormidla dostane až na řídicí páku. Rovněž toto uspořádání umožňuje v omezeném rozsahu ovládat kormidlo i při malých rychlostech (při pojetí a rozjezdu).

Neodstranitelnou nevýhodou je, že servořízení není možné použít v transsonické oblasti, neboť odtržení proudu za rázovou vlnou plošku vyřazuje z činnosti.

7.4.Podélná řiditelnost

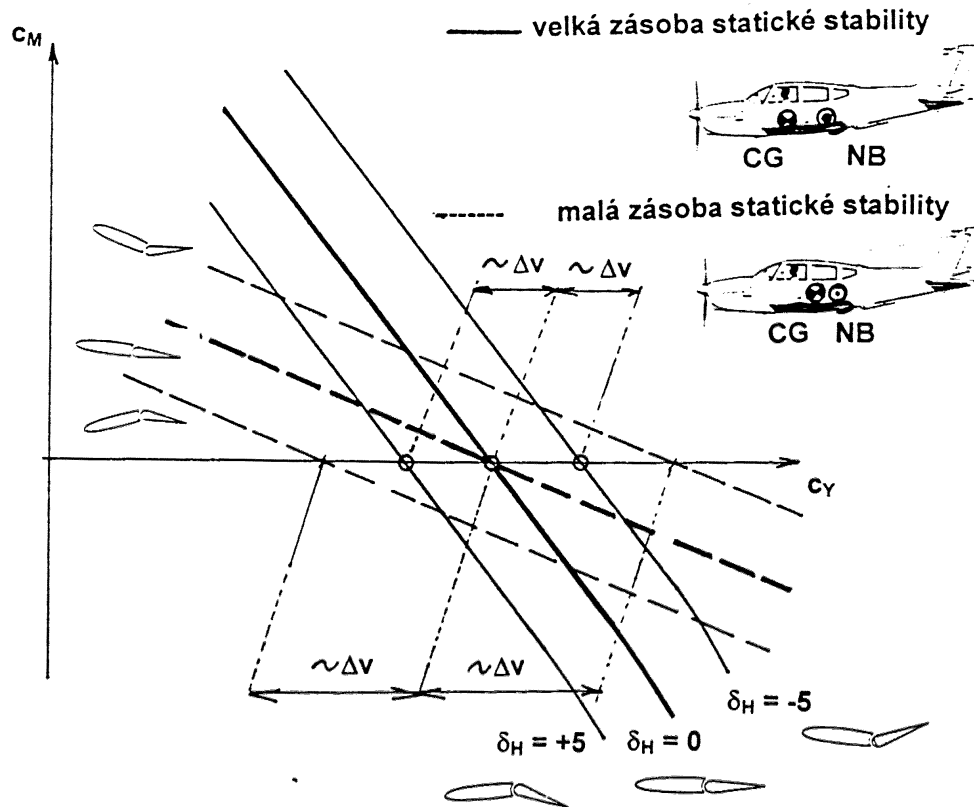
(081 04 03 00) ACP

7.4.1.Podélná ovladatelnost

(081 03 02 03, 081 04 03 07,
081 04 03 04) ACP

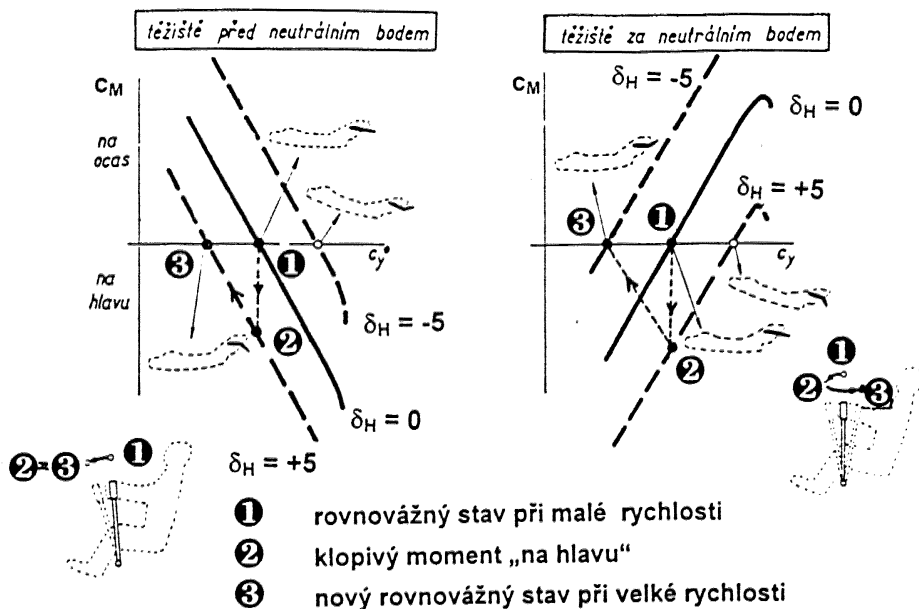
(081 04 03 11, , 081 04 03 08, 081 04 03 10, 081 05 02 02) AC

Při přímočarém ustáleném letu eliminuje výškovky klopivý moment letounu, na momentové čáře je to bod s $c_M = 0$. Již bylo uvedeno, že pro každou výchylku výškovky platí jiná, posunutá nahoru nebo dolů, momentová čára. Pro každou rychlost v přímočarém ustáleném letu je tedy potřebná určitá odpovídající výchylka výškovky (obr. 087-27).



Obr. 087 - 27 : Momentové křivky pro různé výchylky výškovky

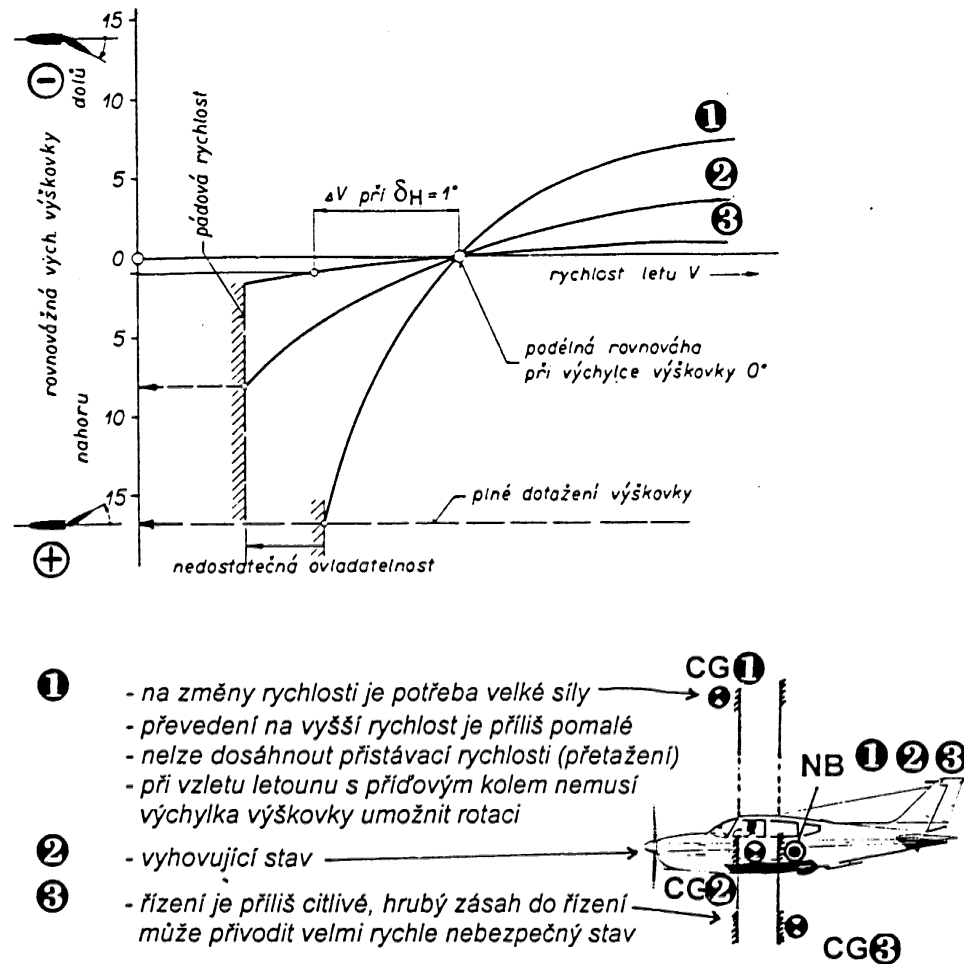
Z obrázku je zřejmá i vzájemná souvislost mezi statickou podélnou stabilitou a říditelností. Změna o stejnou výchylku výškovky pro letoun s velkou zásobou podélné statické stability vyvolá daleko menší změnu součinitele vzlaku, tj. rychlosti. Obě požadované vlastnosti jdou tedy proti sobě. Rovněž smysl pohybu řídicí páky je závislý na poloze těžiště. Pro podélně statický letoun je pohyb řídicí pákou zcela jednoznačný a přirozený, tj. na zvýšení rychlosti je nutný pohyb páky dopředu (tlačit), na snížení dozadu (táhnout), viz obr.087-28.



Obr. 087 - 28 : Smysl vychylování řídicí páky na zvýšení rychlosti letu

Pro nestabilní letoun je situace nepřijatelná. Pilot by musel nejprve potlačit řídicí páku a vyvolat tak klopivý moment "na hlavu". Letoun by tak získal menší úhel náběhu a potom by pilot musel přitáhnout řídicí páku pro zajištění rovnováhy pro let na vyšší rychlosti. Takový způsob je řízení je v praxi nemožný.

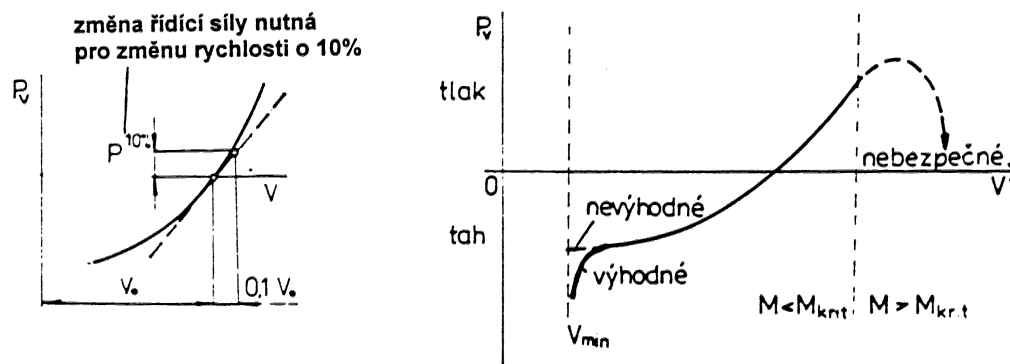
Vyjádřením potřebné výchylky pro různé rychlosti ustáleného přímočarého letu dostaneme závislost na obr. 087-29. Fyzikální význam jednotlivých charakteristických průběhů je uveden v obrázku. Jedná se o situaci zachycující staticky stabilní letoun. Staticky nestabilní by měl průběh výchylek pro ustálené lety obrácený, přitom by ale bylo nutné vždy před změnou režimu postupovat dle obr. 087-28.



Obr. 087 - 29 : Průběh výchylek pro ustálený let různou rychlostí (IAS)

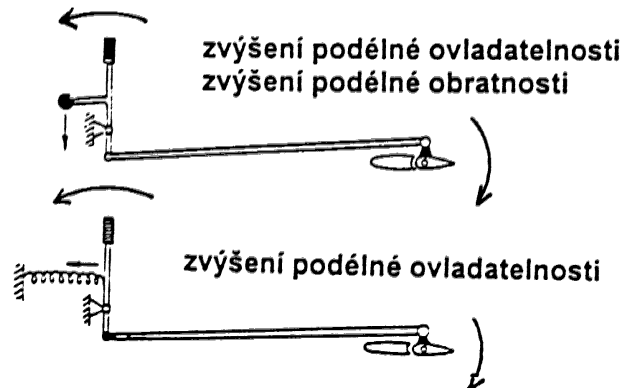
Síly v řízení je možné považovat pro říditelnost letounu za ještě důležitější, než výchylky výškovky. Kriteřiem pro jejich hodnocení je hodnota síly, kterou musí pilot vyvinout na řízení, když chce změnit rychlost ustáleného přímočarého letu o 10 %. Předpisy pro stavbu jednotlivých kategorií letounů stanovují rozmezí, ve kterém musí sledovaná hodnota ležet. Základní podmínkou ale stále zůstává, že letoun bude staticky stabilní, přesněji musí být zachována stanovená centráž.

Průběh řídicí síly na rychlosti ustáleného přímočarého letu je na obr. 087-30. V celém rozsahu rychlostí, požadovaným předpisem, musí být průběh sil pravidelný. K nepravidlostem v průběhu jsou náchylné oblasti, kdy se letoun začíná blížit stavu přetažení, tj. v blízkosti kritického úhlu náběhu a také v oblasti transsonické, která bude probrána samostatně. Vliv výšky se na velikost síly "na 10%" výrazněji neprojevuje.



Obr. 087 - 30 : Průběh řídicí síly pro různé rychlosti ustáleného přímočarého letu

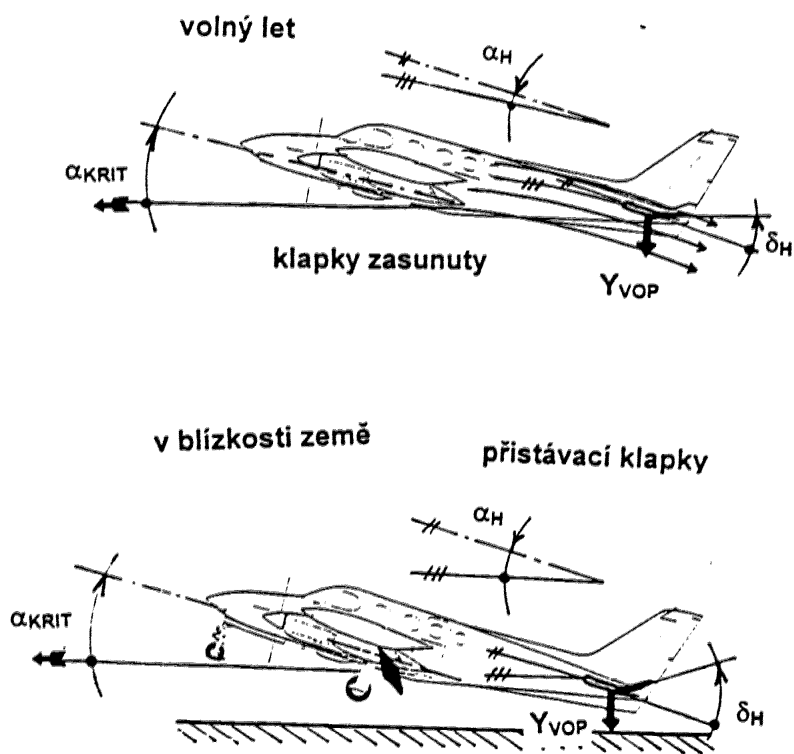
V případě, že řídicí síla na změnu rychlosti ustáleného letu je nepřijatelná, je možné její velikost ovlivnit zařízením pružiny, resp. závaží do systému ovládání kormidla, viz obr. 087-31.



Obr. 087 - 31 : Závaží nebo pružina pro ovlivnění síly na změnu rychlosti o 10%

Pružina je stlačována (nebo roztahována) pohybem řídicí páky a tak je upravena velikost závesového momentu. Stejně působí i přidání závaží. V uspořádání tak, jak je zachyceno na obrázku, oba prostředky (pružina i závaží) tlačí řídicí páku dopředu a tak přidávají klopivý moment ve smyslu "na hlavu".

Zvýšené nároky na podélnou ovladatelnost jsou kladeny při přistání (obr.087-32). Klopivý moment "na ocas" musí překonat jednak klopivý moment vlastní režimu letu na velkém úhlu náběhu, tak i zvětšený moment "na hlavu" od tíživosti vztlačkových klapek. Navíc blízkost země zmenší úhel zešikmení na ocasních plochách, takže jejich úhel náběhu je nevýhodný a VOP tak poskytují nižší klopivý moment. To vše si vynucuje použití daleko větší výchylky výškovky na přivedení letounu na kritický úhel náběhu v blízkosti země, než je nutné použít ve volném letu. Rozdíl ve výchylce výškovky bývá až 10° . Proto se používá zvláště u velkých letounů stabilisátor, přestavený na záporný úhel nastavení (n.h. dolů).



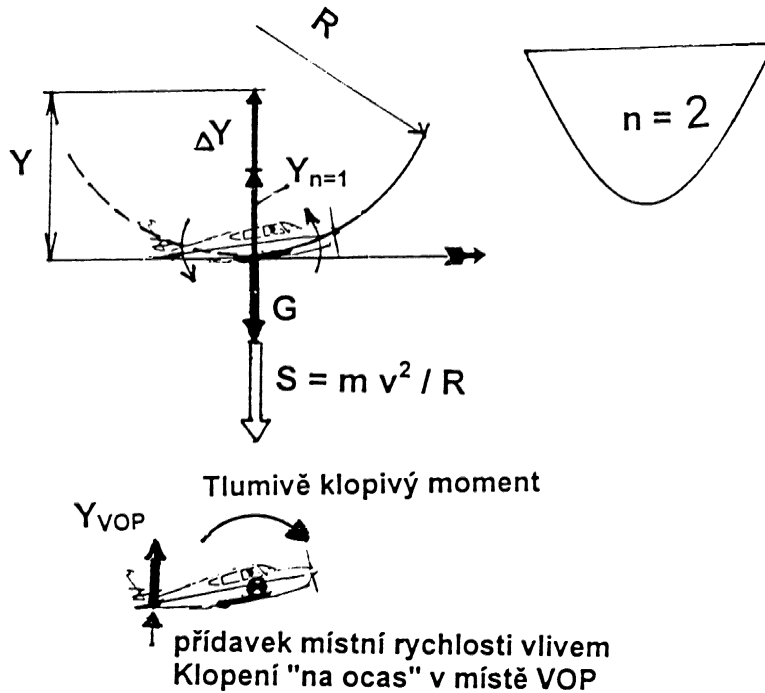
Obr. 087 - 32 : Ovladatelnost v blízkosti země

7.4.2. Podélná obratnost

(081 04 03 12, 15) ACP

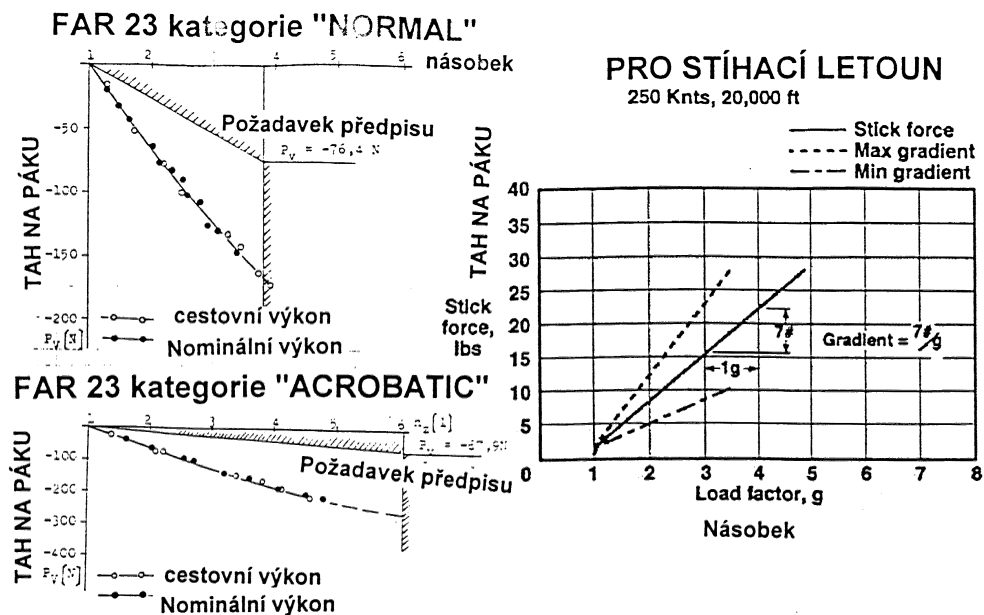
(081 04 03 14) AC

Na rozdíl od ovladatelnosti, která se zabývá ustálenými lety, posuzuje podélná obratnost schopnost letounu vykonávat různé obraty, tj. případy letu, kdy násobek není roven jedné. Jeden typický obrat, zatáčka, ve které se zvyšuje násobek na vyšší hodnoty než jedna, byl již probrán. Dalším typickým příkladem na let po zakřivené dráze s vyšším násobkem je vybrání ze střemhlavého letu (obr. 087-33). Požadavek na rovnováhu sil (včetně setrvačných) je příčinou vzniku vyššího násobku. Čím bude při vybrání větší násobek, tím větší bude klopení letounu ve smyslu "na ocas". Pohyb letounu změní úhel náběhu ocasních ploch, které budou vytvářet velice snížený moment "na ocas", nebo dokonce budou klopat letoun na hlavu. Budou tedy vytvářet tlumivě klopný moment, který bude bránit vybrání střemhlavého letu. Pilot musí pro zajištění vybrání vyrovnat tlumivý moment přitažením řídicí páky, tj. zvětšením výchylky výškovky. Zvětšená síla v řízení je úměrná násobku, při kterém letoun vybírá střemhlavý let.



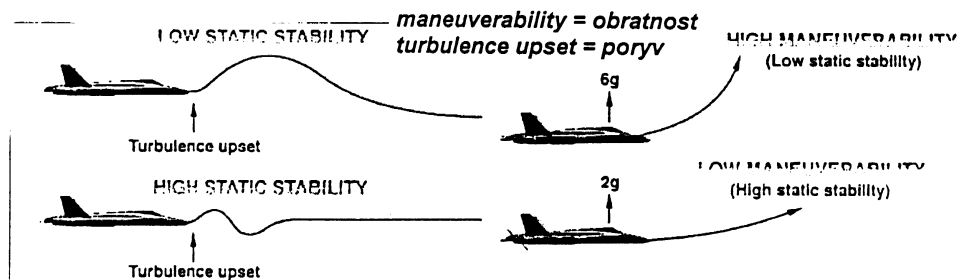
Obr. 087 - 33 : Vybrání ze střemhlavého letu

Měřítkem obratnosti je velikost síly na řídicí páce, kterou musí pilot vyvodit, aby se násobek zvětšil o jedna. Pro každou kategorii letounu jsou stavebními předpisy stanoveny rozsahy, ve kterých musí požadovaná síla být (obr.087-34). Při velmi malém gradientu řídicí síly hrozí v krajním případě nebezpečí překročení povoleného násobku letounu, v opačném případě by řízení bylo velmi necitlivé a letoun by jen velmi neochotně přecházel do stoupání, resp. klesání, o případných akrobatických obrazech ani nemluvě.



Obr. 087 - 34 : Řídicí síla potřebná na změnu násobku

Řídicí síla závisí na velikosti zásoby podélné statické stability (obr. 087-35). V případě, že je letoun podélně staticky indiferentní (tj. $CG=NB$), působí však proti klopení tlumivý moment a tak pilot musí vyvinout určitou, byť malou a požadavku předpisu nevyhovující sílu přitažením, aby letoun přešel na větší úhel náběhu. Teprve až bude těžiště posunuto o nějakou vzdálenost za neutrální bod, bude změna násobku za letu probíhat samovolně, bez potřeby nějaké řídicí síly. Poloze těžiště se v tomto případě říká dynamický bod.



Obr. 087 - 35 : Souvislost mezi podélnou statickou stabilitou a obratností

Sílu na řídicí páce potřebnou pro změnu násobku lze ovlivnit zařazením závaží podle obr.087-31, je-li před závěsem, tak zvětšuje potřebnou sílu, je-li za závěsem, pak zmenšuje.

7.4.3. Podélná tíživost

(081 04 03 04) ACP

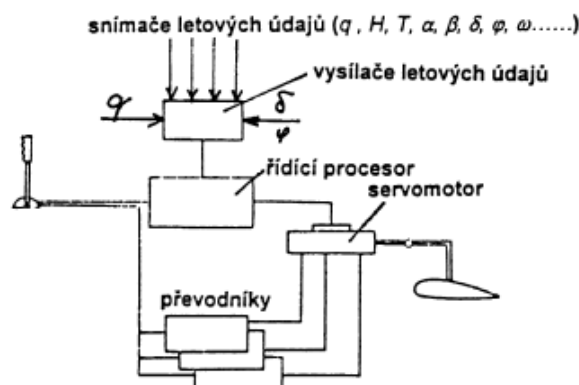
Tato vlastnost charakterizuje změny řiditelnosti v závislosti na změnách konfigurace letounu, tj. při vysunutí resp. zasunutí klapek, aerodynamických brzd, podvozku, změnách tahu motoru, přečerpání paliva apod.

Nejkritičtějším případem bývá vysunutí klapek na přistání, které způsobí většinou velký klopivý moment "na hlavu". Stanovit přesně vliv jednotlivých změn konfigurace na tíživost obecně nelze. V konstrukci letounu jsou tyto změny ošetřeny např. stavěním stabilisátoru pro polohu klapek "vzlet" a "přistání", kdy jeho nastavování je buď automatické, nebo manuální podle postupů v letové příručce příslušného letounu.

7.4.4. Nepřímé a elektroimpulsní řízení

(081 05 06 02) AC

U velkých nebo rychlých letounů je nemožné při použití přímého řízení dosáhnout požadované úrovně řiditelnosti. Proto bývají do soustavy řízení vloženy posilovače, takové soustavy se nazývají nepřímým řízením. Pilot v tom případě neovládá přímo kormidlo, ale pouze řídicí část (šoupátko) servomechanismu. Servomechanismus poté, co pilot nastaví polohu šoupátka, znásobenou silou působí na řízení. Protože však řízení šoupátka neposkytuje pilotovi informaci o silách v řízení, vytváří se tzv. umělý cit, tvořený soustavou pružin a závaží. V některých případech je vnímání sil v řízení vyřešeno u soustavy s posilovačem tak, že pilot určitou silou částečně překonává závěsový moment kormidla, přičemž větší část práce vykonává posilovač.



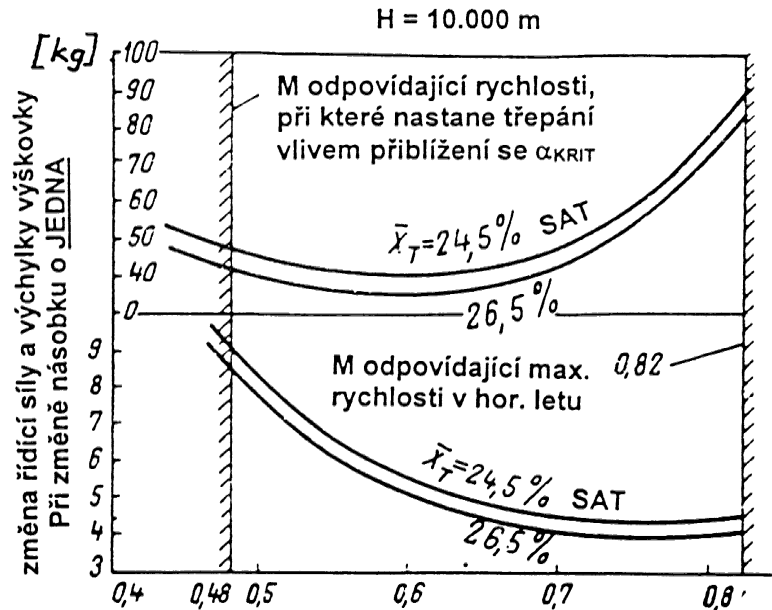
Obr. 087 - 36 : Elektroimpulsní řízení

Jiným druhem soustavy řízení je t.z.v. elektroimpulsní řízení, nazývané "řízení po drátě" (FBW). Pilot řídicí pákou pouze určuje informaci o pohybu letadla, která je předána k vyhodnocení procesoru, který určí smysl a velikost výchylek kormidel, případně dalších prostředků řízení. Na základě informací ze snímačů letových údajů o pohybu letadla provádí další zásahy do řízení, až je dosažen požadovaný letový režim (obr.087-36).

7.5. Podélná stabilita a říditelnost při vysokých rychlostech letu

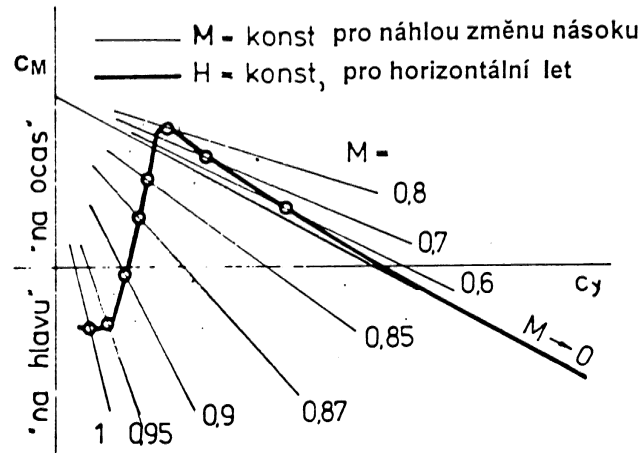
(081 02 02 06) A

Velikost zásoby podélné statické stability (tj. vzdálenost těžiště a NB, neboli sklon momentové čáry letounu) a kritérií říditelnosti (tj. řídicí síly na změnu rychlosti o 10% nebo násobek o jedna) se mění s rostoucí rychlostí letu, tj. pro zmenšující se součinitel vzlaku. Kromě toho se projevuje v subsonické oblasti vliv stlačitelnosti, který ovlivní průběh stability a říditelnosti pouze zvětšením nebo zmenšením sklonu průběhu charakteristických křivek, průběhy však zůstávají plynulé (obr.087-37)



Obr. 087 - 37 : Změny podélné obratnosti v subsonické oblasti

Dosažením kritického Machova čísla letu, tj. počátku transsonické oblasti, se začnou objevovat v průběžích charakteristických křivek značné nepravidelnosti. Posuny působiště vzlaku v důsledku změn v obtékání křídla po vstupu do transsonické oblasti dozadu a vliv zmenšení úhlu zešikmení následkem odtržení za rázovými vlnami na kořenové části křídla, značně zvětší sklon momentových čar. Pro letoun to znamená vznik přídavných klopivých momentů ve smyslu "na hlavu" (obr. 087-38). Výsledkem v chování letounu je, že při přiblížení se kritickému Machovu číslu a po jeho překročení (v našem případě od $M=0.8$) se projeví zvětšení sklonu momentových čar.



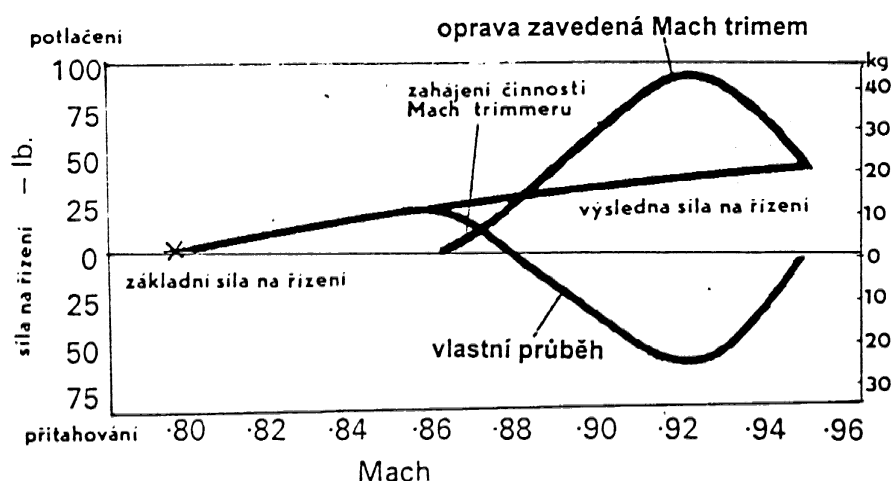
Obr. 087 - 38 : Změny momentových čar letounu v transsonické oblasti

Dojde-li za letu k náhlému zvýšení úhlu náběhu (změna násobku je tak rychlá, že rychlost letu se nestačí

změnit), potom v transsonické oblasti vznikne velký vratný klopivý moment, který letounu brání změnit násobek. Tuto vlastnost nazýváme *stabilitou podle násobku*, v transsonické oblasti je větší, než při nízkých M .

Jinak je tomu v případě změny rychlosti. Při zvýšení rychlosti vznikne větší klopivý moment "na hlavu", který bude letoun zatahovat do střemhlavého letu. Tzv. *stabilita podle rychlosti* je v transsonické oblasti obrácená (nestabilní).

Popsaný jev se projeví v průběhu řídicích sil, kdy po vstupu do transsonické oblasti pilot letounu s přímým řízením musí bránit letounu v samovolném přechodu do střemhlavého letu a dalším zvyšování jeho rychlosti přitahováním řídicí páky (obr. 087-39). U letounu na obrázku je vyvážený let při $M=0.8$. pro zvýšení rychlosti do $M=0.86$ je nutné tlačít na řídicí páku, ale od tohoto okamžiku dochází ke změnám polohy působícího vztlaku směrem dozadu, což se projeví nejprve snižováním nutného potlačení, a od $M=0.88$ je dokonce nutno bránit letounu v samovolném přechodu do strmého letu přitahováním, a to při $M=0.92$ silou cca 25 kg.



Obr. 087 - 39 : Průběhy řídicí síly v transsonické oblasti

Pro obnovení podélné stability podle rychlosti a ovladatelnosti se používá u dopravních letounů zařízení, které se nazývá "Mach trim". Jeho funkce spočívá v ovládní výškového kormidla a zejména stabilisátoru tak, aby byly v dostatečné míře zajištěny požadované vlastnosti .

Nepříznivým důsledkem vychýlení kormidla při velmi vysokém M , kdy se tak na kormidle dosáhne místního kritického M , čímž dojde k odtržení proudu za vzniklou rázovou vlnou, může být reverse účinku kormidla. Tento jev bývá ještě posílen vyrovnáváním tlaků ve štěrbině mezi kormidlem a pevnou částí konstrukce (nap. stabilisátorem) a tím zvýšením místní rychlosti. Účinným prostředkem proti tomu je zatěsnění štěrbin, případně použití vířičů.

Je nutné poznamenat, že uvedené změny jsou obvyklé pro dopravní letouny mírně zasahující do transsonické oblasti. Letouny supersonické mají většinou křídlo velmi malé štíhlosti a velmi tenké profily, tyto prostředky zajistí, že letoun projde transsonickou oblastí a neprojeví se u něho výraznější změny vlastností. Naproti tomu pro letouny pro subsonické létání je vstup do transsonické oblasti zdrojem nepřekonatelných potíží.

8.Stranová stabilita a řiditelnost

(081 04 04 00) ACP

(081 04 04 01, 02) AC

Na rozdíl od podélného pohybu, při kterém porucha rovnovážného letu neovlivní stav okolo žádné další osy, při stranovém pohybu (let s úhlem vybočení, kdy rovina symetrie mění svou polohu) vzniká vzájemná vázanost stranových pohybů. Každý z nich (klonění, zatáčení, bočení) vyvolá ostatní dva další. Jsou způsobeny silou resp. momentem vázaným na primární pohyb letounu (obr. 088-01).

Primární pohyb	Vyvolané působení	
	Popis formou příčina \Rightarrow následek, Např. : KLONIVĚ-ZATÁČIVÝ značí <i>zatáčivý moment vyvolaný kloněním letounu</i> ozn.součinitele	
BOČENÍ Pohyb ve směru bočné osy Let se statickým úhlem vybočení b	BOČIVĚ BOČNÁ SÍLA	C_Z^b
	BOČIVĚ KLONIVÝ MOMENT	C_L^b
	BOČIVĚ ZATÁČIVÝ MOMENT	C_N^b
KLONĚNÍ Otáčení kolem podélné osy Úhlová rychlost w_x	Klonivě bočná síla Je nevýznamná	
	Klonivě klonivý moment Má charakter tlumícího momentu	
	KLONIVĚ ZATÁČIVÝ MOMENT	
ZATÁČENÍ Otáčení kolem kolmé osy Úhlová rychlost w_y	Zatáčivě bočná síla Je nevýznamná	
	ZATÁČIVĚ KLONIVÝ MOMENT	
	Zatáčivě zatáčivý moment Má charakter tlumícího momentu	

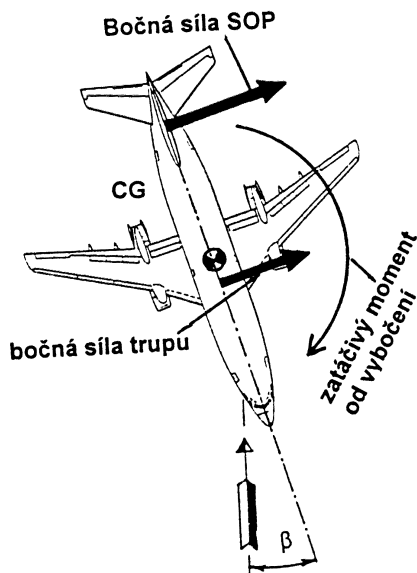
Obr. 088 - 01 : Souvislost mezi stranovými pohyby, silami a momenty

8.1.Stranová stabilita

8.1.1.Směrová statická stabilita

(081 04 04 02) AC

Na obr. 088-02 je znázorněn vznik bočné síly a zatáčivého momentu při letu s vybočením. Vzhledem k poloze těžiště je vidět, že síla na SOP bude letoun stabilizovat, tj.vzniklý zatáčivý moment se bude snažit letoun otočit tak, aby se úhel vybočení zmenšil. Trup, případně motorové gondoly dávají destabilisující příspěvek zatáčivého momentu. Změnu součinitele zatáčivého momentu v závislosti na úhlu vybočení nazýváme směrovou statickou stabilitou.



FAKTORY OVLIVŇUJÍCÍ STATICKOU SMĚROVOU STABILITU

Roste s větší velikostí SOP

Roste se zvětšením vzdálenosti SOP od CG

Tvar SOP- nešípová SOP, hřbetní kýlová plocha, spodní kýlová plocha zlepšují (pro $M < M_{KRIT}$)

Tah vrtule nebo proudového motoru ve vztahu k jejich umístění k CG

Machovo číslo (resp. výška letu) snižuje

Interference mezi trupem, křídlem a SOP, umístění SOP

Obr. 088 - 02 : Bočná síla a zatáčivý moment při vybočení letounu

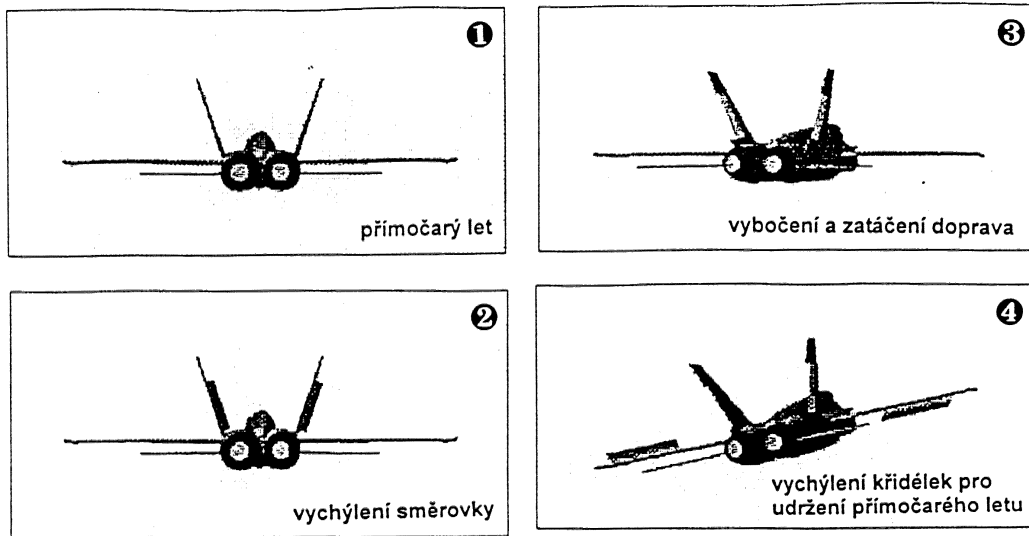
8.1.2.Bočivě klonivý moment

(081 04 04 03, 04) AC

(081 04 05 00) ACP

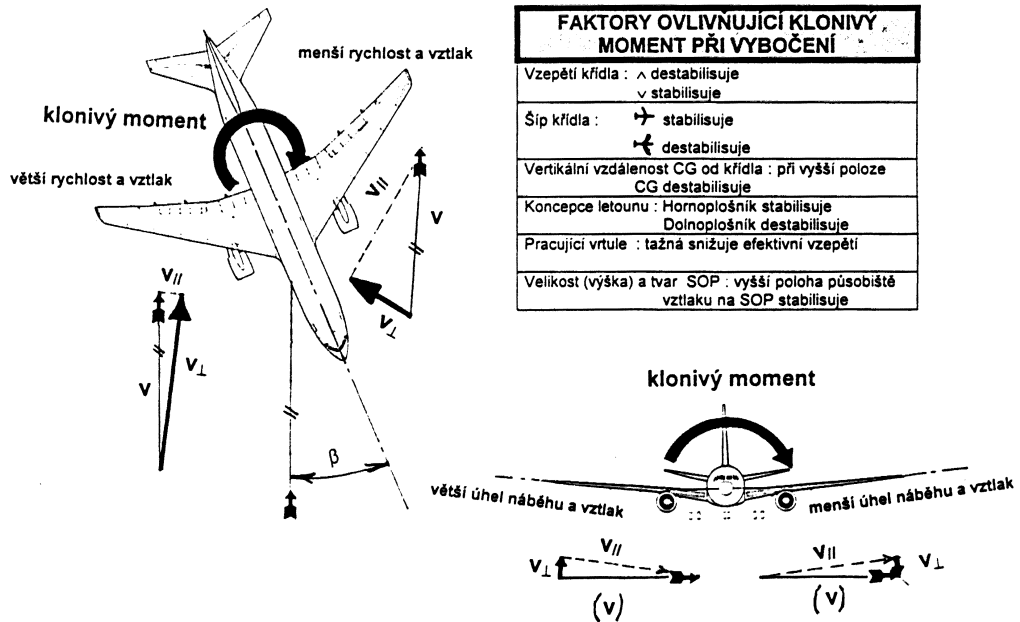
Naklonění letadla v přímočarém letu poruší rovnováhu sil a vyvolá nejprve vybočení. V důsledku toho vzniknou stranové pohyby, vyvolané popsány silami a momenty. Je-li jejich působení příznivé, směřují k odstranění vybočení a v konečném důsledku vyvolaný klonivý moment směřuje k odstranění náklonu. Proto bývá někdy schopnost letounu vyvolat při vybočení požadovaný klonivý moment, tedy změna klonivého momentu na úhlu vybočení, nazývána, i když v podstatě nesprávně, příčnou statickou stabilitou. Nesprávně proto, že klonivý moment není odezvou na náklon letadla, ale na vybočení. Klonivý moment je aerodynamický moment, způsobený změnami tlaků na letounu při jeho obtékání proudem vzduchu, přičemž pootočení letadla kolem jeho podélné osy samozřejmě žádné změny v obtékání nevyvolá.

V praxi se tato vlastnost letounu ověřuje uvedením letadla do skluzu (obr.088-03). Klonivý moment při vybočení letounu by měl zvedat křídlo letounu na té straně, kam se letoun sune při bočním pohybu.



Obr. 088 - 03 : Skluz letounu

Největší vliv na vznik klonivého momentu má vzepětí a šíp křídla. Jejich příspěvek ke klonivému momentu při vybočení letounu je na obr. 088-04.



Obr. 088 - 04 : Klonivý moment při vybočení

Vliv vzepětí křídla nezávisí na úhlu náběhu, vliv šípů křídla s rostoucím úhlem náběhu klesá.

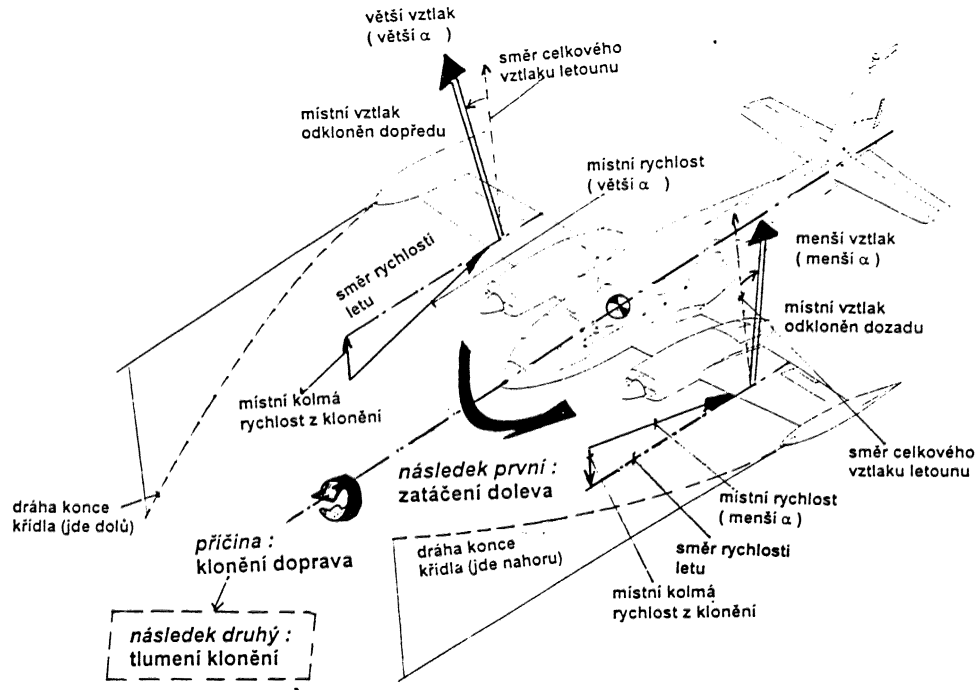
8.2.Ostatní stranové pohyby

(081 04 04 02) AC

8.2.1.Vliv klonění

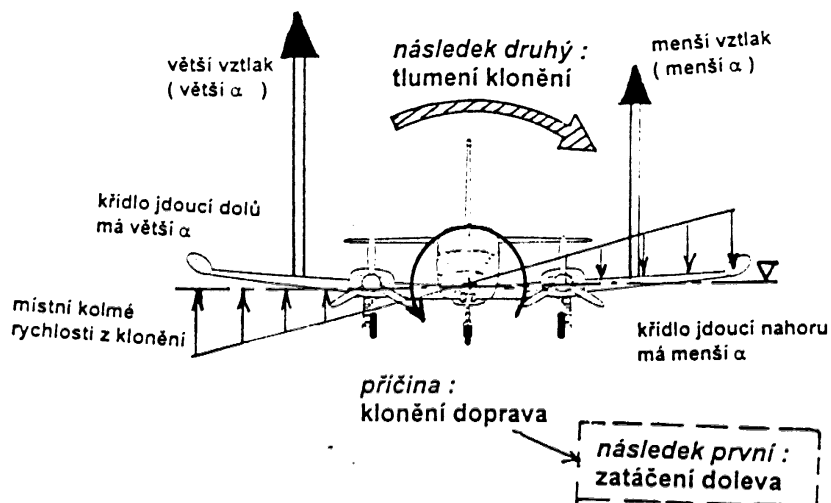
(081 04 05 01, 02, 03) AC

Zatáčivý moment vznikající při klonění letounu (obr.088-05), bývá nazýván někdy "negativním zatáčivým momentem". Je to proto, že nakloněním letounu doprava vzniká zatáčení doleva (a obráceně), což je z hlediska pilotáže letounu značně nepřírozené. Velikost negativního zatáčivého momentu závisí na úhlu náběhu. Při velkých úhlech náběhu je velký, neboť velký součinitel vztlaku (vztlak) při stejném klonění vyvolá větší přírůstek průmětu odkloněného místního vztlaku do roviny tětv křídla.



Obr. 088 - 05 : Zatáčivý moment z klonění

Tlumící klonivý moment brzdí letounu v klonění. Jeho vznik je způsoben rozdílnou velikostí úhlu náběhu na levém a pravém křídle při klonění letounu, v důsledku toho rozdílná velikost vztlaku na jednotlivých křídlech vyvolá klonivý moment, opačného smyslu s původním kloněním (obr. 088-05 a 088-06).

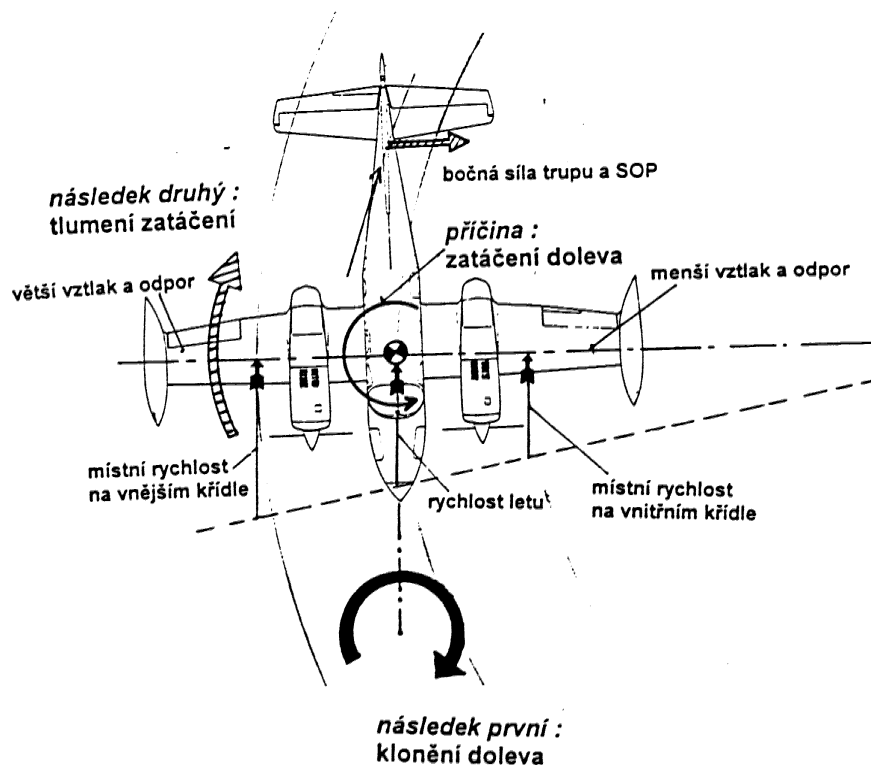


Obr. 088 - 06 : Tlumící klonivý moment

8.2.2. Vliv zatáčení

(081 04 05 06) ACP

Větší rychlost na vnějším křídle letounu při jeho zatáčení má za následek vznik většího vztlaku, než na vnitřním křídle. Rozdíl vztlaku vyvolá klonivý moment, způsobující klonění na vnitřní křídlo (obr.088-07).



Obr. 088 - 07 : Klonivý moment ze zatáčení

Tlumící moment brzdící zatáčení letounu vzniká jako důsledek obtékání trupu a SOP pod určitým úhlem a také jako důsledek rozdílného odporu vnitřního a vnějšího křídla (vnější křídlo-větší rychlost-větší odpor). Tlumící zatáčivý moment je zachycen rovněž na obr. 088-07.

8.3.Dynamická stranová stabilita

(081 04 06 00) ACP

Vyvolání poruchy letu, která působí mimo rovinu symetrie, způsobí vznik stranového pohybu letounu. Jeho dynamická odezva je na rozdíl od podélného výrazně složitější, neboť pohyb se skládá ze všech způsobů stranového pohybu, které od sebe navzájem není možné oddělit (bočení, klonění a zatáčení). Výsledkem jsou tři složky stranového pohybu, které letoun vykonává po zavedení poruchy. Dvě z nich jsou aperiodické, jedna periodická.

Poloha těžiště nemá výrazný vliv na stranovou stabilitu, v daleko větší míře záleží na momentech setrvačnosti kolem jednotlivých os, tj. na rozložení hmot kolem těžiště. Ve větší výšce se obecně projevuje horší tlumení, totéž je možné říci i o vlivu stlačitelnosti. Jinak jsou rozhodující geometrické tvary letounu, ovlivňující aerodynamické charakteristiky stranového pohybu, z nich zejména jsou nejdůležitější zatáčení a klonění z vybočení.

8.3.1.Rychlý klonivý pohyb

(081 04 06 00) ACP

Je to rychle tlumený (během několika desetin sekundy) pohyb letounu kolem podélné osy. Tlumení pohybu bývá téměř vždy bez problémů, s výjimkou klonění v letu po odtržení proudu při úhlech větších než kritický. Největší vliv na tlumení klonivého pohybu má štíhlost křídla.

8.3.2.Spirálový pohyb

(081 04 06 00, 081 04 06 02) ACP

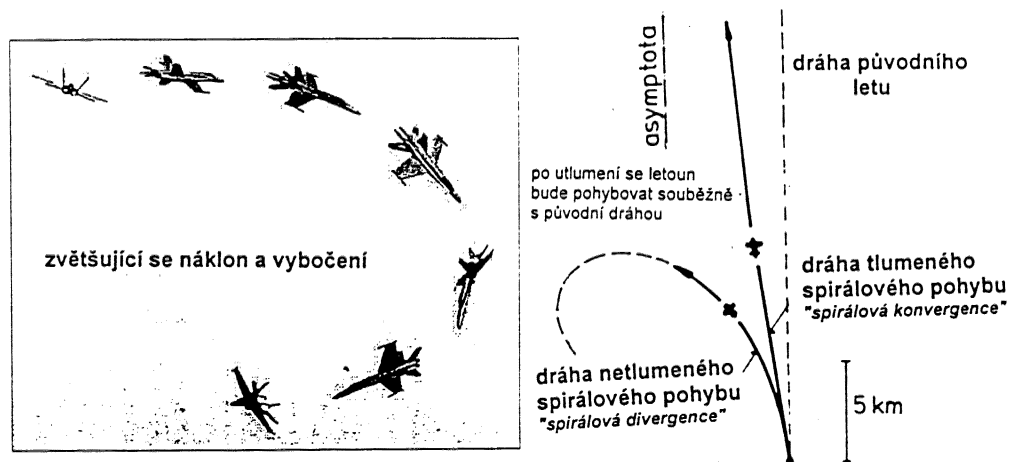
Po odeznění této složky pohybu, a to i v případě, že je velmi dobře tlumená, není zcela obnoven původní režim letu. Mechanismus pohybu je následující : Nakloní li se letoun na nějakou stranu např.

vlivem poryvu, složka tíhy vyvolá bočení. Vybočením letounu vzniknou dva momenty, a to bočivě zatáčivý, který má snahu otočit na tu stranu, kam je letoun nakloněn a tím odstranit vybočení. Druhý moment, klonivý moment vyvolaný vybočením, má snahu srovnat náklon. Když první moment bude příliš velký a druhý malý (tj. velká směrová a malá "příčná" stabilita), vybočení se rychle odstraní, zatímco náklon nikoliv. Naopak zatáčení letounu při pohybu odstraňujícím vybočení bude způsobovat další klonění (klonění ze zatáčení). Tak letoun bude stále zvětšovat svůj náklon a zatáčet, až nakonec přejde do spirály (obr. 088-08).

7.2.2. Vliv klonění

7.3. Dynamická stranová stabilita

7.4. Stranová řiditelnost



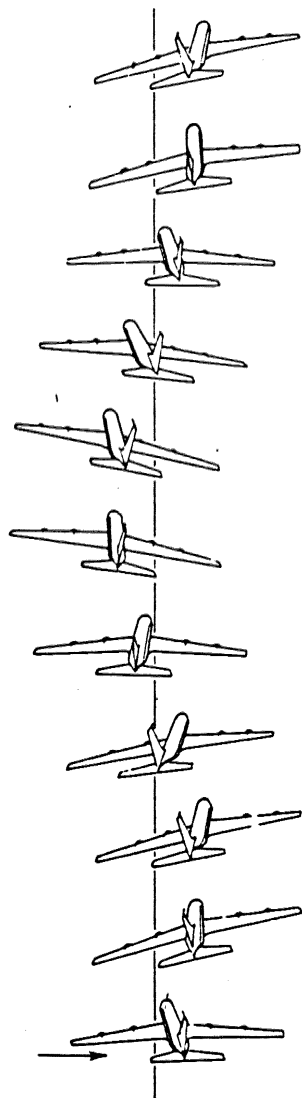
Obr. 088 - 08 : Spirálový pohyb

Spirálový pohyb trvá několik desítek sekund. V stabilním případě letoun nepřejde do spirály, ale přesto není obnoven let po původní dráze letu, nová dráha je o určitou vzdálenost posunutá. Vzhledem k dlouhé době tohoto pohybu má většina letounů mírnou spirálovou nestabilitu, která je obvykle řízením letounu snadno zvládnutelná.

8.3.3. Stranové kmity

(081 04 06 03, 04) AC

U letounů s poměrně velkou "příčnou stabilitou", tj. při vzniku velkého klonivého momentu při vybočení a malou směrovou statickou stabilitou se s velkou pravděpodobností projeví třetí složka stranového pohybu. Má mnoho názvů - *stranové kmity*, *kymácivost*, *holandský krok*, *Dutch-roll* atd. Jedná se o periodickou změnu vybočení, klonění a zatáčení (obr.088-09).



Konec první periody, pohyb periodicky pokračuje

- 10 bočení vpravo \Rightarrow bočivě klonivý moment \Rightarrow klonivě zatáčivý moment
Vybočení způsobí klonivý moment doleva, z klonění doleva vznikne zatáčení doprava, které odstraní vybočení. Letoun dosáhne krajní pravou výchylky pohybu.
- 9 let bez náklonu, ale s vybočením doprava \Rightarrow bočivě zatáčivý moment
Letoun prochází neutrální polohou pohybu bez náklonu, ale s vybočením stále ještě doprava. Setrvačností pokračuje letoun v pohybu, přičemž působí stále klonění z vybočení, které kloní letoun stále doleva, takže letoun získává levý náklon.
- 8 bočivě zatáčivý + bočivě klonivý moment \Rightarrow klonivě zatáčivý moment
Z vybočení doprava se letoun stabilisuje směrově i příčně. Z klonění doleva vzniká zatáčení doprava. V dalším pokračování pohybu se znovu projeví "převaha "příčné" stability nad směrovou".
- 7 složka tíhy doprava \Rightarrow bočení vpravo
Rovnováha sil je porušena v důsledku náklonu a letoun začne bočit doprava (obtékán zprava).
- 6 bočení vlevo \Rightarrow bočivě klonivý moment \Rightarrow klonivě zatáčivý moment
Vybočení způsobí klonivý moment doprava, z klonění doprava vznikne zatáčení doleva, které odstraní vybočení. Letoun dosáhne krajní levou výchylky pohybu.
- 5 let bez náklonu, ale s vybočením doleva \Rightarrow bočivě zatáčivý moment
Letoun prochází neutrální polohou pohybu bez náklonu, ale s vybočením stále ještě doleva. Setrvačností pokračuje letoun v pohybu, přičemž působí stále klonění z vybočení, které kloní letoun stále doprava, takže letoun získává pravý náklon.
- 4 bočivě zatáčivý + bočivě klonivý moment \Rightarrow klonivě zatáčivý moment
Z vybočení doleva se letoun stabilisuje směrově i příčně. Z klonění doprava vzniká zatáčení doleva. V dalším pokračování pohybu se projeví "převaha "příčné" stability nad směrovou".
- 3 složka tíhy doleva \Rightarrow bočení vlevo
Rovnováha sil je porušena v důsledku náklonu a letoun začne bočit doleva (obtékán zleva).
- 2 bočení vpravo \Rightarrow bočivě klonivý moment \Rightarrow klonivě zatáčivý moment
Vybočení způsobí klonivý moment doleva, z klonění doleva vznikne zatáčení doprava, které odstraní vybočení. Letoun dosáhne krajní pravou výchylky pohybu.
- 1 porucha horizontálního letu \Rightarrow poryv zleva
letoun vlivem poryvu prudce vybočí (obtékán zprava)

Obr. 088 - 09 : Stranové kmity

Nestabilní případy jsou velmi nebezpečné, neboť v krajním případě mohou vést k neřiditelným stavům. V případě vzniku kmitů s periodou kolem 50 s a více, jsou stranové kmity i v případě netlumeném zvládnutelné. Jestliže se ale kmity zrychlí na dobu jedné periody za 15 sekund a méně, pak se jedná o výraznou nestabilitu, přičemž za kritický je považován stav s periodou pod 3 s. V tomto případě totiž již pilot není schopen řízením stihnout provést potřebný zásah a vzniká reálná možnost, že se svými zásahy bude opožďovat tak, že nestabilitu bude ještě zvětšovat.

Stranové kmity se zhoršují, jestliže se zvětšuje výška letu, rovněž tak při letu na velkých úhlech náběhu a při zvyšování plošného zatížení křídla. Velkým problémem byly stranové kmity v době nástupu letounů se šípovým křídlem do dopravního letectví. Šíp křídla, použitý k oddálení vlnové krize, velmi zvýší, zejména při vysokých součinitelích vztlaku, "příčnou stabilitu". Navíc posun těžiště u letounu se šípovým křídlem relativně dozadu (velká část trupu je před těžištěm a vytváří bočnou sílu, opačného účinku než je účinek SOP (viz obr. 088-02)) způsobí přirozeně nízkou směrovou statickou stabilitu. Tím

je vytvořen předpoklad pro vznik stranových kmitů. Naprostá většina letounů pro lety v horním rozsahu subsonické oblasti a v transsonické zcela a velkých výškách, je vybavena tlumiči stranových kmitů .

Tlumič kmitů kolem svislé osy je zařízení pracující na principu gyroskopu, který registruje změny zatáčení. Signál je předáván dál a ve výsledku zařízení vyvolává protizásah směrovým kormidlem proti zatáčení. Při správné funkci tlumič zajistí, že letoun se pohybuje bez vybočení.

Tlumič stranových kmitů kolem svislé osy se používá ve dvou variantách. Paralelní tlumič je zapojen do obvodu směrového řízení a ovládá směrové kormidlo souběžně s pilotem. To způsobuje potíže s ovládáním směrovky a zejména problémy by mohly nastat při vzletu při vysazení motoru, nebo při přistání s bočním větrem. Proto tento systém musí být vypínán při vzletu a při přistání. Sériové tlumiče pohybují směrovkou bez přenosu pohybu na řízení pilota a může být používán i při vzletu a přistání.

Některé letouny jsou vybaveny tlumiči náklonu, a to nejen pro utlumení holandského kroku. Toto zařízení pracuje jako popsaný tlumič kmitů kolem svislé osy, ale je zapojen do řízení křidélek. Důvodem pro jeho použití je i skutečnost, že pilot podstatně citlivěji vnímá a reaguje na změny polohy horizontu (klonění), než na změny kursu (zatáčení).

8.4.Stranová řiditelnost

(081 05 04 00) ACP

(081 04 05 04) AC

8.4.1.Účinky kormidel

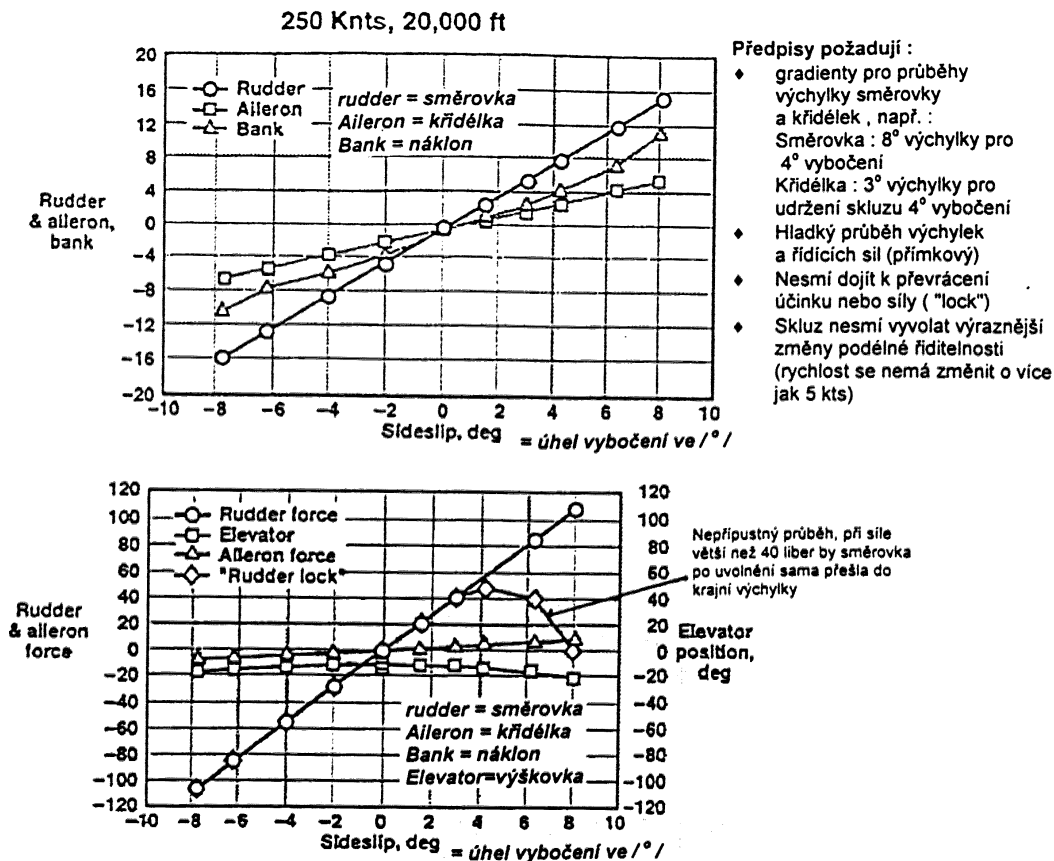
(081 04 05 01, 02, 03, 04, 05) AC

Vzhledem k vazbě mezi jednotlivými stranovými pohyby není možné oddělit od sebe jednotlivé účinky kormidel. Každé vychýlení kormidla vyvolá primární pohyb, ale okamžitě následuje další, sekundární (obr. 088-10)

kormidlo	Primární účinek	Sekundární účinek	Ovlivnění silové rovnováhy
Směrovka	Zatáčení	Klonění	Přímé - bočnou silou
Křídélka	klonění	zatáčení	Nepřímé-porušení rovnováhy změnou směru vztaku

Obr. 088 - 10 : Primární a sekundární účinky kormidel

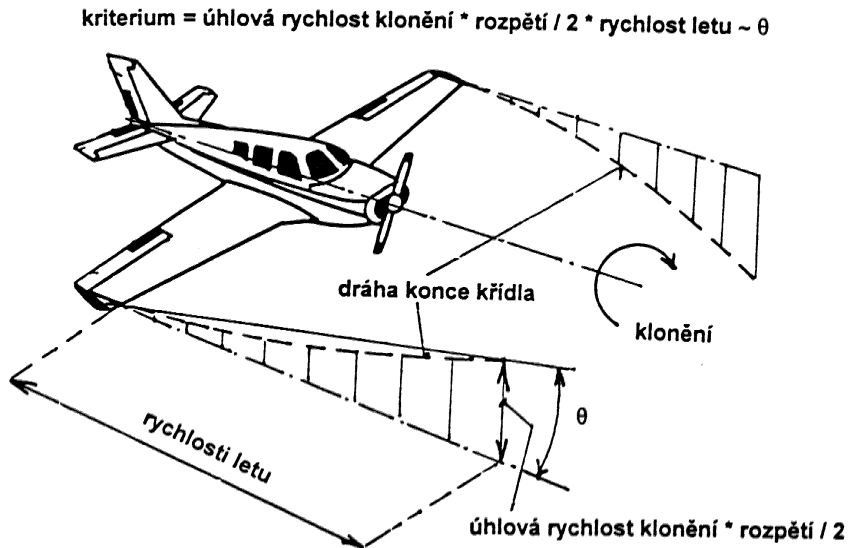
Stavební předpisy pro každou kategorii letadel stanoví přesné požadavky na účinnost směrového a příčného řízení. Jejich splnění je podmíněné provedením celé řady letových zkoušek. Základní z nich je zjištění charakteristik stranového řízení v ustáleném skluzu (letu s vybočením). Tyto charakteristiky, určující směrovou a "příčnou" stabilitu jsou na obr. 088-11.



Obr. 088 - 11 : Charakteristiky stranového řízení v ustáleném skluzu

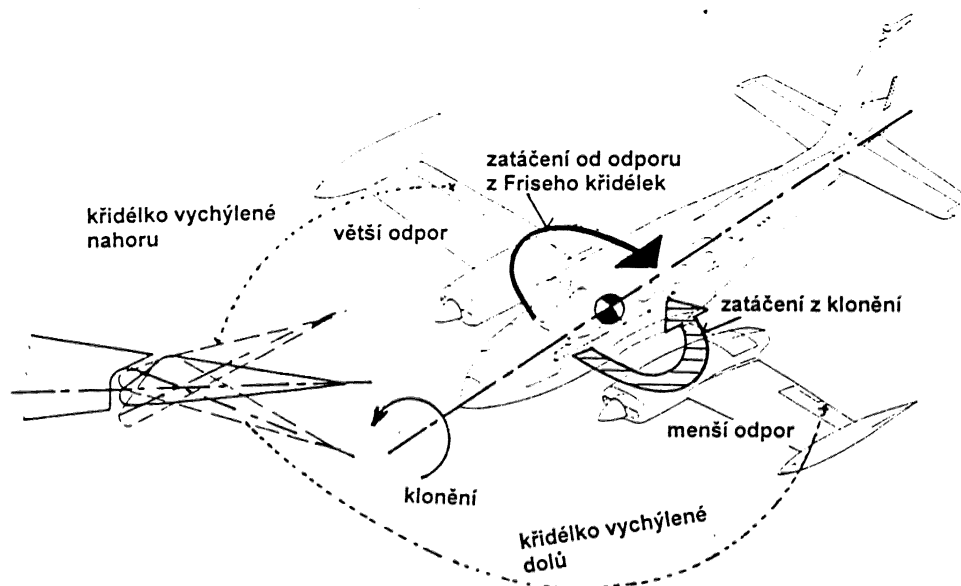
Tyto charakteristiky jsou závislé zejména na rychlosti letu a Machově čísle (výšce letu) a konfiguraci klapky a podvozku.

Příčné řízení klonění letounu musí být dostatečně účinné, kritérium pro něj je úhel šroubovice, který opisuje při klonění letounu konec křídla. Obvykle se ukazuje, že hodnota úhlu šroubovice, vyjádřená v radiánech, nesmí být menší než 0,07, aby bylo příčné řízení piloty hodnoceno jako uspokojivé (viz. obr. 088-12).



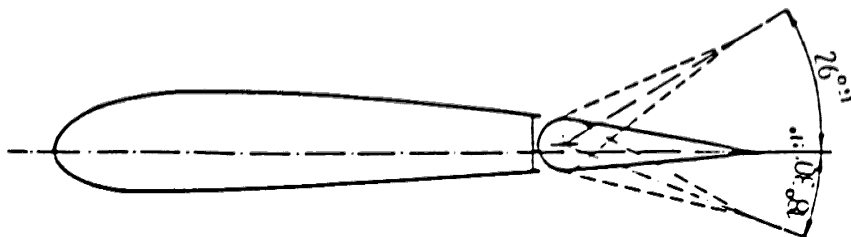
Obr. 088 - 12 : Podmínka uspokojivého klonění letounu

Při klonění letounu vyvolaného křídélky rovněž působí zatáčivý moment. Ten při klonění doprava má snahu zatočit letoun doleva, tak, jak bylo podáno v kapitole o stabilitě. Z hlediska řízení letounu je zatočení na opačnou stranu, než je náklon letounu, nepřírozené a je snaha se mu bránit. Prvním způsobem je použití křídélek typu "Frise", které odpořem vzniklým vysunutím náběžné hrany křídélka, které se vychýlilo nahoru, z obrysu křídla, vyrovnávají zatáčivý moment (obr.088-13).



Obr. 088 - 13 : Friseho křídélka

Dalším způsobem jak zabránit vzniku negativního zatáčivého momentu křidélek je použití jejich diferencované výchylky. Křídélko vychylující se nahoru má přibližně dvojnásobnou výchylku, než křídélko jdoucí dolů. Protože klonění je úměrné střední výchylce křidélek, je větší výchylka směrem nahoru zdrojem odporu, který způsobí vyrovnávací zatáčivý moment (Obr. 088-14).



Obr. 088 - 14 : Diferencovaná křídélka

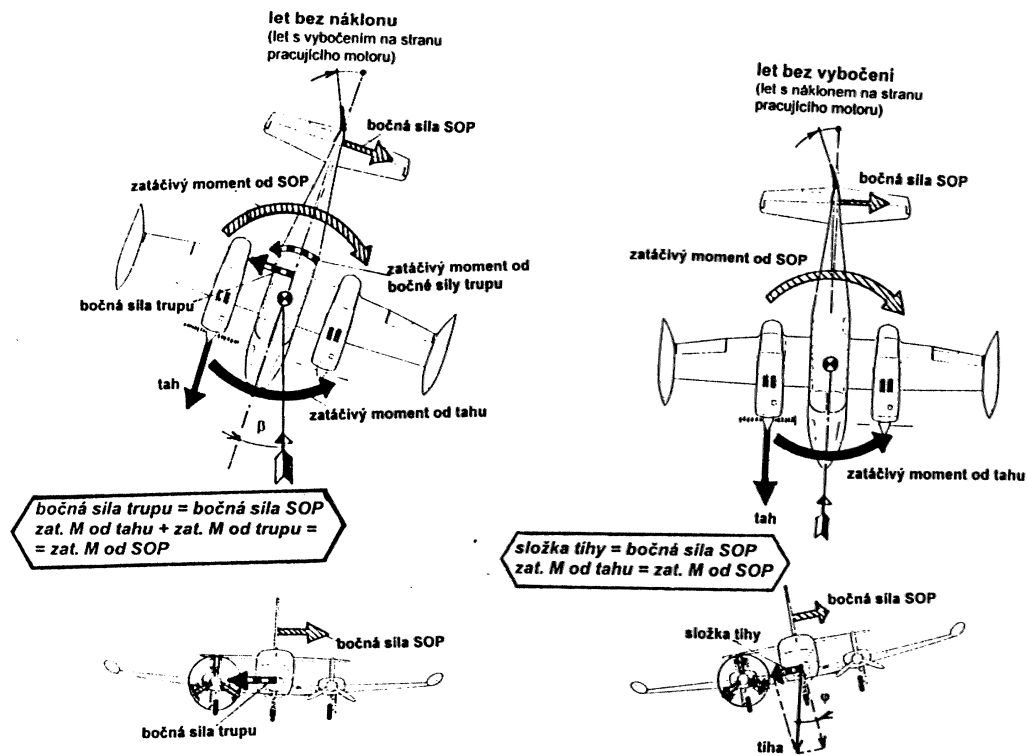
Téměř veškeré současné dopravní letouny mají pro zajištění dobré příčné řiditelnosti řízení křidélek posíleno vysouváním křídélkovými letovými spoilery. Uzpůsobení křidélek a spoilerů, včetně jejich počtu, je značně odlišné u různých typů letadel. Některé typy letadel mají křídélka dělená, vnitřní je v činnosti stále, zatímco vnější je v oblasti přiblížení se ke kritickému M mimo činnost. Důvodem těchto úprav příčného řízení je mimo jiné snaha vyhnout se reversi křidélek (obrácenému účinku). Ta může nastat jednak jako důsledek deformace draku letounu (viz kapitola Omezení), jednak ztrátou vztakové účinnosti kormidla po odtržení proudu z důvodů překročení místního kritického M při vychýlení křídélka dolů (větší zakřivení).

Požadavky na účinnost stranového řízení plynou ve většině případů z požadavku na zachování minimální řiditelnosti při letu s jedním nebo více vysazenými motory vicemotorového letounu.

8.4.2. Lety s asymetrickým tahem po vysazení jednoho motoru (081 05 04 00) ACP
(081 05 03 02, 03, 081 08 02 00,
(081 08 02 01 02, 03, 04, 05) AC

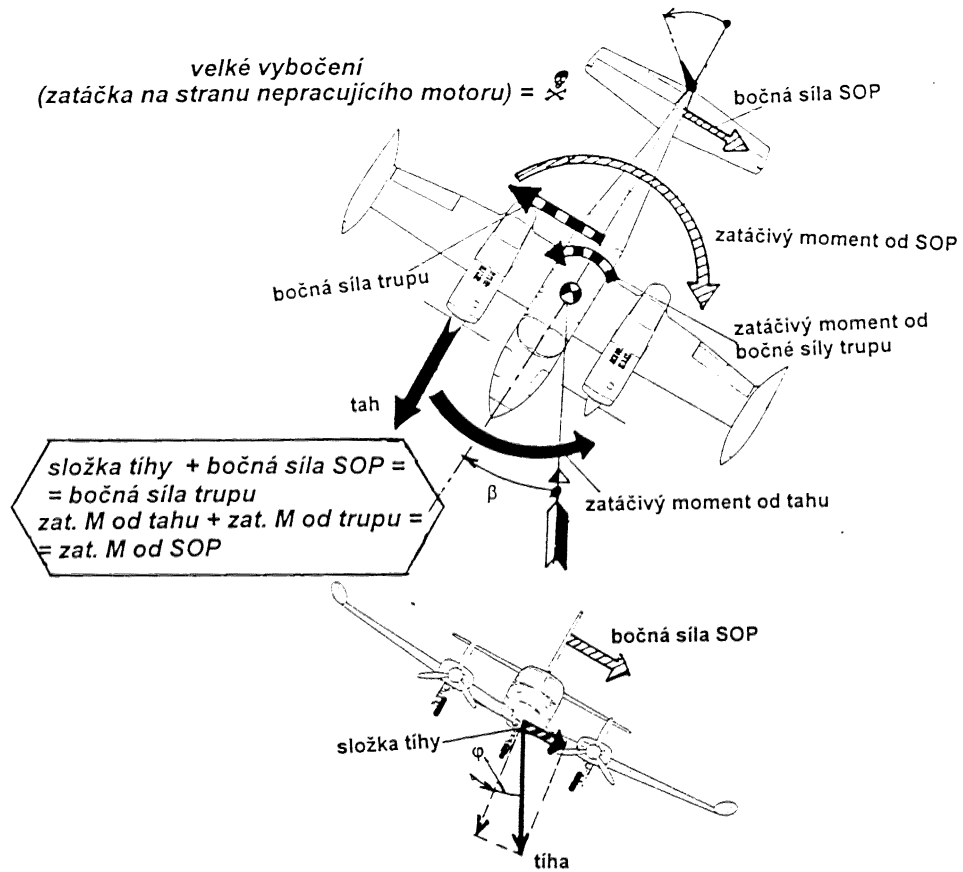
Největší nesouměrnost a z ní plynoucí požadavky na účinnost směrového řízení nastane u dvoumotorového (nebo čtyřmotorového) letounu s motory umístěnými na křídle při vysazení jednoho (nebo obou) na jedné straně (na straně kritické pohonné jednotky). Kritická pohonná jednotka je ta, která při vysazení způsobí nepříznivější účinek. Jednotlivé vlivy, zejména pracující vrtule, pro určení kritické pohonné jednotky byly již probrány v kapitole o pohonu. Další rozbor je probrán na příkladu dvoumotorového vrtulového letounu s vysazenou kritickou pohonnou jednotkou, na příkladu tzv. jednomotorového letu.

Existují dva způsoby, jak udržet silovou a momentovou rovnováhu při jednomotorovém letu. Je to tzv. "let bez vybočení" (tj. s náklonem na stranu pracujícího motoru) a "let bez náklonu" (tj. s vybočením na stranu pracujícího motoru). Let bez náklonu lze sice snadněji udržet (pomocí přirozeného horizontu nebo příčného relativního sklonoměru), ale let bez vybočení je aerodynamicky čistší a výkony letounu při něm jsou vyšší. (obr.088-15).



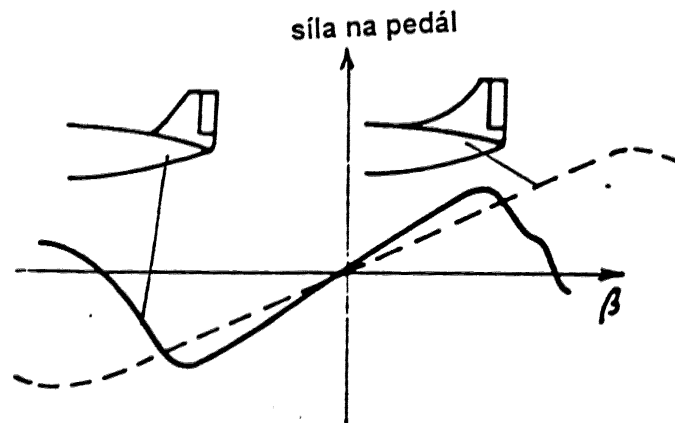
Obr. 088 - 15 : Přijatelné způsoby jednomotorového letu

Nepřijatelný způsob letu je let s nesprávným náklonem, tj. na stranu nepracujícího motoru (obr.088-16). Při tomto způsobu letu (např. při pokusu o ostřejší zatáčku na stranu nepracujícího motoru) velice snadno nastane vlivem velkého vybočení letounu odtržení proudu na SOP s následným pádem do vývrtky. Toto nebezpečí je ještě zvýrazněno tím, že na straně pracujícího motoru je na křídle vyšší vztlak, který vytváří klonivý moment na stranu nepracujícího motoru.



Obr. 088 - 16 : Nepříjemný způsob jednomotorového letu

Zvýšení odolnosti proti vybočení poskytuje použití hřbetního kýlu, které rovněž zlepšuje průběh řídicí síly na vychýlení směrovky (088-17).



Obr. 088 - 17 : Použití hřbetního kýlu

8.4.3. Minimální rychlost řiditelnosti(081 04 04 04, 081 05 02 08, 09, 10, 11,
081 05 03 03, 081 05 05 01) AC

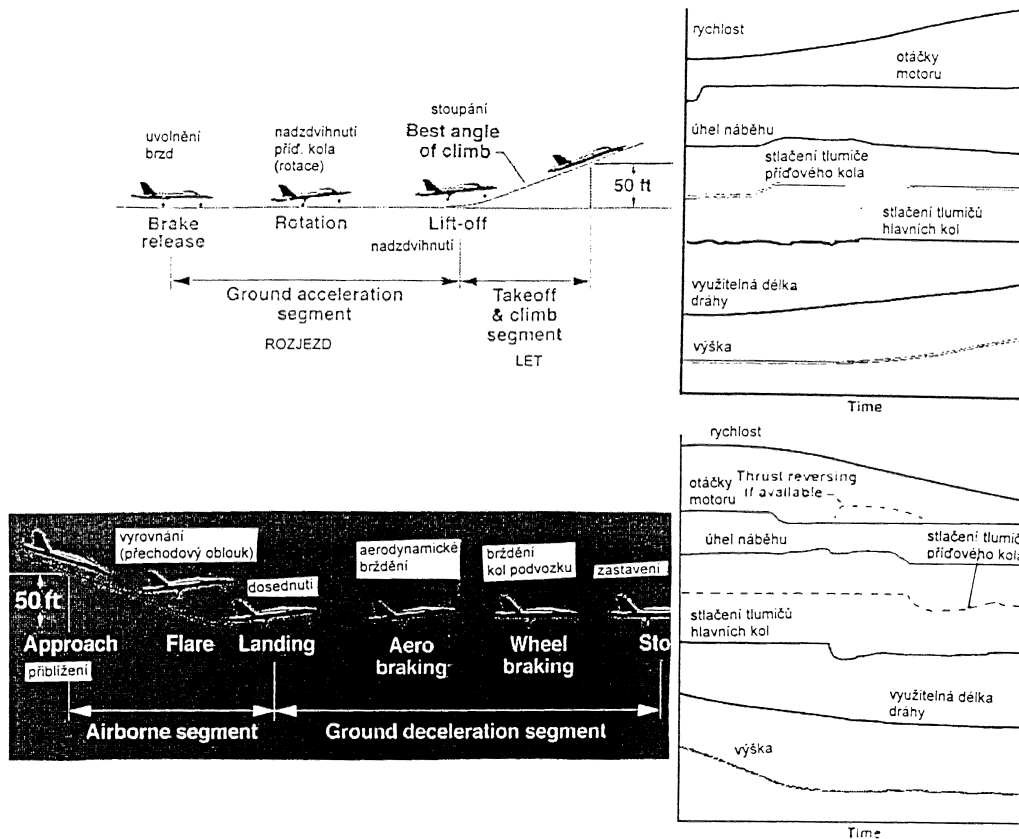
Je zřejmé, že např. při nulové rychlosti není směrové řízení schopné eliminovat zatáčivý moment při vysazení jednoho z motorů. Stavební předpisy definují minimální rychlost řiditelnosti CAS, označovanou v_{MC} , při které je ještě možné udržet přímý let při náhlém vysazení kritické pohonné jednotky. Předpisy dále stanoví podmínky pro konfiguraci, výkon motoru atd. a rovněž blíže určují požadavky na vybočení (max. 15°), náklon (do 5°) a síly v řízení (krátkodobě 150 liber) během jednomotorového letu. Pro různé fáze letu, při kterých může dojít k vysazení motoru, určují také požadavky na velikost minimální rychlosti řiditelnosti, a to ve vztahu k minimální rychlosti letu v předepsané konfiguraci pro každou fázi letu.

Současné stavební předpisy rozeznávají tři minimální rychlosti řiditelnosti. Jsou to :

- v_{MCA} minimální rychlost řiditelnosti ve vzduchu ve vzletové konfiguraci. Je to minimální rychlost, při níž je zachována řiditelnost letounu ve stanovených mezích i při vysazení kritické pohonné jednotky letounu při vzletu. Podvozek je zasunut, vzlakové klapky v poloze pro vzlet, výkon ostatních motorů maximální vzletový. Minimální rychlost řiditelnosti nesmí být větší než 1,2 násobek minimální rychlosti v odpovídající konfiguraci.
- v_{MCL} minimální rychlost řiditelnosti ve vzduchu v přiblížovací nebo přistávací konfiguraci. Je to minimální rychlost, při níž je zachována řiditelnost letounu ve stanovených mezích při nepracující kritické pohonné jednotce, a to při provádění maximálních změn výkonu ostatních motorů. Podvozek je vysunut, klapky v konfiguraci pro přistání nebo přiblížení.
- v_{MCG} minimální rychlost řiditelnosti na zemi. Je to minimální rychlost, při níž je zachována řiditelnost letounu ve stanovených mezích i při vysazení kritické pohonné jednotky při vzletu. Podvozek je vysunut, klapky v poloze pro vzlet, výkon maximální vzletový. Základním požadavkem je, aby letoun se neodchýlil od původní dráhy rozjezdu při vysazení kritické pohonné jednotky o více, než činná předepsaná vzdálenost (cca 9m), a to za podmínky nejnepríznivějšího bočního větru o předepsané rychlosti.

Pro každé letadlo (tam, kde to předpisy předepisují) jsou hodnoty minimální rychlosti řiditelnosti uvedeny v letové příručce.

Pozn. : *Vzhledem k absenci problematiky vzletu a přistání v požadavcích JAA, je pro bližší vysvětlení otázky, kam až chápat vzlet a odkud chápat přistání doplněna učební látka o následující obrázek 088-18.*

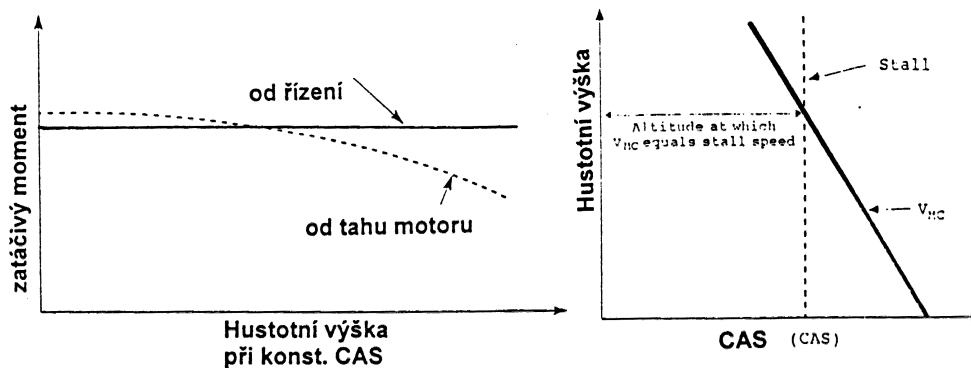


Obr. 088 - 18 : Profil vzletu a přistání

8.4.4. Faktory ovlivňující minimální rychlost řiditelnosti

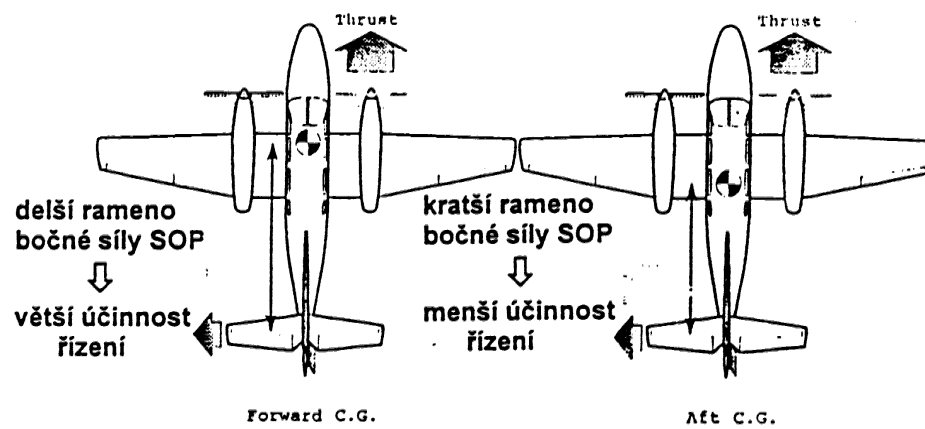
(081 05 02 04) AC

Tah motorů obecně s výškou klesá. Minimální rychlost řiditelnosti CAS tedy klesá také, protože ve větší výšce není nutné již tak značné působení řízení (především směrovky), aby vyrovnala menší zatáčivý moment od pracujícího motoru. Protože pádová rychlost CAS není příliš závislá na výšce letu, potom od určité výšky je minimální rychlost řiditelnosti nepodstatná, neboť dříve než ke ztrátě řiditelnosti dojde k přetažení a pádu letounu (obr. 088-19).



Obr. 088 - 19 : Vliv výšky na minimální rychlost řiditelnosti

Vliv polohy těžiště je jednoznačně patrný z obr. 088-20.



Obr. 088 - 20 : Vliv polohy těžiště na minimální rychlost řiditelnosti

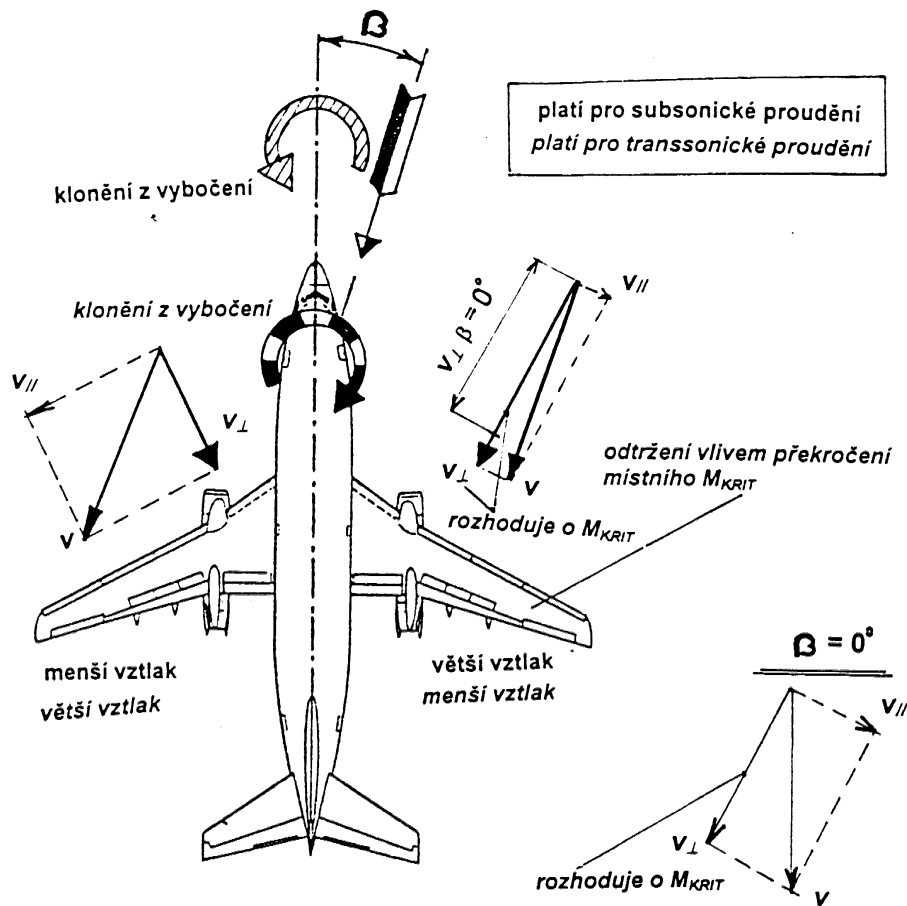
8.5. Další problémy stability a řiditelnosti vlivem vysoké rychlosti letu

8.5.1. Změna stranové stability a řiditelnosti

(081 05 03 00) ACP

(081 05 03 01) AC

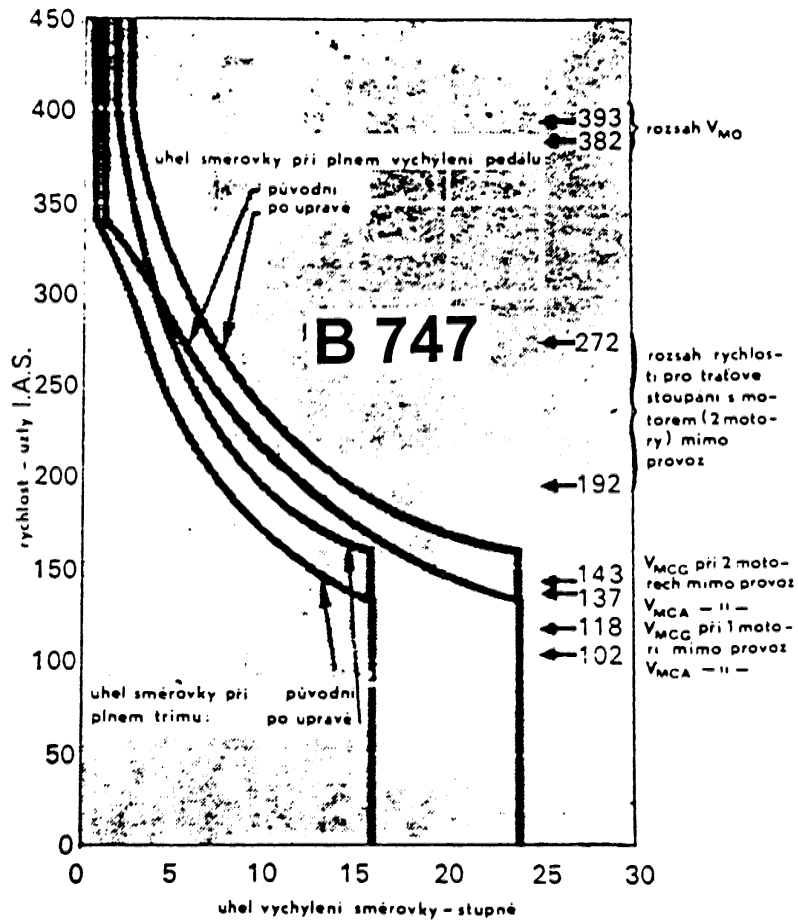
Rozložení rychlosti obtékání šípového křídla vysvětluje, proč šípové křídlo má daleko vyšší kritické Machovo číslo, než křídlo přímé. Letí-li letoun se šípovým křídlem (obr. 088-21) v dostatečně podzvukové oblasti, je šípové křídlo stabilní, tj. při vybočení doprava na něm vzniká klonivý moment doleva. Jinak je tomu při letu v blízkosti kritického Machova čísla letu. Při vybočení na vnitřním křídle je kolmá rychlost (v_{\perp} , která určuje M_{KRIT}) přibližně rovna rychlosti letu. Na vnitřním křídle se vytvoří oblast odtrženého proudu za rázovou vlnou (lze předpokládat, že vlivem trupu a tloušťky profilu to bude od kořene křídla). Odtržení proudu vyvolá pokles vztlaku a letoun se nakloní na levé křídlo, tedy obráceně, než je požadováno.



Obr. 088 - 21 : Vliv šípu křídla a stlačitelnosti na stranovou statickou stabilitu

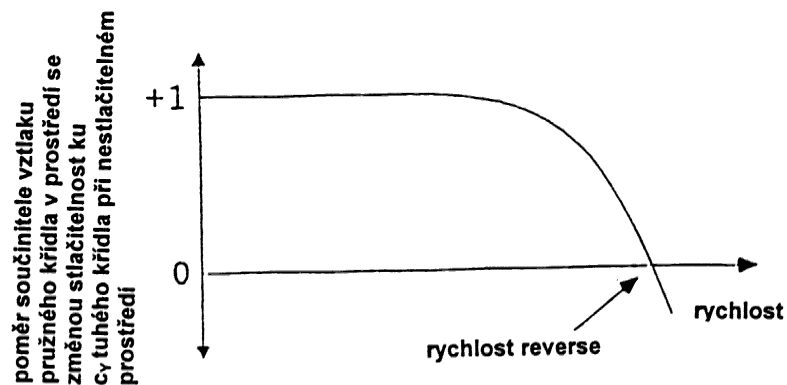
Z hlediska řiditelnosti dochází rovněž k opačnému klonění, než je tomu při nižších letových M . Např. vyšlápnutí pravé nohy při nižších M vyvolá klonivý moment doprava (letoun je obtékán zleva). Při vysokých M ale dochází ve stejné situaci k náklonu doleva, a to ze stejného principu, jako je uveden výše. Tuto vlastnost letounu nelze zaměňovat s reversí kormidla, reakce na výchylku kormidla na něm samém je v pořádku, ale odezva celého letounu je opačná (při reversi je převrácený účinek samotného kormidla).

Z uvedeného důvodu, tj. obrácené řiditelnosti, se používá proměnného převodu řízení směrovky v závislosti na rychlosti letu (obr. 088-22). Takové zařízení potom umožňuje letět blízko maximální provozní rychlosti s nepracujícím motorem při plně vyšlápnutém pedálu nožního řízení, aniž by se projevil negativní změny v řiditelnosti.



Obr. 081 - 22 : Použití proměnného převodu řízení směrovky

Na reversi kormidla vlivem odtržení za rázovou vlnou jsou převážně nejnáchylnější křídélka. Reverse na OP také může nastat, ale vzhledem k jejich obvykle většímu šípku a menší štíhlosti a tloušťce profilu nastává daleko později. U křidélek se navíc silně projeví menší tuhost konce křídla a proto se zde dosáhne větší deformace draku. Charakteristický průběh snížení účinnosti křidélek s rostoucí rychlostí až do dosažení jejich obráceného účinku je na obr. 088-23.



Obr. 088 - 23 : Reverse křídélek

9. Omezení letounu

(081 06 00 00) ACP

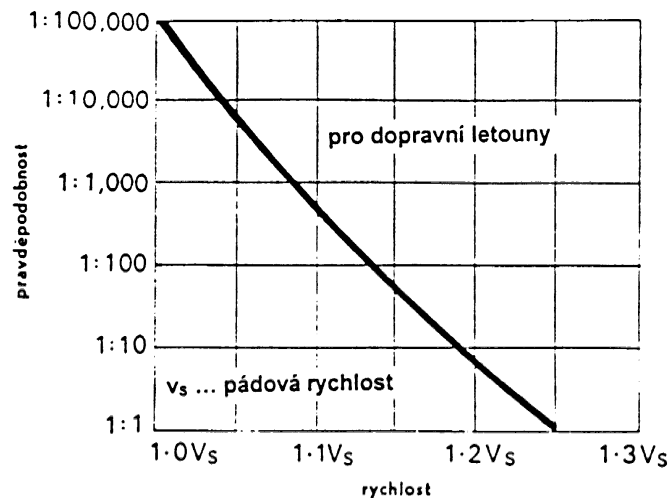
S každým letounem je možné létat pouze v určitém rozsahu rychlostí, od minimální po maximální nepřekročitelnou, jejich velikost závisí jednak na aerodynamických charakteristikách, tak i na tom, podle jakého stavebního předpisu je letoun zkonstruován. Ty určují i rozsah násobků přetížení v závislosti na rychlosti letu, kterých letoun může dosáhnout. Všechny uvedené faktory, spolu s celou řadou dalších, tvoří omezení letounu. Každý letoun, který je typově schválen (certifikován) a jemuž bylo vydáno Osvědčení letové způsobilosti, má svá omezení uvedena v letové příručce. V následující kapitole jsou uvedena různá omezení, včetně vysvětlení jejich fyzikální podstaty. Jejich pochopení a znalost konkrétních hodnot pro daný typ letounu je z pohledu bezpečnosti nutné považovat za jednu ze základních znalostí pilota.

9.1. Přetažení a pád

(081 01 08 00) AC

Přetažení letounu (tj. jeho přivedení na kritický úhel náběhu) není v pravém slova smyslu omezením dle stavebních předpisů. Z hlediska úplnosti uvedení hranic použití letounu je ale nutné se mu věnovat, zejména vzhledem k jeho závažnosti z hlediska bezpečnosti letu. Ve všeobecném letectví lze bez přehánění konstatovat, že naprostá většina leteckých nehod je v konečné fázi letu způsobena pádem letounu po překročení kritického úhlu náběhu. Rovněž pro dopravní letadla je fáze letu, při které je dosaženo úhlů náběhu v blízkosti kritického, a to i přes veškerá zařízení pro varování a zabránění přetažení, kritická.

V provozu dopravních letadel byla vysledována závislost, s jakou pravděpodobností je za letu dosaženo rychlostí, blízkých pádové (obr.089-01). Je samozřejmé, že ve všeobecném letectví je tato křivka podstatně plošší, úhlu náběhu blízkému kritickému je dosahováno mnohem častěji.



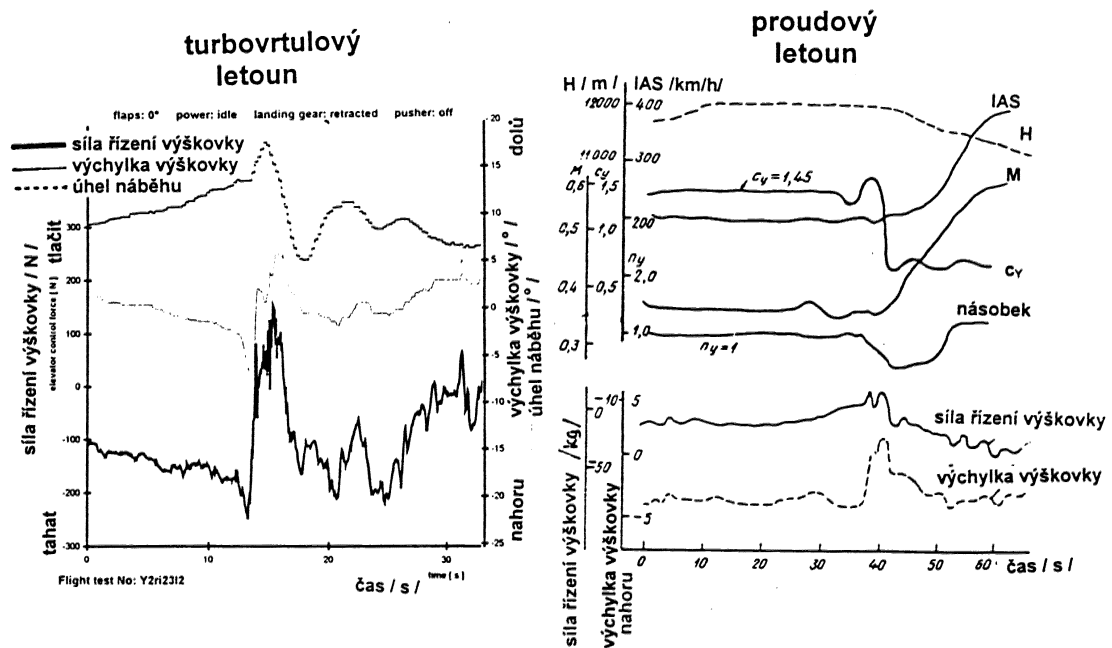
Obr. 089 - 01 : Pravděpodobnost přetažení letounu

9.1.1. Symetrické odtržení proudu

(081 01 08 02) ACP

Přivést letoun na kritický úhel náběhu je možné při dostatečně účinném podélném řízení v různých režimech letu, tj. maximální součinitel vztlaku je dosažen při různé rychlosti letu (viz obr.085-07). Jestliže je let v tomto okamžiku bez vybočení a obraz obtékání letounu je symetrický, potom dojde ke klasickému pádu. Jeho průběh je v převážné míře ovlivněn způsobem odtržení proudu na křídle, určeného charakteristikou (vztlakovou čarou) profilu a tvarem křídla.

Minimální (pádová) rychlost letu v quaziustáleném horizontálním přímočarém letu, označovaná v_s je dosažena pomalým snižováním rychlosti letu přitahováním řídicí páky. Předpisy požadují v poslední fázi přetažení, aby pokles rychlosti nebyl větší, než 1 knot/s. Tato podmínka by měla zaručit, že násobek se nezmění a zůstává přibližně roven jedné. Pádu potom je dosaženo, jestliže se letoun samovolně překlopí ve smyslu "na hlavu" a nebo když řízení dosáhne dorazu. Pro exaktnější určení pádové rychlosti a eliminování vlivu setrvačnosti, zejména u letounů, kde je nutné použít prostředky pro varování a automatické potlačení letounu pře dosažením kritického úhlu náběhu, se používá tzv. "pádové rychlosti $1g$ ", označované v_{s-1g} . Průběh charakteristických veličin přetažení dvou menších dopravních letounů je na obr.089-02.



Obr. 089 - 02 : Průběh charakteristických parametrů při přetažení

Rychlé přivedení letounu na kritický úhel náběhu probíhá při vyšším násobku než jedna a vzhledem k nestacionaritě aerodynamiky, se projeví dosažením odlišných hodnot pádové rychlosti. Tomuto způsobu přetažení se říká dynamické, při zanedbání nestacionárního proudění potom "pád na rychlosti".

Održením proudu se zmenší vztlak, vznikne přírůstek součinitele klopivého momentu ve směru na hlavu a změna rozložení vztlaku na křídle obvykle vyvolá zmenšení úhlu zešikmení na ocasních plochách, což se projeví rovněž přírůstkem klopivého momentu ve směru na hlavu. Tato změna je výhodná, neboť směřuje svým účinkem k zmenšení úhlu náběhu. Nepříznivě se ale může projevit vliv úplavu, který způsobuje zejména u letounů určitého konstrukčního uspořádání tzv. hluboké přetažení, o kterém bude pojednáno v samostatné kapitole.

9.1.2. Požadavky na dobré přirozené vlastnosti při přetažení (081 01 08 05) ACP

Jestliže má letoun vyhovět požadavkům určitého stavebního předpisu, pak se musí vyznačovat celou řadou vyhovujících letových vlastností. Tyto požadavky nejsou pouze samostatnými body, ale navzájem tvoří souhrn nedělitelných vlastností. Jestliže letoun splňuje ostatní požadavky, než je charakteristiky při přetažení, pak lze předpokládat, že celá řada požadavků na pádové vlastnosti bude splněna rovněž. Samostatným požadavkem je pak vhodné varování před přetažením.

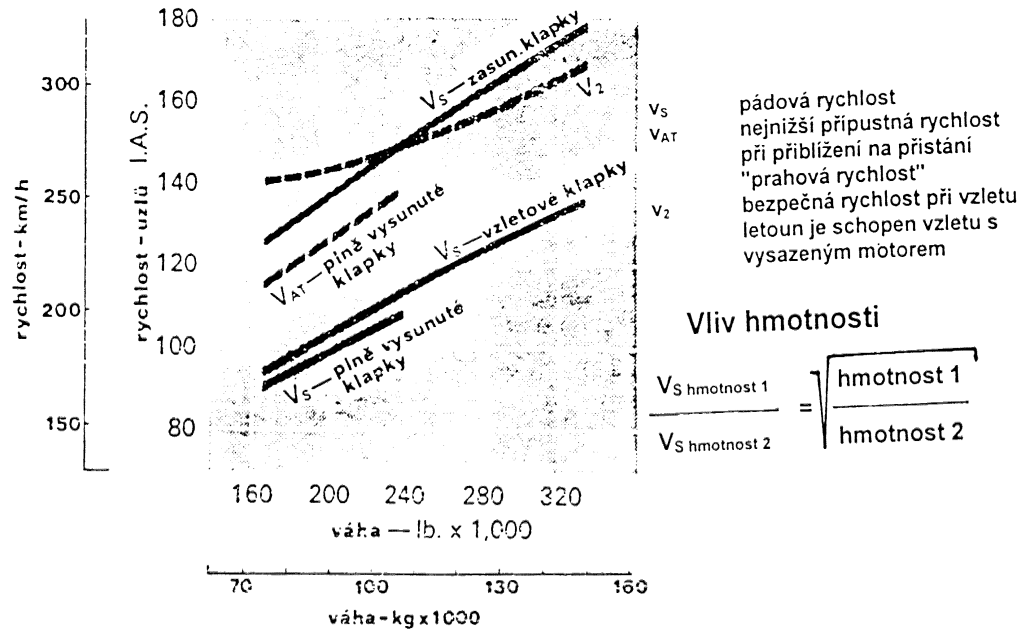
Požadavky zahrnují :

- přiblížení se kritickému úhlu náběhu se musí projevovat :
 - změny podélné stability musí být postupné, ale neklamně.
 - Tažná síla na řídicí páce a její vychylka musí nápadně růst
 - Třepání (buffeting) v konstrukci letadla a řízení, vyvolané působením vírů v odtržené oblasti proudu nebo účinkem nějakého mechanického varovného zařízení musí způsobit podstatně dříve, než dojde k pádu. Znamená to, že letoun musí varovat před neúmyslným pádem. Přitom nejsnadnější z lidských smyslů, jak pilota varovat, je využití hmatu, a to různými vyvoláním třesení řízení. Dalším je akustické varování, přičemž nejnižší účinnost má vizuelní varování, protože pilot při letu (a zejména přistání) sleduje celou řadu prvků a na rozdíl od hmatu a sluchu dostane informaci o přetažení letounu jen v případě, že na vizuelní varovné zařízení přenesou daný okamžik pohled.
- Po úplném odtržení proudu musí být v zápětí možné rychlé vybrání normálním použitím řízení
- Zejména v přistávací konfiguraci se nesmí objevit klonivé nebo zatáčivé momenty, jež nelze přirozeně zvládnout řízením.

9.1.3. Faktory ovlivňující přetažení a pád

(081 01 08 03) ACP

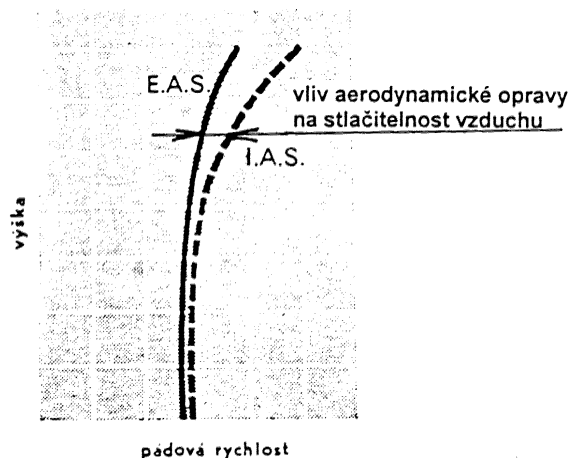
Hodnotu pádové rychlosti ovlivňuje několik faktorů. Především je to konfigurace letounu a jeho hmotnost (obr. 089-03).



Obr. 089 - 03 : Vliv hmotnosti a konfigurace na pádové rychlosti

Poloha těžiště vpředu zvyšuje pádovou rychlost, zadní poloha snižuje. U dopravního letounu činí rozdíl pádové rychlosti mezi přední a zadní polohou těžiště více než 10% EAS. Důvodem je to, že při přední poloze těžiště je nutné vyvodit na VOP větší sílu dolů, proto, aby vyvážila větší klopný moment letounu "na hlavu". Tím je vztlačová síla na křídle zmenšena a pro vyvození stejně velkého vztlaku, jako je tíha, je nutné přivést letoun na větší úhel náběhu. Kritického úhlu náběhu je tedy dosaženo dříve a pádová rychlost tak vyšší.

V malých a středních výškách letu se pádová rychlost, vyjádřená IAS, resp. EAS, v podstatě nemění. Ve větších výškách se jednak zvětšuje rozdíl mezi EAS a IAS, protože vliv stlačitelnosti zvyšuje aerodynamickou opravu, navíc se pádová rychlost obecně zvyšuje vlivem přiblížení se ke kritickému Machovu číslu (obr.089-04).



Obr. 089 - 04 : Vliv výšky letu na pádové rychlosti

Dalším faktorem, který byl již probrán v kapitole o zatáčce je vliv násobku, což je problematika pádu na rychlosti. To přichází v úvahu v zejména v zatáčce a při akrobacii.

Několik dalších faktorů znesnadňuje vybrání letounu z pádu. Jako první je možné uvést podélný sklon při klesání. Zdánlivě je totiž i přetažený letoun v poloze, kdy pilotovi není poloha horizontu "podezřelá", že je letoun na pokraji pádu. Dalším faktorem je hmotnost a tedy hybnost letounu. Při vyšší hmotnosti bude na vybrání pádu potřeba daleko větší výška, tudíž pilot nesmí se snažit řídit letoun podle dráhy, ale podle přírůstku rychlosti. Jinak totiž hrozí, že letoun přejde do dalšího pádu.

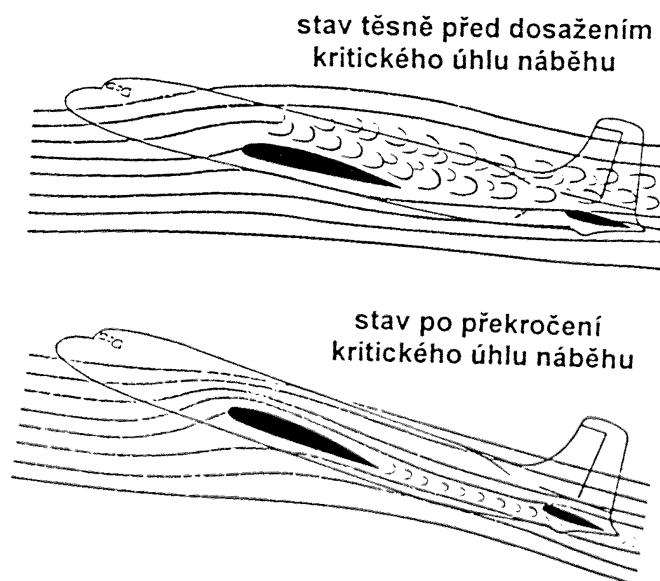
Samostatnou kapitolou jsou pádové vlastnosti letounů uspořádání "kachna" s VOP před křídlem. Úbytek vztřásku při odtržení se projeví přírůstkem klopnivého momentu ve smyslu "na ocas", takže celkový klopnivý moment "na hlavu" je značně zeslaben a letouny nemívají dobré pádové vlastnosti. Přidá-li se k tomu i skutečnost, že kachní plocha, tvořená velmi často laminárním profilem, je zejména u malých letadel nízko položená a tudíž se znásobuje možnost jejího znečištění, pak zachovat vyhovující pádové vlastnosti během celého provozu letounu je dost velký problém.

9.1.4. Hluboké přetažení

(081 01 08 05) ACP

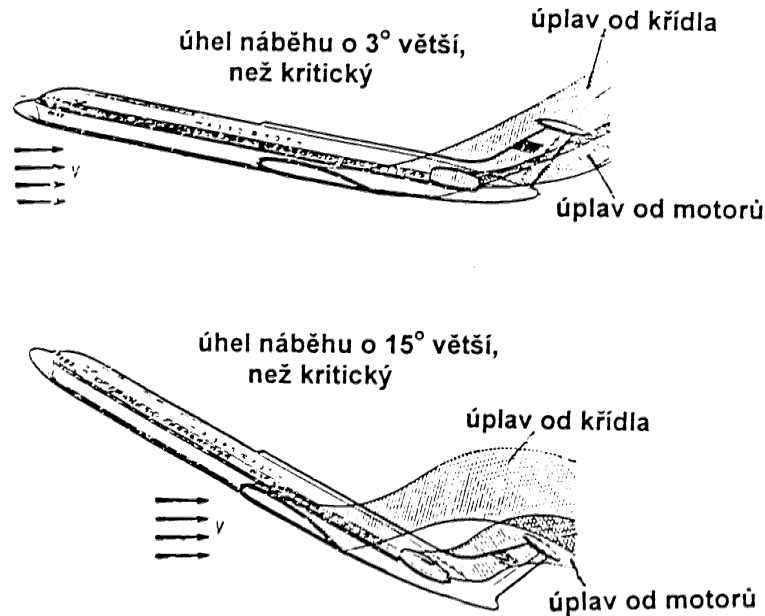
Tento jev se týká zejména proudových dopravních letadel se šípovým křídlem, OP ve tvaru T a motory umístěnými v ocasní části trupu, může se vyskytnout ale i u řady dalších letadel, např. v důsledku vytvoření námrazy na náběžných hranách křídla a OP. Zavedení druhé generace proudových letounů přineslo u některých typů zhoršení pádových vlastností, pád letouny by měl katastrofální následky. Proto musí být vybaveny často zařízením na umělé pádové varování, nebo i automatické potlačení výškového kormidla.

Provedeme srovnání s dopravním letounem s přímým křídlem a nízko umístěnými VOP. Při vyváženém letu např. při rychlosti o 50 % větší, než je pádová, je možné přivést letoun do pádu postupným přitahováním výškového kormidla. Nízko umístěná VOP se poměrně brzy dostane do úplavu za křídlem, působení turbulence v úplavu vyvolá třepání VOP a její účinnost klesne. Normálně působí síla na VOP směrem dolů a kompensuje moment křídla, a protože u přímého křídla zůstává klopnivý moment ve smyslu "na hlavu" i po odtržení proudu, tak letoun má přirozenou snahu klopat se po přetažení přídí dopředu. Přivést letoun do pádu je proto možné jen intenzivnějším přitahováním výškového kormidla, naopak pro vyvedení ze stavu přetažení je nutné intenzivněji tlačit na výškové kormidlo. Letoun se v této fázi tedy brání dalšímu přetažení. Dalším důležitým prvkem je, že při větším přetažení se dostane úplav nad VOP, takže účinnost VOP je velmi dobrá a letoun rychle reaguje na zásah výškovým kormidlem a vyjde velmi rychle z přetažení (obr.089-05).



Obr. 089 - 05 : Přetažení letounu s přímým křídlem

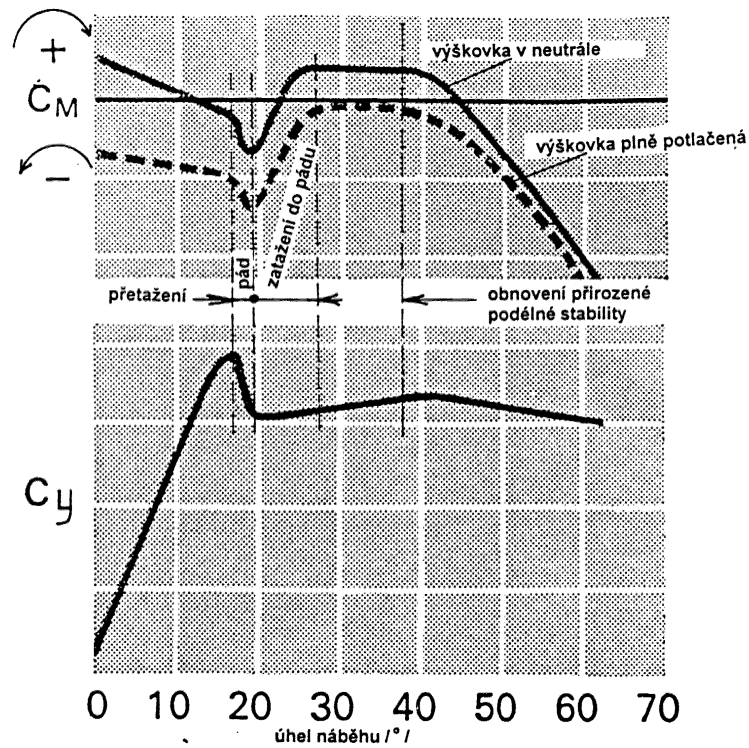
Jiná je situace u proudového dopravního letounu druhé generace (obr. 089-06). Vyjdeme li ze stejné situace jako v předchozím případě, potom při zvětšování úhlu náběhu je VOP až téměř do kritického úhlu náběhu mimo úplav. To na jednu stranu je sice velmi výhodné pro zachování účinnosti výškovky (na rozdíl od předchozího případu v této fázi přetažení), na druhou ale letoun obvykle neposkytuje výraznější přirozené varování před pádem. Letoun tedy snadněji přechází na ještě vyšší úhly náběhu.



Obr. 089 - 06 : Přetažení proudového letounu se šípovým křídlem, motory vzadu a T OP

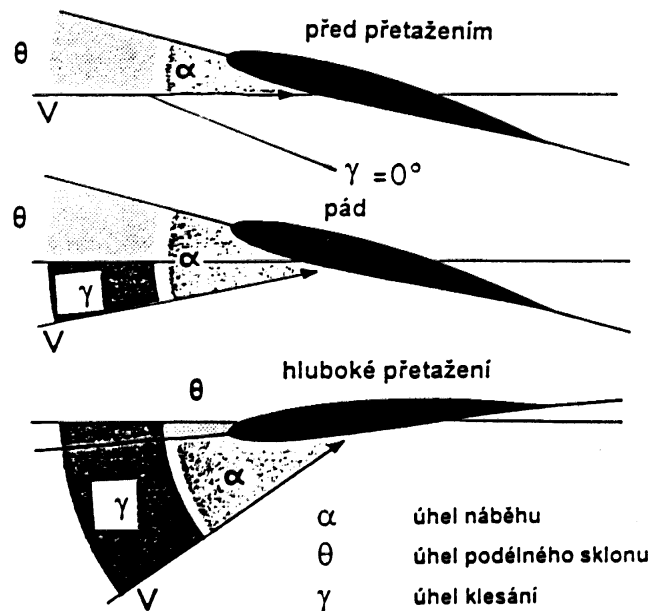
Při dosažení kritického úhlu náběhu se mění vlastní klopivý moment tohoto letounu, a to z několika důvodů. Jsou to způsob odtrhávání proudu na šípovém křídle, vliv trupu letounu, kdy velká část trupu je před těžištěm a svým vztlakem působí klopivý moment "na ocas" a druh použitých profilů s poměrně plochým rozložením tlaku po jeho hloubce. To vše způsobí, že letoun má snahu zvedat příď, klopivý moment je tedy ve smyslu "na ocas" a letoun má snahu zatahovat se do hluboce přetaženého stavu, do "hlubokého přetažení" .

Zároveň jsou VOP zasaženy úplavem od křídla a posléze i od motoru, takže nejsou schopny vyvodit sílu pro vyvedení letounu z tohoto stavu, a to až do velmi vysokých úhlů náběhu (obr. 089-07).



Obr. 089 - 07 : Aerodynamické charakteristiky při hlubokém přetažení

Z obrázku je vidět, že ustálený stav (letoun se samovolně přestává klopit "na ocas") nastává přibližně při úhlu náběhu kolem 30° , přirozená stabilita zaručující klopení na hlavu je obnovena kolem 40° . Situace je zhoršena také tím, že letoun dosáhne velkých úhlů náběhu jednak klopením, tak také klesáním v důsledku zmenšení vztlaku (obr. 089-08).

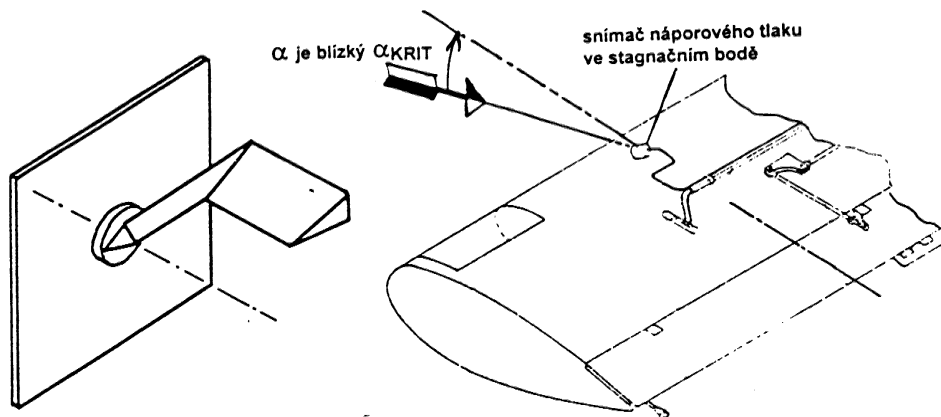


Obr. 089 - 08 : Vztah mezi klesáním, úhlem podélného sklonu a náběhu při hlubokém přetažení

9.1.5. Prostředky pro zlepšení pádových vlastností (081 01 08 04, 05, 081 01 09 03) ACP

Jestliže letoun nemá dobré přirozené vlastnosti, tj. jestliže dostatečně nevaruje nebo je vybrání pádu obtížné, případně nemožné, vybavují se letouny pádovým varováním nebo zařízením pro automatické zabránění pádu.

Nejjednodušší zařízení pro varování před pádem (někdy nazývané signalizace přetažení) je zvukové a vizuální. Obě jsou založeny na snímání úhlu náběhu, nebo na zjištění skutečnosti, že úhel náběhu dosáhl hodnoty blízké kritickému. Jako snímač úhlu náběhu se používá klapka otočně umístěná na nějakém místě na trupu a poloha klapky se převádí na indikátor (obr. 089-09). Pro signalizaci přetažení se používají snímače, umístěné do stagnačního bodu na náběžné hraně křídla. Jejich provedení je buď jako otočná klapka, která se posunutím stagnačního bodu dále dolů pod náběžnou hranu při dalším zvýšení úhlu náběhu nad zvolenou hodnotu nadzdvihne vlivem obtékajícímu proudy vzduchu. Jiný způsob je umístit do popsané polohy tlakovou sondu, potom náporový tlak ve stagnačním bodě je přiveden do tlakoměrného přístroje a tlakový účinek je převeden na vlastní varovný signál.



Obr. 089 - 09 : Vysílač úhlu náběhu a snímač náporového tlaku ve stagnačním bodě

Nejjednodušší je provedení, kdy vzduch v důsledku působení náporového tlaku proudí přímo přes píšťalu v kabině. Elektrická akustická signalizace je provedena jako bzučák, houkačka nebo zvonek.

Nejúčinnější varování přetažení je takové, které vyvolává při přiblížení se kritickému úhlu náběhu třesení řídicí páky nebo sloupku řízení, tzv. "stick shaker". Je to v podstatě imitace přirozeného třepání vyvolaného úplavem při přetažení.

Obr. 089 - 10 : Průběh přetažení bez použití a s použitím zařízení pro automatické potlačení

Tam, kde se přesto nepodaří dostatečně zajistit, že se letoun nedostane do pádu, který se v podstatě nedá vybrat, nebo když hrozí, že některá část konstrukce by nesla vibrace způsobené třepáním při přetažení, používá se zařízení pro automatické potlačení výškového kormidla (tzv. "stick pusher"). Zařízení zahájí činnost těsně před dosažením maximálního součinitele vztlaku, přičemž se bere v úvahu rychlost, s jakou dochází k přetažení letounu, resp. násobek a jeho nárůst. Zásah do řízení je poměrně razantní s dost vysokou silou, aby pilot tomu nemohl nevhodným způsobem zabránit. Navíc musí být již v činnosti zařízení pro pádové varování. Velikost a trvání potlačení jsou přizpůsobeny tak, aby zajistily přijatelný manévru pro vybrání pádu ve všech konfiguracích a polohách těžiště a pro různé rychlosti přiblížení k přetažení. Potlačení končí, když letoun se dostane na bezpečný úhel náběhu, tehdy se řízení vrátí do původní polohy. Ukázka zásahu stick pusheru je na obr. 089-10.

Obr. 089 - 10 : Průběh přetažení bez použití a s použitím zařízení pro automatické potlačení

Problémem je chování tohoto zařízení v malé výšce, např. při přistání. Obecně je přijímán názor, že zásah stick pusheru nad výškou 35 m a pod výškou 3 m nepřináší výrazné problémy. V prvním případě dojde k přerušení přiblížení, v druhém potom k tvrdému přistání. Přitom se předpokládá, že když dojde k přetažení v kritickém rozmezí výšek, má pilot ruce na řízení a tudíž buď zareaguje rovnou na podnět ze zařízení pro varování při přetažení, nebo podchytí včas zásah stisk pusheru.

9.1.6. Minimální rychlosti říditelnosti

(081 06 01 00) AC

V normálním provozu letounu, jestliže se nejedná o zkoušky prototypu, leží jeho minimální rychlosti říditelnosti pod rychlostmi pádovými. Obrácená situace nastává ve výjimečných případech, a to buď při vysazení pohonné jednotky, nebo změnách draku letounu oproti původnímu stavu a nebo nedodržením předepsané centráže letounu

Problémy říditelnosti při vysazení pohonné jednotky byly probrány v kapitole o stranové stabilitě a říditelnosti. Každý letoun s více pohonnými jednotkami má minimální rychlosti V_{MCG} , V_{MCL} a V_{MCA} uvedeny ve své letové příručce. Rovněž změny způsobené polohou těžiště mimo předepsané krajní centráže, které mohou nastat jako důsledek nevhodného rozmístění posádky či nákladu a nebo jeho posunutím za letu při jeho nedostatečném upevnění, byly probrány v kapitole o podélné stabilitě a říditelnosti.

Změna rychlosti říditelnosti vlivem změny tvaru draku letounu může prakticky nastat ve třech případech, tj. vlivem vytvoření námrazy na nosných plochách letounu, dále elastických deformací draku vlivem velkého zatížení konstrukce zejména při vysoké rychlosti letu a vznikem trvalých deformací draku letounu. První dva důvody tvoří samostatnou problematiku a budou proto probrány odděleně v následujících kapitolách.

Trvalá deformace draku vzniká buď nedodržením vztahujících se provozních omezení letounu a nemá smysl se jí dále zabývat, nebo jako důsledek vzniku málo pravděpodobných jevů, jako např. poškození ocasních ploch střetem s odlétajícím ledem odstraněným z křídla, nesymetrickým zasunutím resp. vysunutím podvozku či klapky apod.

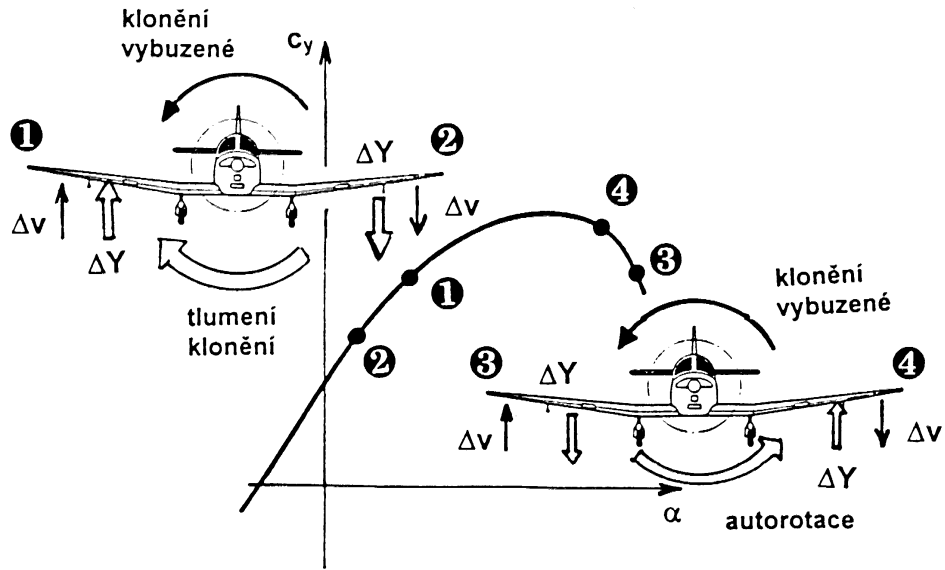
9.1.7. Vývrтка

(081 01 08 05) ACP

V praxi dochází daleko častěji než k symetrickému odtržení proudění k odtržení nesymetrickému, které, jestliže není vhodným zásahem řízení neprodleně odstraněno, způsobí v naprosté většině případů přechod letounu do vývrtky. Ještě v období druhé světové války byla vývrтка prvkem, do něhož když se letoun dostal, končil let většinou katastrofou, v lepším případě opuštěním letounu padákem. Letouny totiž nebyly schopné vývrtku vybrat a rovněž pilotům chyběly praktické návyky při vybírání vývrtek.

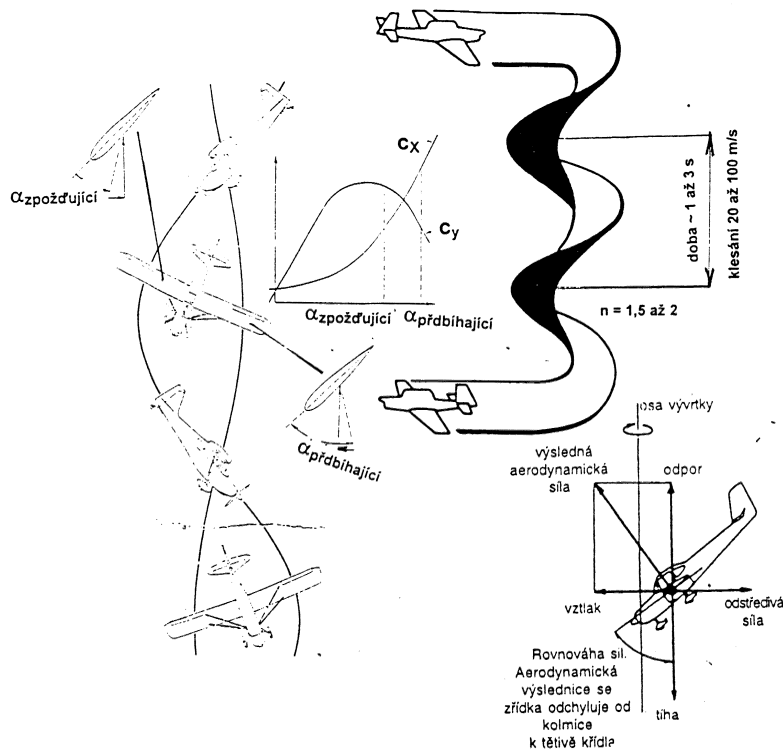
V současnosti musí každý letoun, jemuž bylo vydáno Osvědčení letové způsobilosti prokázat, že buď do vývrtky vůbec nepřechází, nebo že ji je schopen bezpečně vybrat. Rovněž piloti během svého výcviku musí projít výcvikem ve vybírání vývrtek, ale přesto dochází stále k poměrně častým leteckým nehodám pádem letounu do vývrtky s následným střetem se zemí. Důvodem je buď snížená schopnost letounu vybírat vývrtku, a to buď nedodržením předepsané centráže, nebo neodpovídajícím nastavením výchylek kormidel, mnohem častější případ je nesprávný postup pilota při vybírání a nedostatek výšky pro úspěšné vybrání vývrtky.

Rozhodujícím jevem pro přechod letounu do vývrtky je tedy nesymetrické odtržení proudění na levém a pravém křídle, z čehož plyne naklonění letounu na křídlo, na kterém došlo jako k prvnímu k přetažení za hodnotu kritického úhlu náběhu a tudíž ke ztrátě vztaku. V normálním režimu letu je klonění výrazně tlumeno, v tomto případě naopak vzniká moment, který klonění podporuje (obr.089-11). Tomuto jevu se říká autorotace, kterou lze demonstrovat např. v aerodynamickém tunelu tím, že křídlo otočné kolem podélné osy tunelu se přivádí postupně na vyšší úhly náběhu. Nejprve se křídlo při vybuzení klonění samo stabilizuje, při určitém, zvýšeném úhlu náběhu však se rychle roztočí až dosáhne ustálené rychlosti klonění.



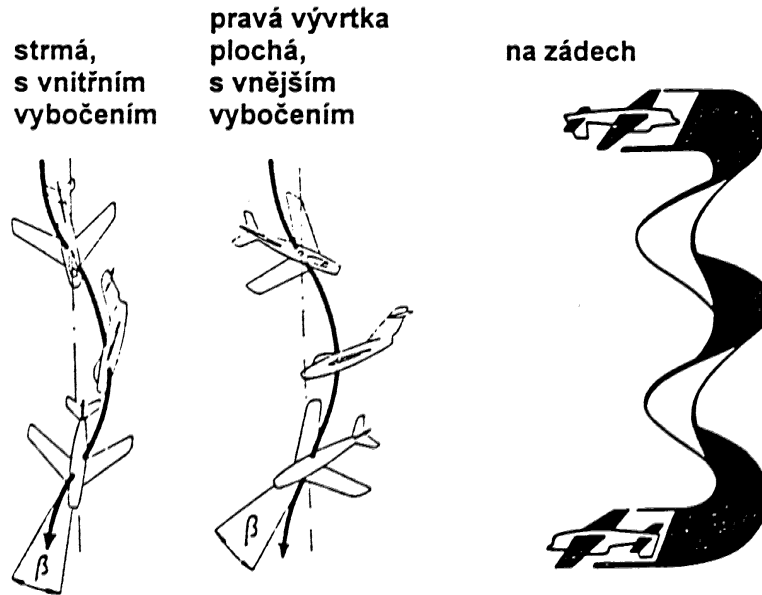
Obr. 089 - 11 : Vznik autorotace

S autorotací je spojen i vznik zatáčení, neboť křídlo, které se kloní dolů a má větší úhel náběhu, má i větší odpor než druhé křídlo. Jestliže počáteční autorotaci není včas zabráněno, přejde letoun do vývrtky. Vývrtka je let po strmé šroubovici o poloměru srovnatelném s rozpětím křídla, přičemž rovnováha sil, působících na letoun má často stálý charakter, vývrtka je obvykle ustáleným režimem letu (obr.089-12), na rozdíl od spirály. Spirála je oproti vývrtce letem na velmi malém úhlu náběhu a je neustálená. Hrozí při ní překročení pevnostních omezení a lze vybrat přirozeným použitím kormidel do neutrálu.



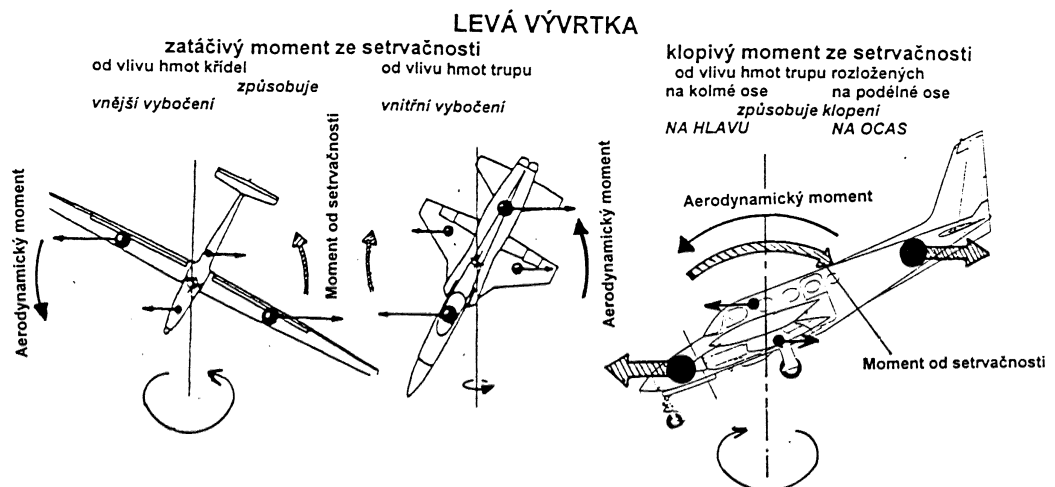
Obr. 089 - 12 : Pohyb letounu a rovnováha sil na něm ve vývrtce

Z hlediska charakteristik pohybu a polohy letounu ve vývrtce je možné rozlišovat vývrtku levou a pravou, v normální poloze a na zádech, strmou a plochou a konečně s vnitřním nebo vnějším vybočením (obr. 089-13).



Obr. 089 - 13 : Rozdělení vývrtek podle pohybu a polohy letounu

Momentová rovnováha letounu ve vývrtce je dána působením aerodynamických a setrvačných sil a rozhoduje o tom, jakou formu vývrtka bude mít. Vliv rozložení hmot (tj. momentů setrvačnosti kolem kolmé a bočné osy) na působení momentů v klonění a zatáčení ukazuje obr. 089-14.



Obr. 089 - 14 : Rovnováha klopivých a zotáčivých momentů ve vývrtce

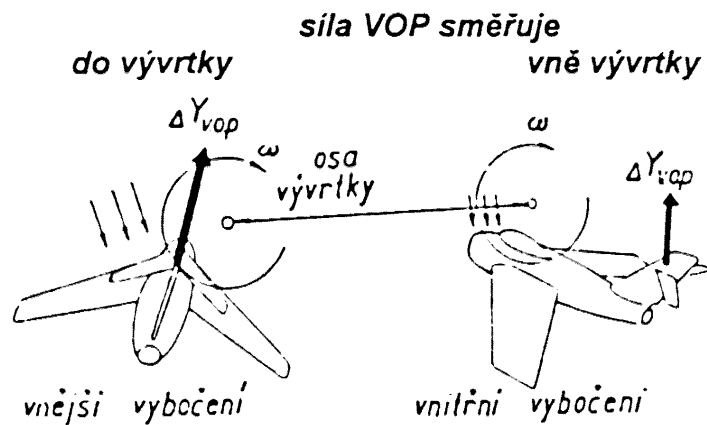
Nejvýznamnějším problémem vývrtky je její vybrání. Standardní způsob vybrání je následující :

1. vyšlápnout rázně směrovku proti smyslu rotace
2. energicky potlačit řídicí páku do polohy blízké plnému potlačení
3. držet takto vychýlená kormidla až do zastavení rotace
4. vybrat strmý let

Pro každý letoun existuje v letové příručce podrobnější postup, který se může mírně lišit. Přesto i při porovnání chování letounů jednoho typu ve vývrtce existují značné rozdíly a i zdánlivě nepatrné maličkosti mohou ovlivnit zcela zásadně "vybíratelnost" vývrtky.

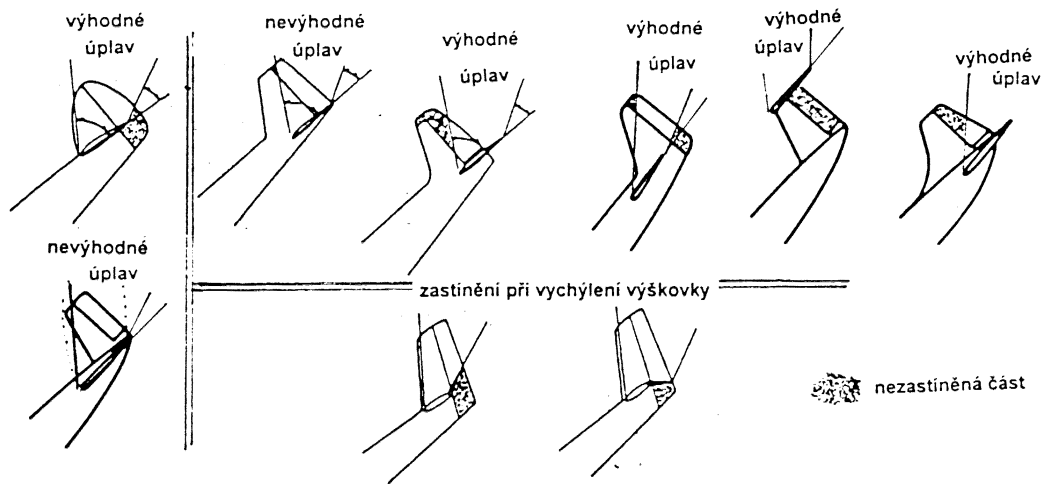
Pro vybrání vývrtky je tedy důležitá účinnost kormidel letounu. Křídélka leží v odtržené oblasti a jejich vychýlení proti autorotaci způsobí prohloubení odtržení na křídle, které se ve vývrtce zpožďuje a navíc se zvětšením odporu vývrtku ještě více stabilizuje. Používá se proto pouze jako nouzový prostředek pro letouny s malou štihlostí při jejich vychýlení "do vývrtky".

Výškové kormidlo si obvykle ve strmé vývrtce ponechává svou účinnost a vytváří klopný moment na hlavu, nutný pro vybrání vývrtky. Samotný zásah výškovkou ale letoun z vývrtky nevyvede, nýbrž ještě zvětší rychlost rotace ve vývrtce. Je to způsobeno zmenšením momentu setrvačnosti letounu kolem osy otáčení, protože přední a zadní část letounu se přiblíží ose otáčení (ose vývrtky). Při velkém vnějším vybočení může protizásah výškovky zrychlovat rotaci, naopak při vnitřním vybočení zpomalovat (obr. 089-15).



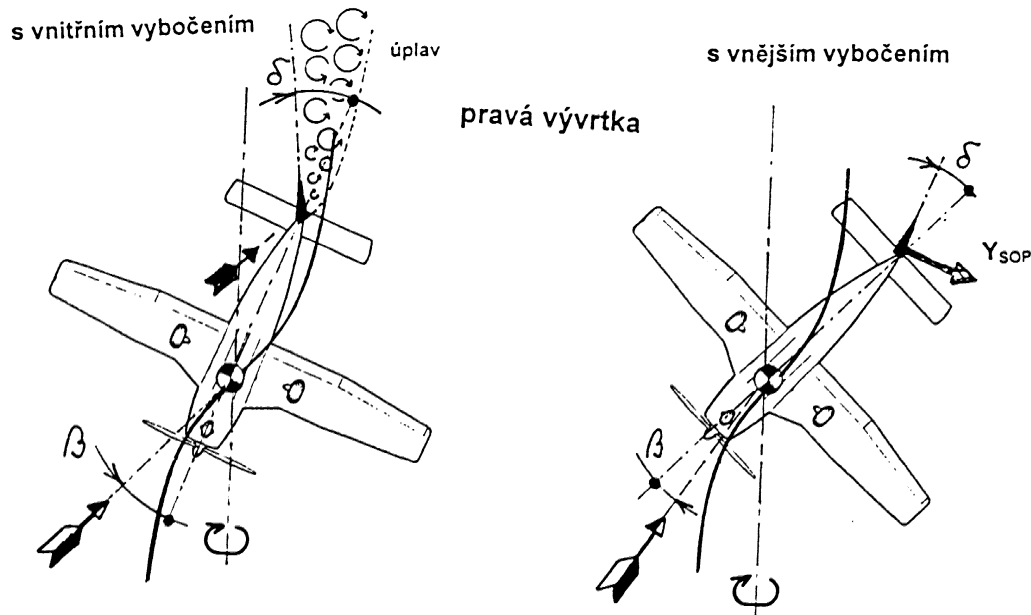
Obr. 089 - 15 : Vliv vybočení ve vývrtce při protizásahu výškovkou na rotaci letounu

Z uvedeného vyplývá, že nejdůležitější je zastavení rotace letounu ve vývrtce. To je prakticky možné pouze působením směrového kormidla. Působení směrovky bývá téměř vždy negativně ovlivněno úplavem za VOP, nebo za koncovou částí trupu letounu (obr.089-16), případně zastavěnou anténou.



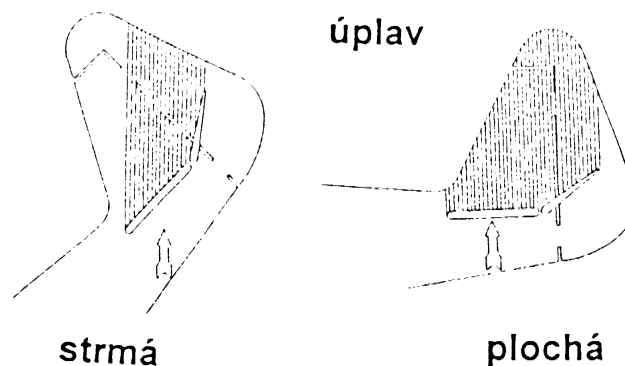
Obr. 089 - 16 : Vliv tvaru OP na zastínění směrovky při vybírání vývrtky

Ve vývrtce, která vlivem poměrů mezi momenty setrvačných hmot a aerodynamickými momenty, se děje s vnitřním vybočením, hrozí nebezpečí, že po protizásahu směrovkou na SOP dojde k odtržení proudění a ztrátě její účinnosti. Z tohoto hlediska je výhodnější vnější vybočení, které ale zase napomáhá autorotaci a usnadňuje tak vstup letounu do vývrtky (obr. 089-17).



Obr. 089 - 17 : Vliv vnějšího a vnitřního vybočení na účinnost směrovky

Samostatným problémem je plochá vývrtka. Jednak velký úhel náběhu VOP v podstatě zcela ruší účinnost výškovky, zároveň také její rozsáhlý úplav činní totéž se směrovkou. Výsledkem je potom velice obtížné, mnohdy nemožné vybrání vývrtky (obr. 089-18). Ke vzniku ploché vývrtky přispívá zejména zadní centráž letounu. Tu může prohloubit i přelití paliva v nádržích vlivem odstředivé síly.



Obr. 089 - 18 : Ztráta účinnosti OP v ploché vývrtce

Velice odlišný vliv na chování letounu ve vývrtce může mít pohonná jednotka, zejména vrtulová. Tah tažné vrtule při vysokém výkonu motoru sice bude působit negativně, tj. na přechod letounu do ploché vývrtky, na druhou stranu ale v případě souhlasného smyslu otáčení vývrtky a vrtule bude její gyroskopický moment působit klopení ve smyslu na hlavu a bude tak vývrtku činit strmější. Kromě toho se při souhlasném smyslu otáčení vývrtky a vrtule projeví pozitivně vliv "p-faktoru" (viz kapitola o vlivu pohonné jednotky na letové vlastnosti), tj. letoun bude mít snahu zastavovat otáčení. Je zřejmé, že při nesouhlasném smyslu oba faktory přispívají k obtížnému vybrání vývrtky. Pozitivně se může projevit vliv vrtulového proudu v místě OP, který může zvýšit jejich účinnost. Přesto většina obvyklých postupů

pro vybrání vývrtky mluví jako o jednom z prvních úkonů při vybírání vývrtky o nutnosti stažení výkonu pro správné vybrání vývrtky.

Někdy se udává jako nouzový způsob vybrání vývrtky vysunutí klapek. Vysunutí brzdících klapek brzdí letoun v otáčení. Vysunutí vztlakových klapek může vyvolat příznivý klopivý moment a učinit vývrtku strmější. U vícemotorového letounu je možné nastavením rozdílného výkonu vytvořit pozitivní zatáčivý moment. V praxi jsou známy i případy, a to zejména u lehkých letounů, kdy pouhé posunutí pilota dopředu v sedačce vybudilo klopivý moment, který převedl plochou vývrtku na strmou a umožnilo se tak její vybrání.

9.2. Omezení povolenými násobky

(081 06 02 00) AC

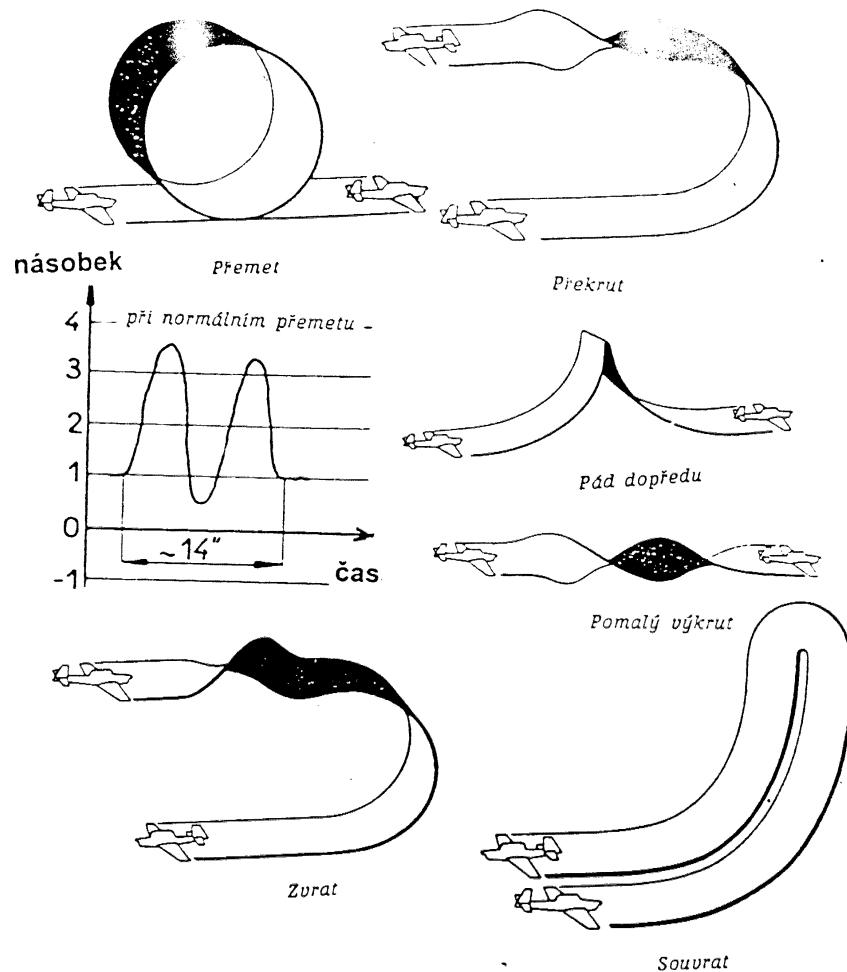
9.2.1. Obálka obrátů

(081 06 02 01) ACP

(081 06 02 02) AC

Jestliže letoun letí po zakřivené dráze, resp. se mění rychlost jeho letu, potom je jeho konstrukce zatěžována více, než v přímočarém ustáleném letu při stejné rychlosti resp. při letu v krajních bodech intervalu, ve kterém dochází ke změně rychlosti. Převážně rozhodující význam má zatížení působící na konstrukci letounu kolmo ke směru rychlosti letu a na popis tohoto zatížení je zaměřena následující kapitola. Neznamena to ovšem, že v určitých režimech není jednoznačně limitující zatížení působící v jiném směru, např. při reversu tahu atd.

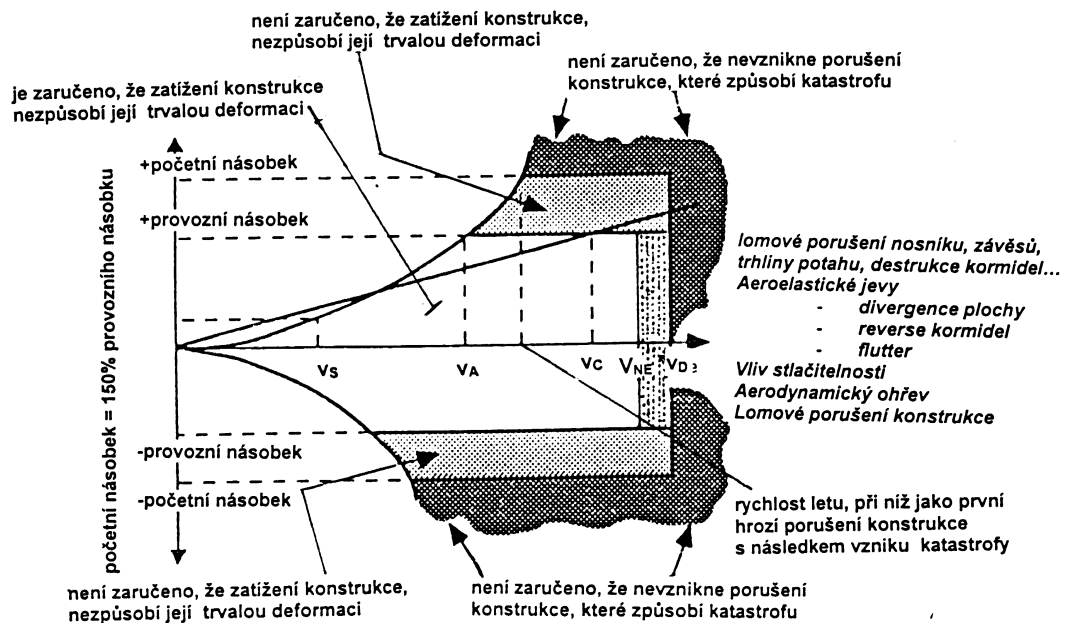
Zatížení kolmé na směr rychlosti letu popisuje násobek, jehož definice byla podána již dříve. Násobek vzniká tehdy, když letoun provádí změny dráhy letu, tzv. obraty, nejvyšších hodnot v provozu obvykle dosahuje při akrobatických obrátech. Základní akrobatické obraty jsou na obr. 089-19.



Obr. 089 - 19 : Základní akrobatické obraty

Kromě těchto existuje celá řada dalších, obrácených a autorotačních (kopaných) obrátů. V současné době mají akrobatické letouny pro soutěžní akrobacii takovou schopnost zatížení, udávanou v letových příručkách, že akrobatické a pevnostní limity letounu převyšují fyziologické meze pilota.

Při uvážení např. dopravních letounů a srovnání s výše uvedeným je zřejmé, že zatížení, které musí přenést dopravní letoun je naprosto odlišné od akrobatického. Proto je každý letoun konstruován podle svého stavebního předpisu, kterých existuje celá řada, ale nejčastěji používané jsou v současné době předpisy FAR 23 pro letouny v rozlišené do kategorií Normal (normální), Utility (cvičná), Acrobatic (akrobatická) a Commuter (letadla pro sběrnou dopravu). Far 25 platí pro velká dopravní letadla. Každé této kategorii je předepsán rozsah násobků, které při obratech provedených při různých rychlostech letu, mohou letouny dosáhnout. Obvykle se tato omezení uvádějí ve formě grafu, tzv. **obálky obrátů**. Účel obálky je jednoduchý : bude-li letoun provozován uvnitř vyznačené oblasti, nemůže nastat jeho poškození nadměrným zatížením (obr. 089-20).



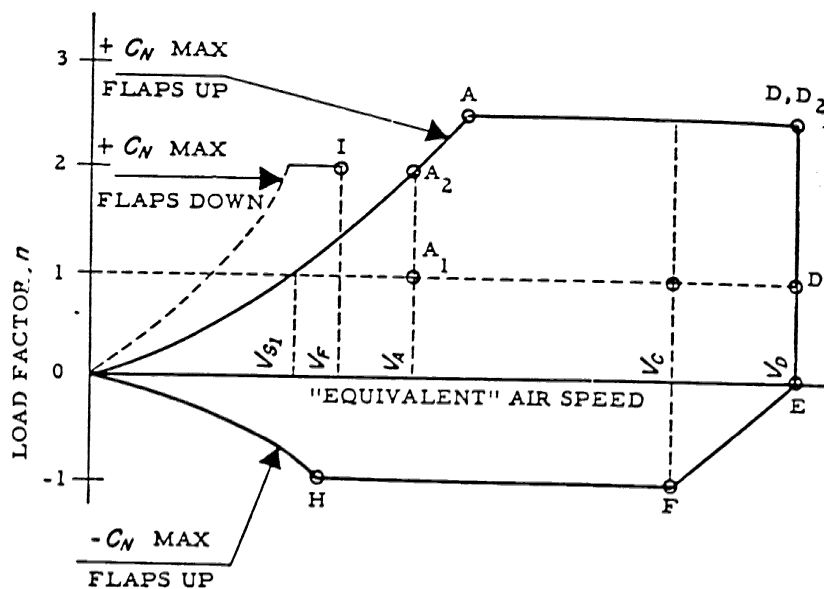
Obr. 089 - 20 : Charakteristický tvar obálky obrátů

Význam jednotlivých rychlostí letu je uveden na obr.089-21.

- V_A návrhová obrátová rychlost, EAS.
- V_B návrhová rychlost letu (EAS) při maximální intenzitě porывů.
- V_C návrhová cestovní rychlost, EAS.
- V_D návrhová maximální rychlost strméno letu, EAS.
- V_{DF} letově prokázaná maximální rychlost strméno letu, EAS.
- V_F návrhová rychlost letu s vysunutými vztlačovými klapkami, tj. návrhová rychlost (EAS) pro zatížení jiné než odpovídá cestovním podmínkám, s vysunutými vztlačovými klapkami.
- V_{MC} minimální rychlost řiditelnosti (EAS) s nepracující kritickou pohonnou jednotkou.
- V_{MCA} minimální rychlost řiditelnosti při stoupání po vzletu.
- V_{MCG} minimální rychlost řiditelnosti na zemi nebo při zemi.
- V_{MCL} minimální rychlost řiditelnosti při přiblížení a přistání.
- V_{NE} maximální přípustná rychlost letu, IAS.
- V_{NO} mezní normální provozní rychlost letu, IAS.
- V_{MO} maximální provozní rychlost letu, IAS
- V_{RA} maximální rychlost letu v turbulentním ovzduší, IAS
- V_{S1} pádová rychlost (nebo, není-li pádová rychlost dosažitelná, minimální rychlost ustáleného letu) s letounem v konfiguraci, příslušající uvažovanému případu (EAS).
- V_{S0} pádová rychlost (nebo není-li pádová rychlost dosažitelná, minimální rychlost ustáleného letu) se vztlačovými klapkami v poloze pro přistání (EAS).

Obr. 089 - 21 : Význam charakteristických rychlostí letu

Typická obálka dle předpisu FAR 25 je na obr. 089-22. Na rozdíl od obálky dle FAR 23, může být při návrhové rychlosti obratu povolený dosažený násobek menší, než je maximální povolený kladný násobek.

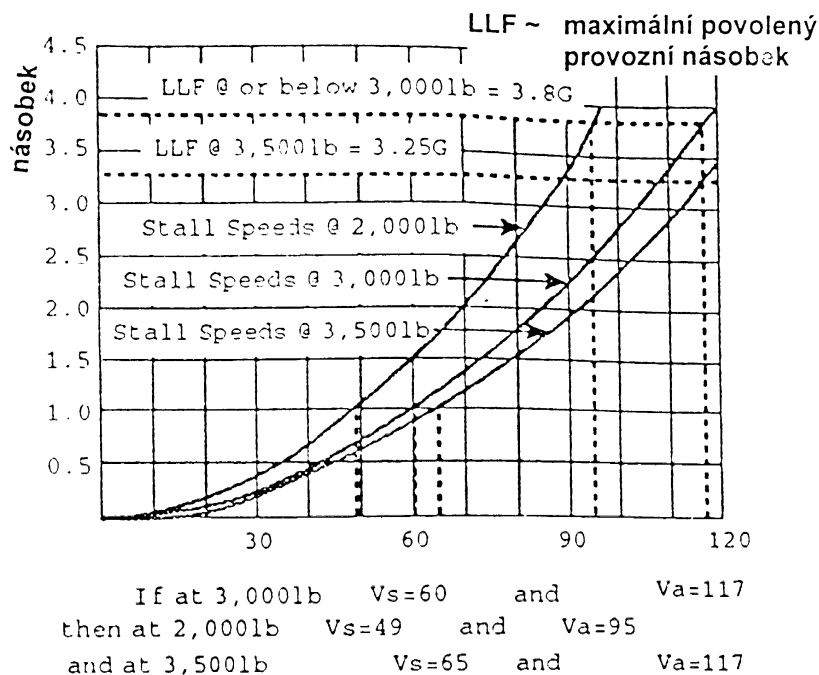


Obr. 089 - 22 : Obálka dle dopravního letadla dle FAR 25

Maximální povolené násobky pro jednotlivé kategorie letadel dle FAR 23 jsou :

pro kategorii	N	3,8
	U	4,4
	A	6,0

Přitom velikost návrhové rychlosti obratu a násobku při ní závisí na hmotnosti letounu. Tento vliv je ukázán na příkladu letounu naloženého na max. povolenou hmotnost (3000 lb), přetíženého letounu a letounu ne zcela naloženého. Jestliže bude návrhová hmotnost letounu pro kategorii normální např. 3000 lb a pro tuto hodnotu bude stanoven maximální povolený násobek 3.8, potom při větší hmotnosti letounu zůstane hodnota návrhové rychlosti obratu 117 kts zachována, ale sníží se násobek na hodnotu 3.25. Naopak pro letoun lehčí než 3000 lb, zůstane zachován násobek 3.8, ale hodnota návrhové rychlosti obratu poklesne na hodnotu 95 kts. Pro bližší vysvětlení návrhové rychlosti obratu je tedy nutné si uvědomit, že lehčí letoun je mnohem dříve možné plnou výchylkou výškovky přivést do stavu, kdy na něm vznikne trvalá (plastická) deformace, či případně porušení s katastrofálními následky (obr. 089 - 23).



Obr. 089 - 23 : Vliv hmotnosti letounu na obálku obrátů

Na závěr této problematiky je nutné učinit dvě poznámky :

1. Příklady z předpisů FAR jsou použity proto, že naprostá většina současných dostupných letounů je typově schválena podle nich. Obálky odpovídajících předpisů JAR se s uvedenými shodují.
2. Zatížení, které je v této kapitole myšleno, je zatížení svým charakterem statické, tj. periodicky se nemění, nevyvolává únavová zatížení.

9.2.2. Obálka poryvů

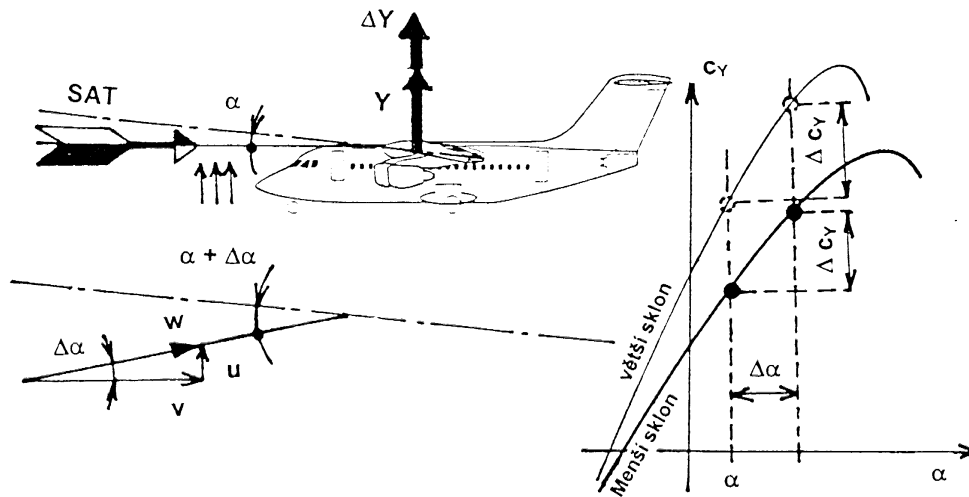
(081 06 03 00) AC

Vyššího násobku nemusí být dosaženo ale pouze tím, že pilot uvede letoun zásahem do řízení do obratu. Jestliže letoun vletí do oblasti s neklidným ovzduším (vertikálními a horizontálními poryvy), změní se násobek velmi výrazně. Horizontální poryvy změní násobek v důsledku změny rychlosti letu. Např. zvýšení rychlosti letu vlivem horizontálního poryvu z rychlosti 300 km/h na rychlost 330 km/h vyvolá přírůstek násobku ustáleného horizontálního letu (l) v poměru vztlaků před poryvem a při poryvu, tedy o 0.21.

Daleko častější a letoun více ovlivňující jsou poryvy vertikální. Ty způsobují prvotně změnu úhlu náběhu a tím mění vztlak a potažmo i násobek. Pro letoun letící cestovním letem se změní násobek při průletu stoupavým poryvem z jedné o velikost přírůstku, který závisí na několika faktorech (obr.089-24).

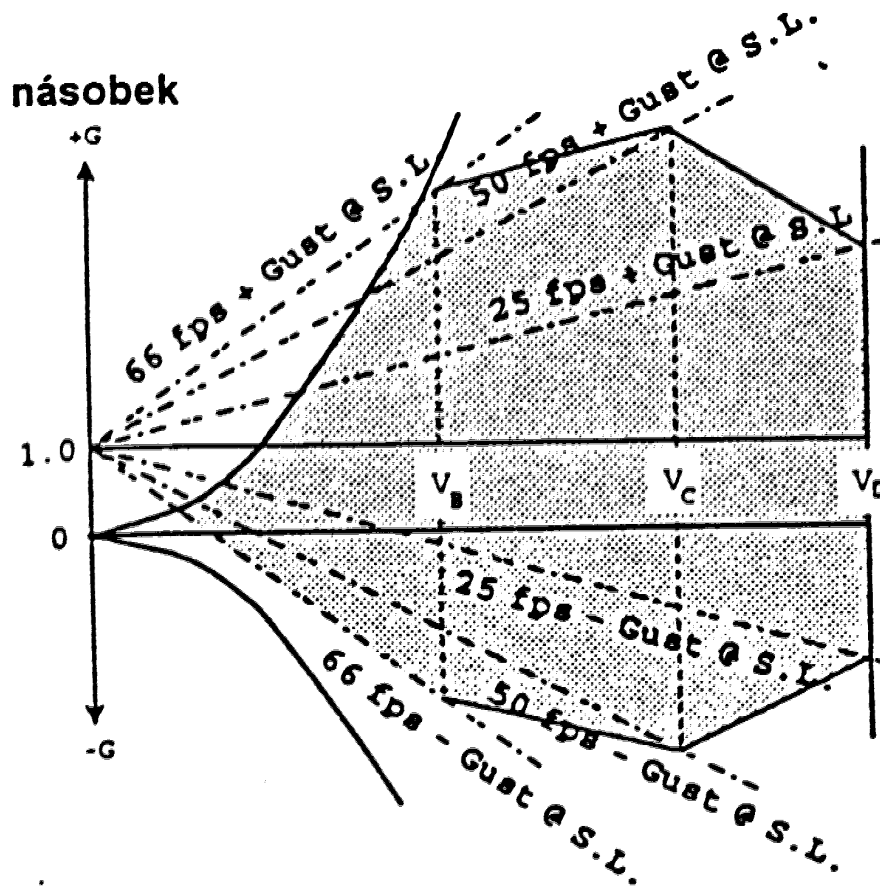
Sym b.	Význam	Jednotka	Změna Faktoru	Změna Násobku	Poznámka
a	sklon vztakové čáry	obvykle 0.1	Ÿ	Ÿ	Viz obr.
s	Poměr hustot vzduchu v příslušné výšce a v nulové		Výška Ÿ	β	Nad FL 400 sesnížuje přírůstek násobku až 4x
EAS	Rychlost letu	Kts	Ÿ	Ÿ	Projevuje se vliv dynamického tlaku
K	Zmírňující účinek poryvu				Poryv nebývá zcela ostře ohraničen a rozložení vertikálních rychlostí je plynulé od nuly až po hodnotu u
S/G	Převrácená hodnota plošného zatížení		Hmotnost Ÿ	β	

$$n = 1 + 0.115 * \epsilon * \sigma^{1/2} * EAS * k * u * S / G$$



Obr. 089 - 24 : Faktory ovlivňující násobek z poryvu

Grafickým vynesemím poryvového násobku pro předepsané velikosti poryvu, tak jak to předepisují předpisy FAR 23 a 25, se obdrží tzv. *obálka poryvů*, (obr.089-25).



Obr. 089 - 25 : Obálka poryvů

Z obálky je zřejmé, že při letu pod návrhovou rychlostí letu při maximální intenzitě poryvů V_B , dojde při poryvu 66 stop za sekundu k pádu letounu. Dříve bývala tato rychlost označována zároveň jako mezní rychlost v turbulenci. Z filosofie vyvarovat se jak přetížení, tak i přetažení byla rychlost V_{RA} postupně zejména pro dopravní letouny zvýšena a bývá velmi blízká hodnotě pro návrhovou cestovní rychlost. Leží tedy přibližně mezi rychlostmi V_B a maximální provozní rychlostí V_{MO} (tj. odpovídající hodnotě V_{NE} pro letouny dle FAR 23).

Pro výšky letu nad FL 250 se pro obálku poryvů dle FAR 23 a 25 redukuje význačné hodnoty poryvu pro rychlosti V_B , V_C a V_D na hodnoty 38, 25 a 12.5 stop za sekundu.

9.2.3. Použití obálky obrátů a poryvů

(081 06 01 01) AC

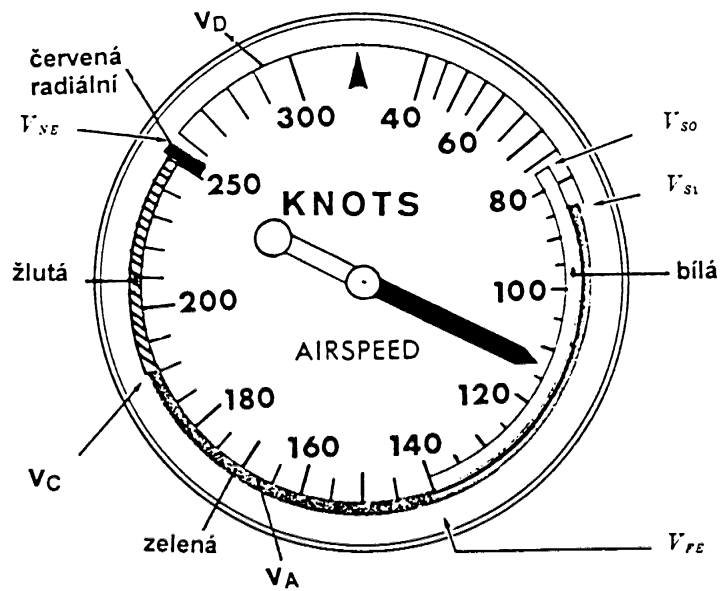
(081 06 01 02, 081 02 02 08) A

(081 06 03 01, 02) AC

Záleží na vlastní konstrukci letounu, zdali mají pro jeho pevnost větší význam násobky z poryvů, nebo obrátů. Důležitou roli má skutečnost, že při provádění obrátů je možné vlétnout do poryvu, přičemž se oba násobky sčítají.

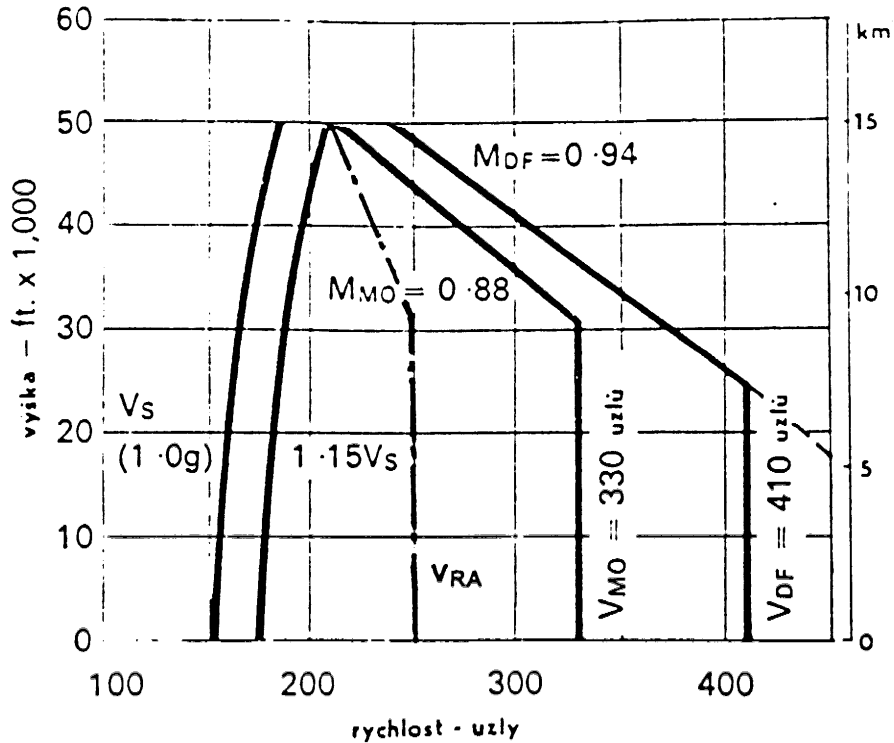
Všechna popsaná omezení jsou vždy uvedena v letové příručce letounu, tj. :

- návrhová rychlost obrátu
- návrhová rychlost s vysunutými vztlačovými klapkami
- maximální povolená rychlost v turbulenci
- návrhová cestovní rychlost
- maximální nepřekročitelná rychlost (resp. maximální provozní rychlost), kromě toho je použito barevného označení značení rychloměru (obr. 089-26).



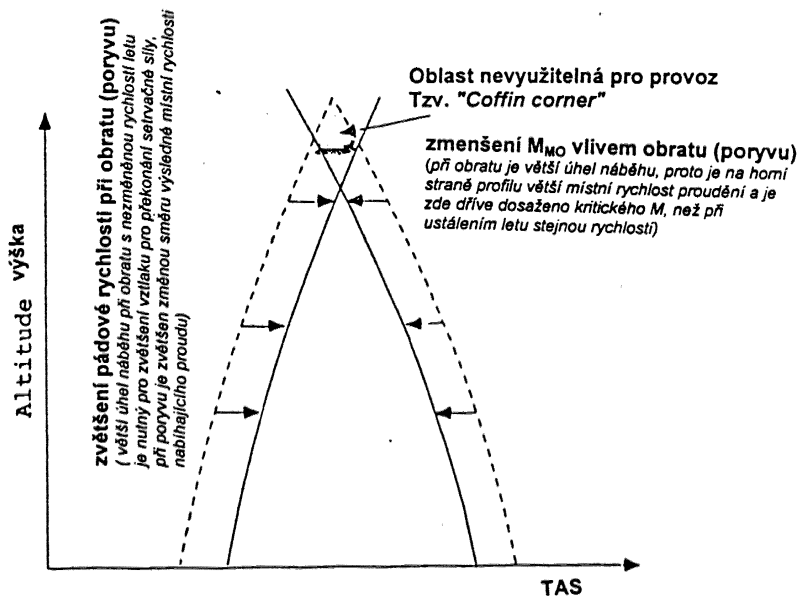
Obr. 089 - 26 : Barevné značení rychloměru podle FAR 23

Ve velkých výškách ztrácí maximální provozní rychlost svůj význam a přebírá ho maximální Machovo číslo v provozu M_{MO} . S rostoucí výškou dochází k posunutí charakteristických rychlostí omezení k jiným velikostem, tak, jak je to na obr. 089-27.



Obr. 089 - 27 : Změny omezení s výškou letu

Dopravní letouny mají schopnost skutečně dosáhnout velkých výšek, prakticky v nich ale nejsou schopné operovat. Příklad na předchozím obrázku ukazuje, že letoun je schopen dosáhnout hladin vyšších než FL 500. Prakticky zde ale létat nemůže, neboť vlivem poryvů (turbulence), resp. obrátů, mu nestačí již velmi malý rozsah rychlostí mezi pádovou rychlostí a maximální rychlostí, při níž dojde k odtržení za rázovou vlnou po překročení kritického Machova čísla letu (Obr. 089-28).



Obr. 089 - 28 : Výškové omezení letounu

Pro názornost, jestliže letoun s M_{MO} 0.75 (246 KCAS) a pádovou rychlostí 180 KCAS provede ve výšce FL 360 obrát s násobkem 1.8, potom pádová rychlost bude 248 KCAS, což je víc než limit pro překročení max. rychlosti. Např. průzkumný letoun U-2 má rozsah na svém operačním dostupu mezi pádovou a maximální rychlostí jen 12 KTAS.

9.3. Námraza na letounu

(081 01 12 00, 081 01 12 01) AC

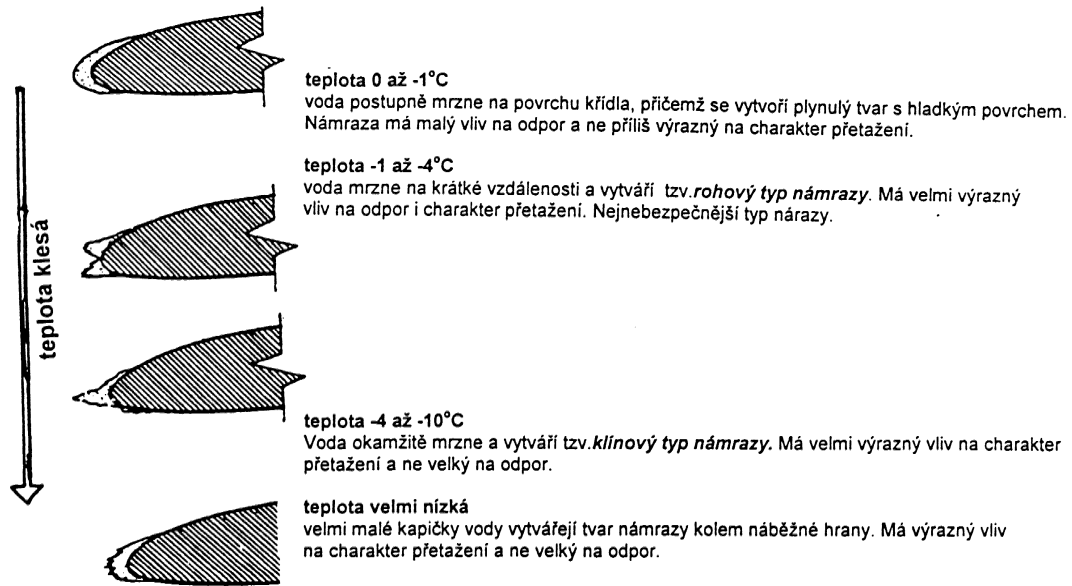
Námraza na letounu bývala dříve velmi často příčinou vzniku leteckých nehod a přes použití různých konstrukčních prostředků pro zabránění jejího vzniku nebo jejího odstranění zůstává výrazným faktorem bezpečnosti a pravidelnosti leteckého provozu i nadále. Vzniká buď na zemi, nebo za letu. Podcenit vliv námrazy a pokusit se vzlétnout s namrzlým letounem je trestuhodná záležitost, ke které by nemělo docházet. Při plánování letu je nutné uvážit oblasti se zvýšenou možností tvoření námrazy a pokud je to možné, tak se jim vyhnout, a to i s letounem vybaveným protinámrazovým zařízením. Letoun bez tohoto zařízení se musí podobným podmínkám vyhnout.

Vliv námrazy je velmi různorodý, a lze do něj zahrnout : mechanické zablokování klapky nebo kormidel, zamrznutí pitot-statického systému, zabránění výhledu z kabiny, možnost zamrznutí karburátoru u letounů s pístovým motorem, snížení účinnosti vrtulí vytvořením námrazy na jejich náběžných hranách, zvýšení hmotnosti letounu a zhoršení aerodynamických charakteristik letounu. V následující kapitole budou rozebrány poslední dva vlivy.

9.3.1. Tvoření námrazy na nosných plochách letounu

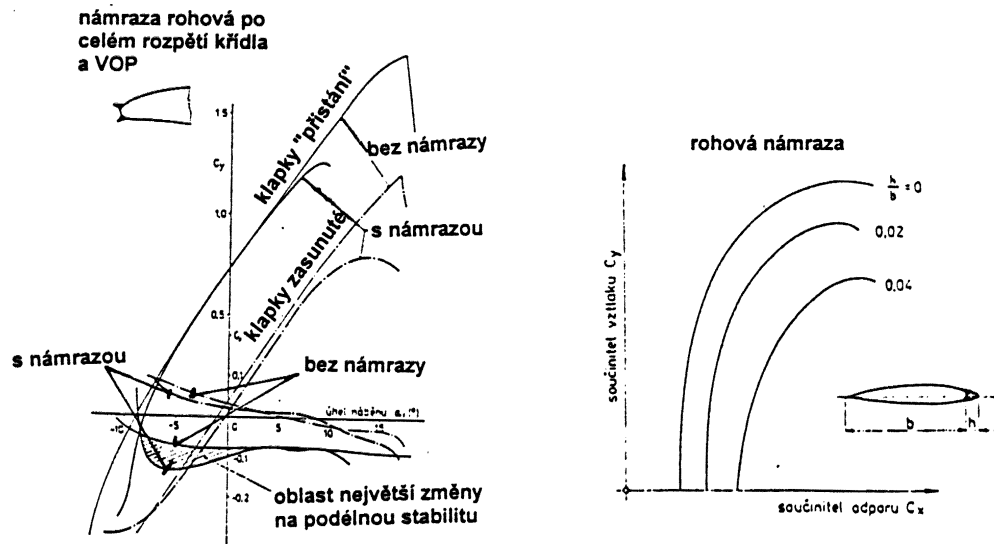
(081 01 12 01) AC

Vznik námrazy je vázán na obsah vody v okolním vzduchu. Ten je největší v oblačnosti, přesto se námraza tvoří v různých podmínkách s různou intenzitou tvorby, což předurčuje i její tvar (obr. 089-29).



Obr. 089 - 29 : Tvary námrazy na nosných plochách

Změny tvaru profilů nosných ploch mají za následek výrazné změny aerodynamických charakteristik. Jedná se o zvýšení odporu, snížení maximálního součinitele vzlaku křídla jak v čisté konfiguraci, tak zejména při vysunutých vztakových klapkách a změny součinitele klopivého momentu (polohu aerodynamického středu křídla). Všechny změny jsou patrné na obrázku 089-30.

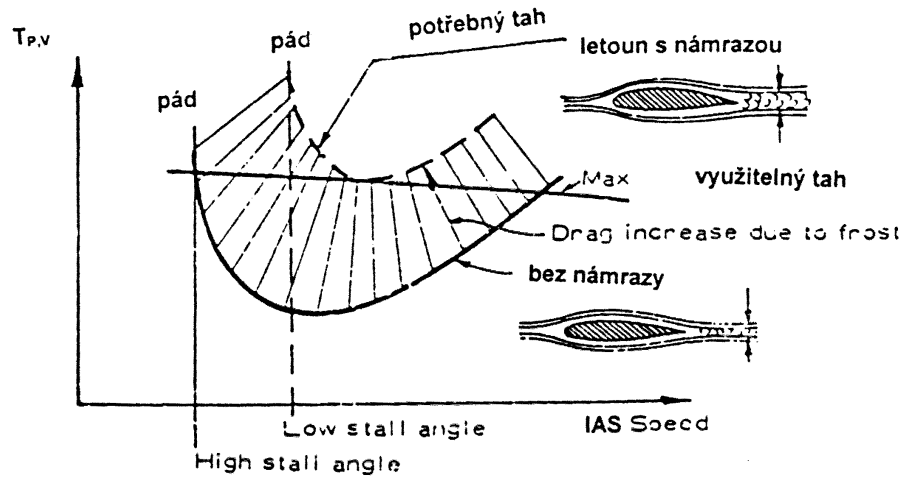


Obr.089 - 30 : Vlivy námrazy na aerodynamické charakteristiky

9.3.2. Vliv námrazy na výkony letounu

(081 01 12 01) AC

Vytvoření námrazy na nosných plochách letounu, tj. zvětšení jeho hmotnosti a změny součinitele vzlaku a odporu, ovlivní křivku potřebného a využitelného tahu tak, jak je na obr. 089-31.

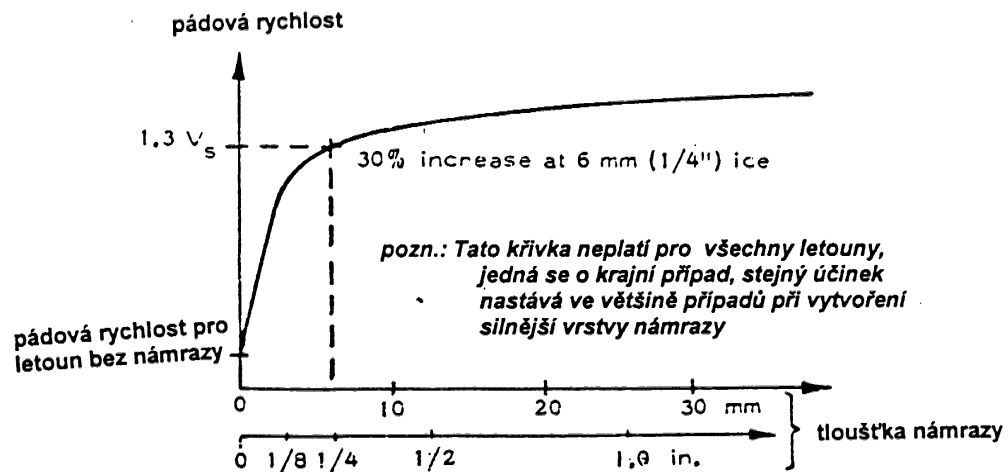


Obr. 089 - 31 : Vliv námrazy na výkony letounu

Námraza způsobí podstatné snížení přebytku tahu, tj. pro různé režimy letu způsobí :

- Prodloužení délky vzletu (několikanásobně)
- Značné snížení rozsahu použitelných rychlostí v horizontálním letu (minimální je až o 30 % větší než u letounů bez námrazy a maximální cestovní jen o málo vyšší, než pádová).
- Podstatné snížení stoupavosti
- Výrazné snížení doletu
- Prodloužení délky přistání (z důvodů, že je nutné pro zachování bezpečné vzdálenosti od pádové rychlosti letět na vyšší rychlosti než obvykle, a navíc letoun dosedne při podstatně menším součiniteli vzlaku, tj. při daleko vyšší rychlosti)

Vliv námrazy na pádovou rychlost je na obr. 089-32.



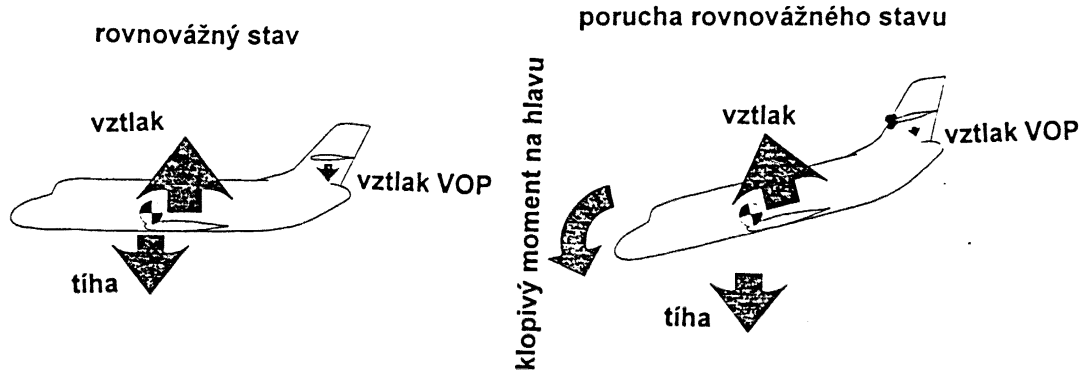
Obr. 089 - 32 : Vliv námrazy na pádovou rychlost

9.3.3. Vliv námrazy na letové vlastnosti

(081 04 03 16) ACP

(081 05 02 03) AC

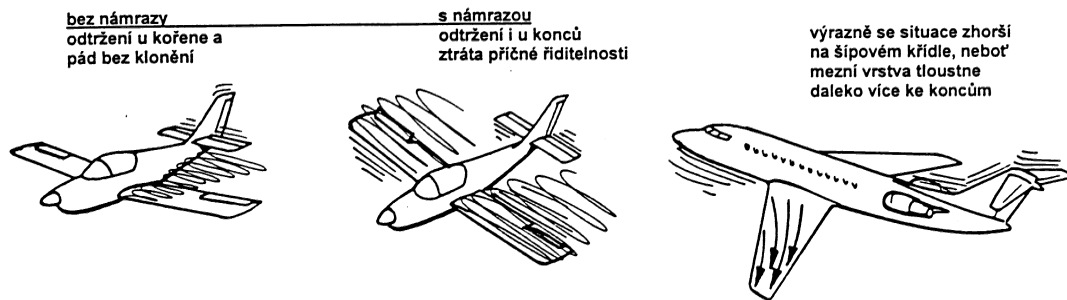
Změny posunu působiště vztlaku na profilu křídla, jehož náběžné hrany jsou pokryty námrazou způsobí, že se mění (snižuje) zásoba podélné statické stability. Navíc se přidává při vytvoření námrazy na VOP i podstatné snížení jejich účinnosti, včetně možnosti odtržení proudu při jejich obtékání za letu. To má za následek náhlé klopení letounu na hlavu (obr. 089-33).



Obr. 089 - 33 : Odtržení proudu na VOP

Tento stav může nastat zejména při spolupůsobení dvou následujících faktorů. První je vysunutí vztlakových klapek, kdy jejich zvětšený klopivý moment na hlavu musí být kompenzován silou na VOP. Jestliže jsou pokryty námrazou, pak jejich účinnost nemusí stačit k vyvážení momentu od klapek a letoun může samovolně přejít do strmému letu. Navíc druhý faktor, tj. výchylna výškovky při prudším obratu, nebo právě při snaze vyrovnat moment od klapek, může snadno vyvolat odtržení proudu na VOP a zintenzivnit přechod do strmému letu.

Vytvoření námrazy má za následek i zhoršení chování letounu při přetažení a pádu (obr.089-34).



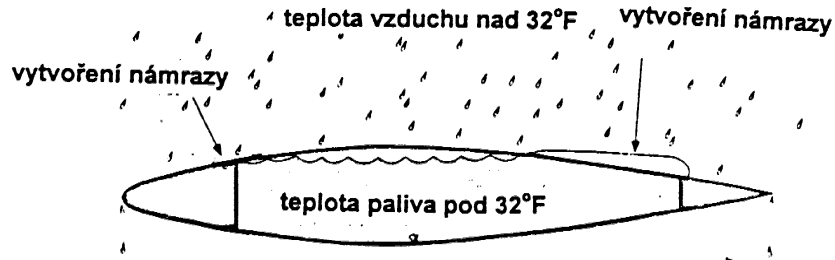
Obr. 089 - 34 : Změny chování letounu při přetažení a pádu

Další komplikací je změna řídicích sil, kdy jejich průběh přestává být pravidelný a může rovněž znamenat ztrátu říditelnosti letounu.

9.3.4. Vliv deště

(081 04 03 16) ACP

V silné bouři je možné se setkat s extrémně silným deštěm. Ten může způsobit jednak velké chyby pitot-statického systému a kolísání údaje rychlosti, tak i navíc voda může volně existovat na letounu až do extrémně nízkých teplot ve velkých výškách. Toto může způsobit extrémně rychlé narůstání námrazy na letounu, zejména na podchlazených plochách v místech, kde jsou na letounu umístěné nádrže (obr.089-35).



Obr. 089 - 35 : Vliv deště

9.4. Deformace letounu

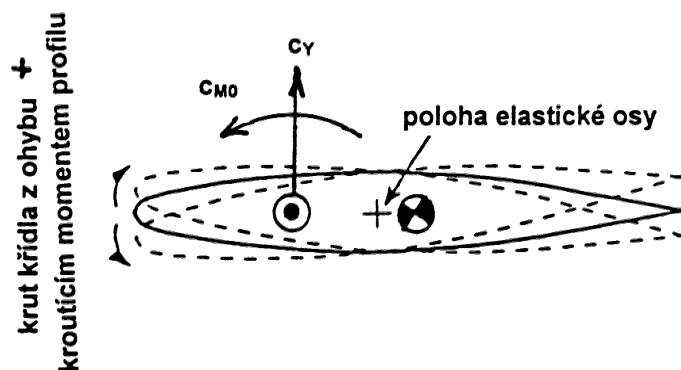
(081 01 12 02) AC

(081 04 03 16) ACP

Při letu zvýšenou rychlostí uvnitř letové obálky dochází v důsledku působení zatížení letounu k pružným (elastickým) deformacím konstrukce letounu. Záleží na vlastním konstrukčním provedení konkrétního letounu, zda tyto deformace ovlivní aerodynamické charakteristiky letounu, a v důsledku toho se začnou projevovat změny jeho letových vlastností.

Deformace draku je přibližně úměrná dynamickému tlaku, tedy závisí na čtverci rychlosti letu. Může rovněž nastat jako důsledek hmotového zatížení letounu, např. deformaci způsobí i palivo v nádržích, v tomto případě je ale její účinek patrný již na zemi.

K deformaci dochází působením výsledného zatížení na křídle, trupu, nebo OP, které konstrukci ohýbá, nebo kroutí. Navíc při ohybu vzniká krut konstrukce, protože působí zatěžující síly má obvykle jinou polohu, než je poloha bodů, kolem nichž se jednotlivé profily křídla při krutu natáčejí (obr.089-36). Spojnici těchto bodů nazýváme elastickou osou křídla, popřípadě trupu, VOP atd.



Obr. 089 - 36 : Elastická osa křídla

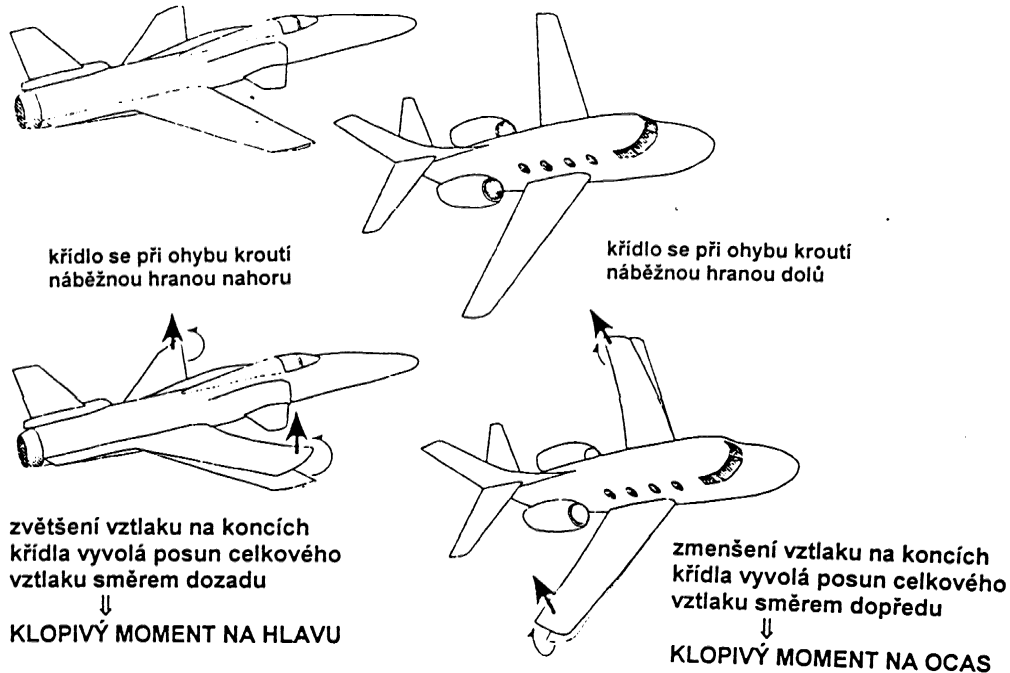
Při letu rychlostí nad návrhovou rychlostí strmého letu, v obálce označovanou jako v_D , může dojít k tzv. *aeroelastickým jevům*. Mezi jsou zahrnovány flutter, divergence plochy a reverse kormidel. K těmto jevům může dojít i při letu uvnitř obálky, jestliže je tuhost konstrukce draku letounu snížena poškozením, případně opotřebením.

9.4.1. Vliv pružných deformací

(081 04 05 06) ACP

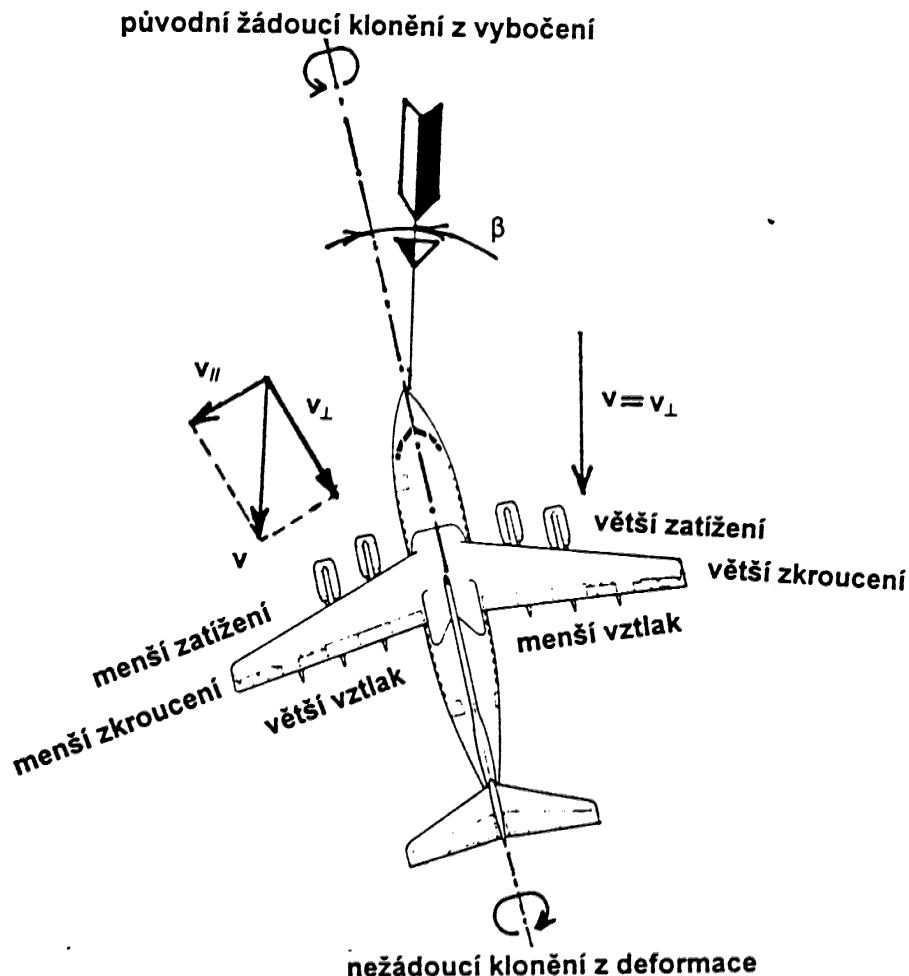
Velkým zdrojem nepříjemností může být u starších a pomalejších letounů plátěný potah. Při jeho vyboulení ven nebo dovnitř mohou nastat výrazné změny závěsových momentů. Pro současné dopravní a rychlejší letouny již se tato konstrukce nepoužívá.

Významný vliv má deformace šípového křídla na podélnou a stranovou stabilitu a říditelnost. Při pohybu křídla směrem nahoru dochází k jeho zkroucení (obr. 089-37) a tím změně podélné stability a říditelnosti.



Obr. 089 - 37 : Deformace šípového křídla

Podobná situace nastává, když letoun se šípovým křídlem letí s vybočením (obr.089-38). Snížení vztlaku na více zatíženém křídle, tj. na které je letoun vybočen, způsobí bočivě klonivý moment na opačnou stranu, než je požadováno. Je to podobné účinku stlačitelnosti na šípovém křídle, tak, jak již bylo probráno v kapitole o stranové stabilitě a říditelnosti. V tomto případě je pro odstranění nežádoucího klonění nutné snížit zatížení (a tak i deformaci) zmenšením násobku.



Obr. 089 - 38 : Klonivý moment letounu se šípovým křídlem při jeho deformaci ve vybočení

Dalším následkem změny bočivě klonivého momentu je změna reakce letounu na vychýlení směrovky, která je nežádoucí stejně tak, jako tomu bylo v již popsaném případě vlivu stlačitelnosti.

Poznamenejme na závěr této kapitoly, že vlivy deformací se velice podobají vlivům stlačitelnosti, ale projevují se v jiných režimech letu. Vlivy stlačitelnosti se projevují při letech s vysokým Machovým číslem ve velkých výškách (omezení M_{MO}), zatímco vlivy deformace se projevují při vysokých indikovaných rychlostech v malých výškách, tj. při velké hodnotě dynamického tlaku (omezení v_{MO}).

9.4.3. Aeroelastické jevy

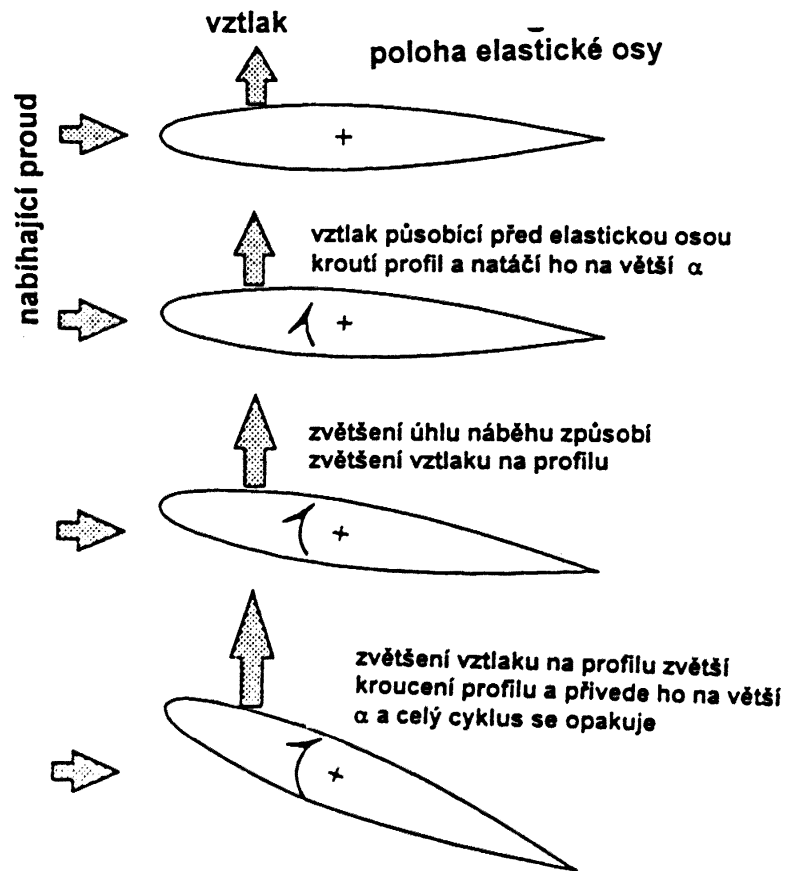
(081 05 07 00, 01, 081 05 08 00) ACP

(081 05 03 01, 02, 081 06 01 00) AC

Problémy aeroelasticity se objevily již v počátcích letectví, i když tehdy je konstruktéři řešili (v případě, že je řešili) pouze intuitivně. Pád jednoplošníku zkonstruovaného prof. Langleyem po svém velmi krátkém letu do řeky Potomac několik týdnů před bratry Wrightovými zavedl nedůvěru k málo ztuženým jednoplošníkům a zavedl tak v podstatě letectví na dvacet let do slepé uličky ztužených víceplošných letadel. Přitom příčinou pádu poměrně dobře zkonstruovaného a jinak bezpochyby letuschopného letounu byl aeroelastický jev, nazývaný divergence plochy.

Aeroelastické jevy se dělí na statické (divergence plochy a reverse kormidel) a dynamické (třepotání, běžně nazývané flutter). Aeroelastické jevy vznikají jako důsledek vazby mezi aerodynamickými silami a momenty na jedné straně a pružností konstrukce letounu, budící deformaci elastické síly a momenty, na straně druhé.

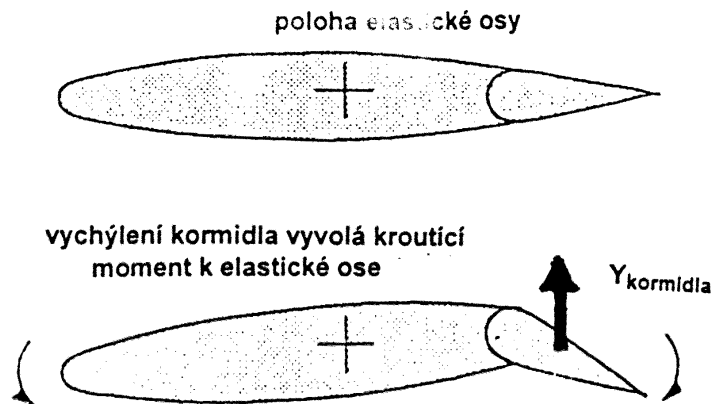
Divergence plochy je aeroelastický jev, který v konečném důsledku vede k trvalé deformaci konstrukce letounu (ať již křídla, VOP, SOP, nebo některých dalších velkých ploch s malou tloušťkou, jako jsou např. odřezávače mezní vrstvy u vstupu do motoru). Princip divergence je na obr. 089-39.



Obr. 089 - 39 : Divergence plochy křídla

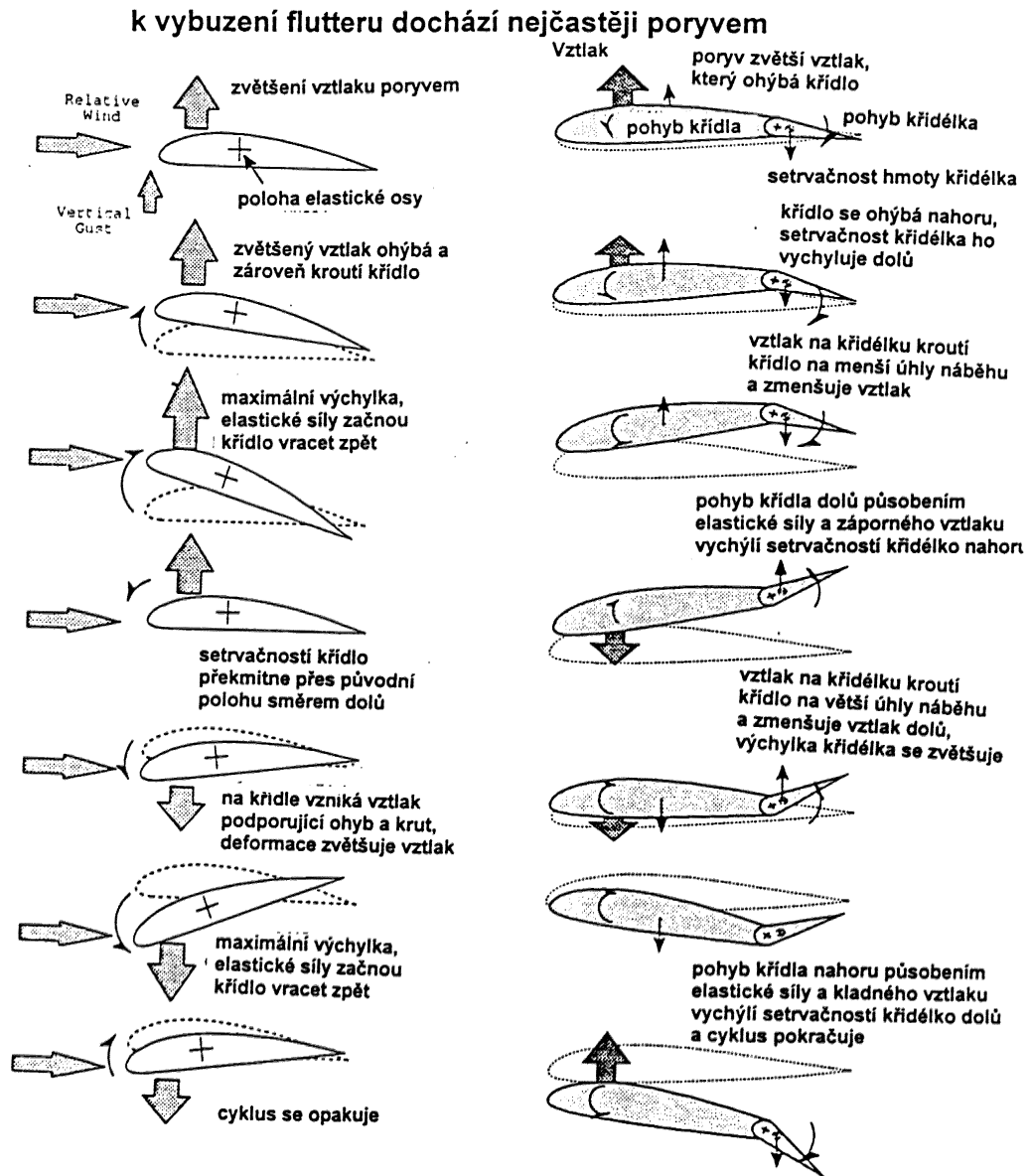
Divergence plochy u současných letounů může nastat až po překročení kritické rychlosti divergence, která je vždy větší než návrhová rychlost strmého letu v_D . Za poznámku stojí skutečnost, že zcela obvykle je kritická rychlost divergence větší, než kritická rychlost flutteru.

Dalším statickým aeroelastickým jevem je *reverse kormidel*, nejčastěji křidélek. Příčiny jejího vzniku byly již několikrát probrány a aeroelastický princip je na obr. 089-40. Pro nutnost dodržet provozní omezení letadla platí totéž, co pro divergenci plochy.



Obr. 089 - 40 : Reverse kormidel

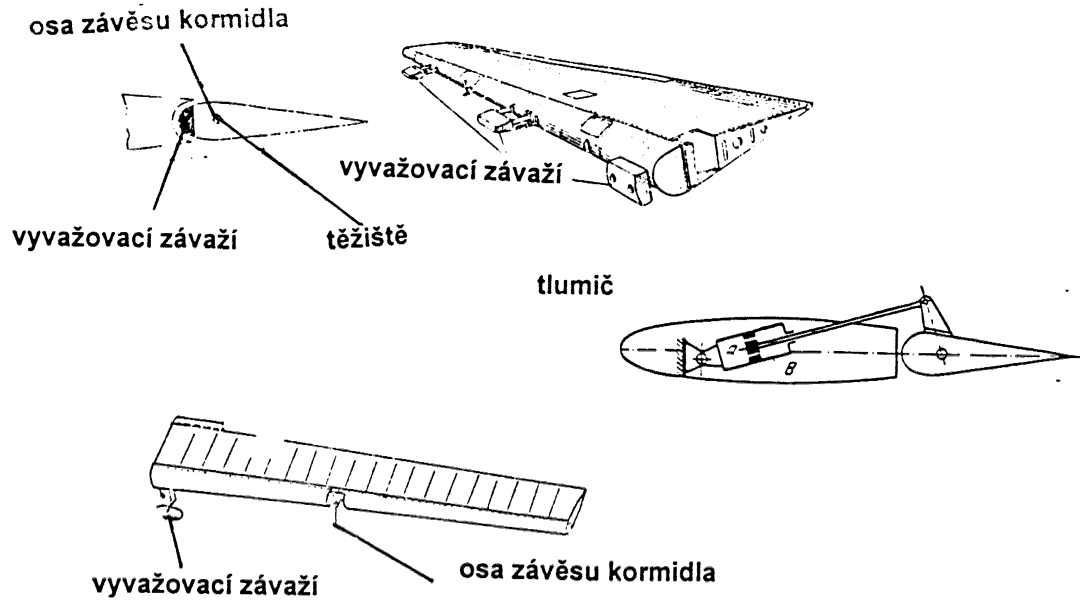
Aeroelastické kmity, *flutter*, je nutno považovat za velmi nebezpečný jev. K spolupůsobení elastické síly v konstrukci a aerodynamické síly se přidává síla setrvačná. Všechny uvedené síly mají různá působíště, přičemž na křídle je obvykle nejbližší náběžné hrany aerodynamický střed, dále je poloha elastické osy a nejdále těžiště profilu jako působíště setrvačné síly. Dva základní případy flutteru, ohýbání a kroucení křídla a ohýbání a kroucení křídla a vychylování křídélek (tzv. křídélkový flutter) jsou na obr. 089-41.



Obr. 089 - 41 : Flutter

Kritickou rychlost flutteru ovlivňuje jednak tuhost konstrukce a navíc i poloha těžiště profilu křídla, resp. profilu křídélka. Princip flutteru vede jednoznačně z hlediska jeho odstranění k soustředění hmoty na křídle v blízkosti jeho náběžné hrany. Proto jsou často motory předsazovány výrazně dopředu, případně je křídlo dovažováno.

Stejně tak u křídélkového flutteru je základním předpokladem k jeho eliminování při nižších rychlostech nutnost posunout těžiště kormidla co nejbližší jeho osy závěsu (obr. 089-42).



Obr. 089 - 42 : Hmotové vyvažování kormidel

I poměrně nepatrné poškození konstrukce letounu, které jinak z hlediska statické pevnosti neovlivňuje bezpečnost letu, může mít dalekosáhlé následky při vzniku flutteru. Přispívají k němu rovněž vůle v řízení a uložení řídicích ploch v závěsech a i uvolněné hmotová vyvážení kormidel.

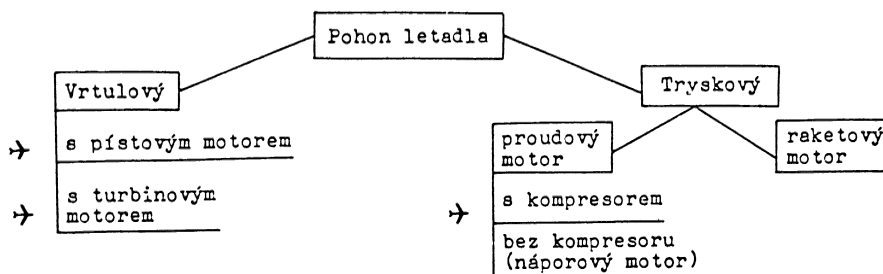
Kritická rychlost flutteru bývá nejbližší z kritických rychlostí aerolelastických jevů nad rychlostí v_D . Proto v praxi nehrozí vznik flutteru, přesto v případě, že se na letounu při vysoké rychlosti letu objeví jakékoliv vibrace, je nutné rychlost letu okamžitě snížit.

Literatura

Beneš P.	Letectví dnes a zítra	Mladá Fronta	1959
Bohl W.	Technische Stromungslehre	VEB Fachbuchverlag, DDR	1984
Brož V.	Aerodynamika nízkých rychlostí	ČVUT Praha	1982
Brož V.	Aerodynamika vysokých rychlostí	ČVUT Praha	1984
code of federal regulations	FAR 23, FAR 25	Federal Register, USA	1998
Černobrovkin L.S.	Dinamika poleta letatelnych apperetov	OBORONGIZ,SSSR	1962
Daněk M.	Aerodynamika a mechanika letu	Naše Vojsko	1958
Daněk M.	Mechanika letu	VUT Brno	1985
Davies D.	Handling the Big Jets	ARB, England	1976
Fliegerservice	Turbulenze	Fliegermagazin	1992
Forsching H.W.	Grundlagen der Aeroelastik	Springer-Verlag, SRN	1974
George F.	High-Speed Aerodynamic Patches and Bandages	Busines Aviation	1999
Gething M.J.	F - 15	Naše Vojsko	1993
Grebeňkov O.A.	Konstrukcija samoletov	Mašinstroenie, SSSR	1984
Havelka R.	Visual Dictionary	Aviation training centre Holešov	1989
Horák, Krupka	Fyzika	SNTL	1983
Jíra R.	Aerodynamika a mechanika Letu	NV Praha	1963
Kocáb J.	Letadlové pohonné jednotky	NADAS Praha	1986
kolektiv	Aerodynamika 85-sborník příspěvků	VZLU	1985
LBA	Flieger know-how –Larm	Der Bundesminister fur Verkehr, SRN	1992
Ligum T.I.	aerodinamika i dinamika poleta turboreaktivnych samoletov	Transport Moskva, SSSR	1967
NASA	Introduction to Flight Test Maneuvers	NASA Facts	1998
Němeček V.	Civilní letadla 2	NaDaS	1981
Paškovskij I.M.	Dinamika i upravljaemost' samoleta	Mašinstroenie	1987
Pyschnow W.S.	Dynamik des Fluges	VEB Verlag Technik, DDR	1965
Richardson D	F - 16	Naše Vojsko	1994
Roed A.	Frost, snow and ice	Aerotech, Sweden	1996
Schiffman-Gruppe	Der Privatflugzeug-Fufrer-Technik I	Bergish Gladbach ,SRN	1986
Šulženko M.N.	Konstrukcija samoletov	Mašinstroenie, SSSR	1971
Tichopád V.	Letové výkony	ČVUT Praha	1984
Tichopád V.	Letové vlastnosti	ČVUT Praha	1982
Tůma J.	Letadla	SNTL	1981
Věk V.	Řízení letadla a přístroje pro řízení letadla	ČVUT Praha	1983
Veselý J.	Námraza na letounu	Letectví a kosmonautika	1979
Wood R.	Aircraft Accident Investigation	Endeavor Books, USA	1996

2.Vznik tahu

Pohon letadla můžeme podle principu získávání tahové síly rozdělit do následujícího schéma :



→ označené druhy pohonu jsou v současnosti používány

Obr. 082 - 01 : Rozdělení pohonu letadel

Poznat podrobněji některé charakteristiky v současnosti používaných druhů pohonu je nezbytné pro studium mechaniky letu a je podáno v této kapitole.

2.1.Vznik tahu vrtule

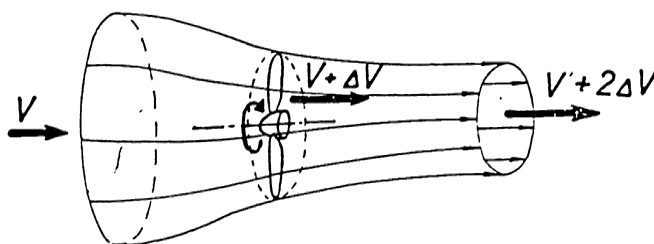
(081 07 00 00) AC

Vrtulový pohon je velmi rozšířený, jeho vývoj sahá od začátku historie letectví, kdy byla vrtule používána na pístovém motoru, až po jeho dnešní využití na letounech s turbovrtulovým pohonem.

2.1.1.Theorie ideální vrtule

(081 07 01 01) AC

Vrtule urychluje vzduch, který prochází její rovinou otáčení (jejím diskem), ve směru letu. Vytváří tak proudovou trubici, jejíž průřez se mění v závislosti na rychlosti proudu vzduchu (obr.082-02).



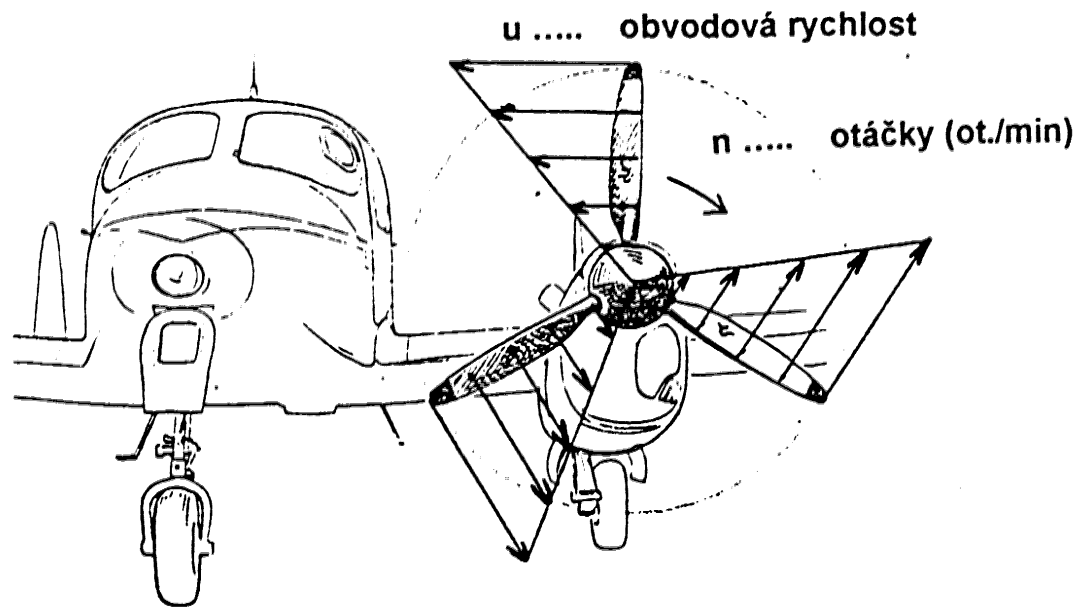
Obr. 082 - 02 : Urychlení vzduchu vrtulí

Teorie předpokládá, že vrtule zvyšuje při svém otáčení hybnost vzduchu ve vrtulovém proudu v důsledku jeho urychlení částečně před vrtulí (o přírůstek rychlosti Dv) a o tentýž přírůstek za vrtulí. Rozdílem hybností vzduchu proudícího ve vrtulovém proudu dostatečně daleko před a za vrtulí je tah T . Pro získání většího tahu je potřeba urychlit větší množství vzduchu o co největší přírůstek rychlosti.

Účinnost vrtule podle této teorie závisí pouze na poměru přírůstku rychlosti k rychlosti letu. S rostoucím tímto poměrem (tj. větší Dv) účinnost vrtule klesá. Je-li rychlost letu nulová, je výkon vrtule (ze základních poznatků obecné fyziky je to tah násobený rychlostí letu) také nulový. Proto je účinnost vrtule nulová, jestliže letadlo nemá žádnou dopřednou rychlost. Z hlediska účinnosti vrtule je tedy vhodnější způsob, jak dosáhnout její větší hodnoty a zvětšit tah, použít vrtulí většího průměru. Tím se zvětší průtok vzduchu diskem vrtule.

Průměr použitelných vrtulí je ale omezen jednak konstrukčními a pevnostními požadavky, rovněž i aerodynamicky. Vrtulový list je otáčen rychlostí složenou z rychlosti letu a obvodové rychlosti z otáčení vrtule. Ta je závislá na otáčkách (úhlové rychlosti otáčení) vrtule n , a na vzdálenosti daného profilu vrtulového listu od osy otáčení, tj. od vrtulového hřídele (obr.082-03). Konce vrtulových listů by při příliš velkém průměru vrtule mohly snadno dosáhnout rychlostí, při kterých se již začne výrazně projevovat stlačitelnost vzduchu.

$$u = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot n / 60 = \pi \cdot r \cdot n / 30$$



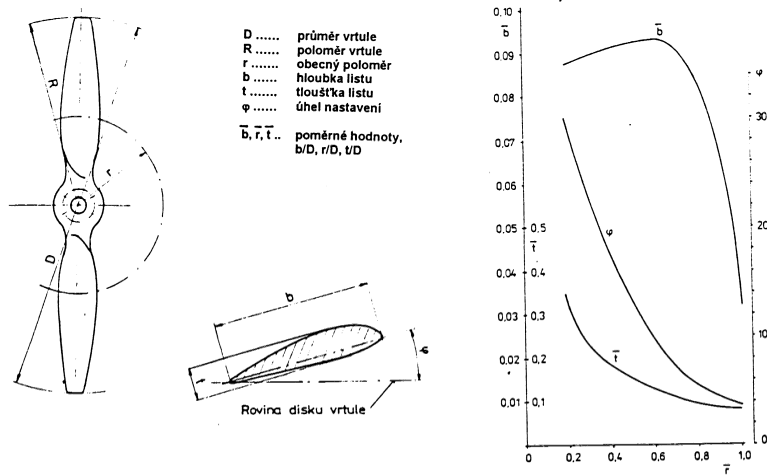
Obr. 082 - 03 : Obvodová rychlost vrtule

2.1.2. Geometrické charakteristiky vrtule

(081 07 01 02, 081 07 03 01

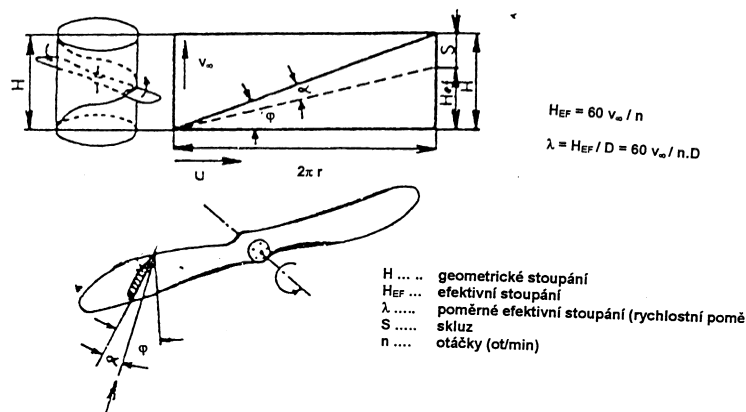
081 07 03 02, 081 07 03 03) AC

Geometrické charakteristiky vrtule určují její tvar. Příklad dvoulisté vrtule je na obr.082-04.



Obr. 082 - 04 : Geometrické charakteristiky vrtule

Geometrické stoupání vrtule je šroubový posuv vrtule ve směru osy otáčení, o který by se vrtule posunula v ideálním případě za jednu otáčku. Protože úhly nastavení se mění v závislosti na vzdálenosti od osy otáčení, zavádí se tzv. vztahový poloměr, který je obvykle 0,75 R. Stoupání profilu na tomto poloměru potom nazýváme střední geometrické stoupání (obr.082-05). Skutečný posuv vrtule za jednu otáčku udává tzv. efektivní stoupání, které převedením na bezrozměrné poměrné parametry určuje tzv. *rychlostní poměr vrtule 1*.

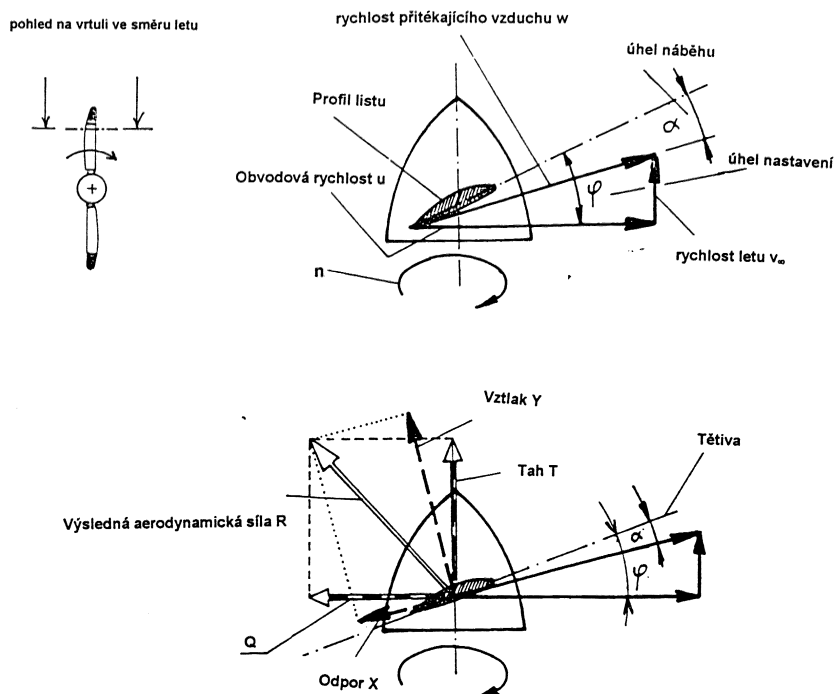


Obr.082 - 05 : Stoupání a rychlostní poměr vrtule

2.1.3. Princip práce vrtule

(081 07 01 04, 081 07 01 02) AC

Svým principem práce je vrtule v podstatě otáčející se křídlo, na kterém v důsledku jeho obtékání vznikají aerodynamické síly, vztlak a odpor. Vezmeme např. levotočivou vrtuli (tj. vrtuli, která se z pohledu pilota ve směru letu otáčí doleva), na ní vybereme jeden profil a na něm vysvětlíme princip vzniku tahu (obr.082-06). Tětiva vybraného profilu svírá s rovinou disku úhel β , tzv. úhel nastavení.

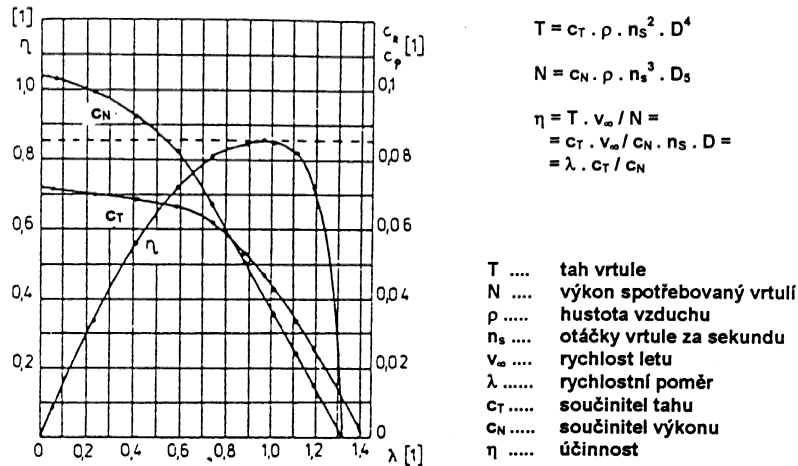


Obr. 082 - 06 : Princip práce vrtule

Na profil nabíhá vzduch pod úhlem náběhu, který je určen úhlem mezi výslednou rychlostí přitékající na profil na vybraném poloměru a jeho tětivou. Výsledná rychlost w je složena z rychlosti letu v_∞ a obvodové rychlosti v daném místě u . Otékaný profil se chová stejně, jako profil na křídle a vzniká na něm vztlak a odpor, které dohromady dávají výslednou aerodynamickou sílu R . Tuto sílu obecného směru je nutné rozložit do dvou složek, kolmé na rovinu disku - tah T a sílu působící v rovině disku - odpor v rovině disku Q .

Tah celé vrtule je dán součtem příspěvků od jednotlivých profilů. Je nutné poznamenat, že velmi často (a i zde) je zanedbáván vliv indukovaných rychlostí v důsledku konečného poloměru vrtulového listu. Kroučící moment motoru musí překonat moment všech odporů Q v rovině disku. Protože výkon motoru je zcela obecně určen součinem kroučícího momentu a otáček (úhlové rychlosti otáčení), je i výkon spotřebovaný vrtulí na vyvození tahu závislý na následujících faktorech : na velikosti síly Q na každém listu, počtu listů a otáčkách vrtule. Účinnost vrtule je poměr výkonu tahové síly (součin tahu a rychlosti letu) a spotřebovaného výkonu na vyvození tahu.

Vyjádříme li tah a výkon ve formě obdobné pro určení aerodynamické síly v závislosti na bezrozměrných součinitelích, dostaneme vztahy uvedené na obr. 082-07, kde je uveden rovněž průběh součinitele tahu, výkonu a účinnosti v závislosti na rychlostním poměru. Bezrozměrní součinitelé, tak jako u aerodynamických sil, vyjadřují vliv „tvaru“ vrtule a charakteru jejího obtékání.

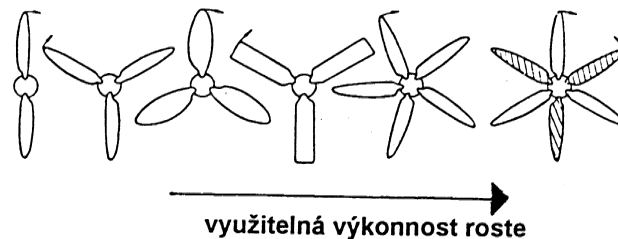


Obr. 082 - 07 : Aerodynamické charakteristiky vrtule

Celkově je snahou získat vrtuli o co největším tahu a vysoké účinnosti, tj. s co nejmenším výkonem spotřebovaným pro vyvození tahu. Zvýšení tahu je možné dosáhnout několika způsoby :

a.zvětšením průměru vrtule se sice zvýší tah (dvojnásobným zvětšením průměru se zvětší plocha disku čtyřikrát a tah šestnáctkrát), ale spotřebovaný výkon vzroste dvacetpětkrát a účinnost klesne.

b.zvětšení počtu listů zvýší stejným poměrem tah i spotřebovaný výkon, takže účinnost se nezmění. Toto je cesta, jak při stejné účinnosti přenést vyšší výkon a získat větší tah (obr.082-08).



Obr. 082 - 08 : Vliv štíhlosti a počtu listů na výkon

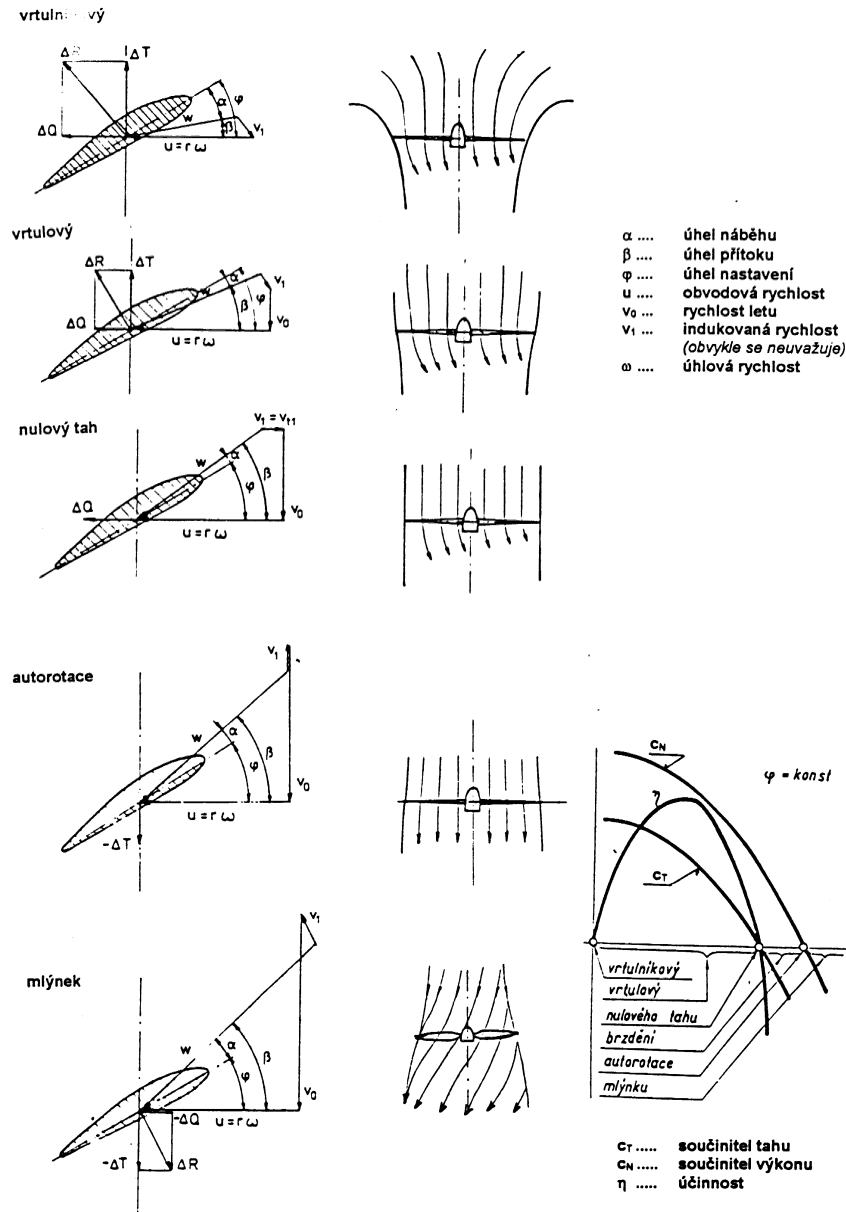
c.zvyšování otáček přinese zvětšení tahu i výkonu, navíc hrozí, že se špičky vrtulových listů dostanou při obtékání vysokými rychlostmi do oblastí vlivu stlačitelnosti, kde následuje ztráta účinnosti a třesení vrtule. Do oblastí kritických Machových čísel se mohou dostat i košenové profily, zejména dřevěných vrtulí, kde z pevnostních důvodů jsou používány tlusté profily.

d.zlepšení aerodynamických vlastností profilu je nejlepší cestou ke zvýšení tahu a účinnosti. Zkroucením vrtulového listu se dosáhne toho, že alespoň při jedné dopředné rychlosti pracují téměř všechny profily vrtulového listu pevně vrtule na úhlu náběhu, při kterém je klouzavost maximální. Při změně rychlosti letu se poměry změny a účinnost vrtule klesne. Proto se rozšířilo použití stavitelných vrtulí.

2.1.4. Režimy práce pevné vrtule

(081 07 02 01) AC

Problémem při obtékání vrtulových listů je závislost úhlu náběhu na rychlosti letu a otáčkách vrtule. Změnou rychlostního poměru (tj. prakticky zejména změnou rychlosti letu) se mění jak podmínky obtékání vrtulového listu (úhel náběhu klesá), tak i tvar vrtulového proudu. Jednotlivé charakteristické režimy práce pevné vrtule jsou na obr. 082-09.



Obr. 082 - 09 : Režimy práce pevné vrtule

Při nulové dopředné rychlosti pracuje vrtule ve vrtulníkovém režimu. Vrtule pracuje na místě, dopředná rychlost je nulová. Tah je obvykle velmi vysoký, ale velký je i spotřebovaný výkon, protože vrtulové listy jsou obtékány pod velkým úhlem náběhu (často dochází i k odtržení proudu) a vytvářejí tak velký odpor proti otáčení.

Práci vrtule za letu odpovídá vrtulový režim. Vrtule pracuje na menších úhlech náběhu a v jednom bodě je její účinnost největší. Tento bod leží na křivce v oblasti, která přísluší režimu letu, pro který je letoun určen (stoupání, cestovní let, let maximální rychlosti ...)

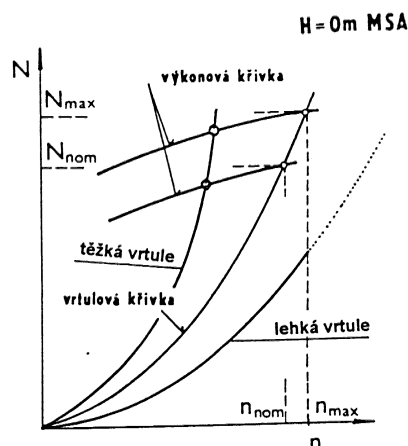
Dalším zvýšením rychlosti letu se dosáhne takového úhlu náběhu, že výsledný tah je nulový. Přitom je potřeba motorem překonávat kroučící moment, vrtule tedy brzdí, ale spotřebovává výkon. Další snížení úhlu náběhu, tj. zvýšením rychlosti letu, přináší vznik obráceného tahu, vrtule spotřebovává výkon na brždění.

V režimu autorotace vrtule brzdí, ale nepotřebuje žádný výkon od motoru. Vrtulový proud není nijak zkroucen. Při dalším zvýšení rychlosti začne vrtule přeměňovat kinetickou energii proudu vzduchu tekoucího skrz vrtulový disk na mechanickou práci. Vrtule brzdí a protáčí motor. Zejména na letounech s pevnou vrtulí je nutné při strmých letech dbát na provozní omezení motoru, které by mohlo být působením mlýnkového režimu snadno překročeno. Na druhou stranu je možné tento režim využít ke spuštění motoru za letu.

2.1.5. Pevné a stavitelné vrtule

(081 07 01 03, 081 07 03 00) AC

Velikost výkonu, který je motor, při určitém nastavení plynové páky, schopen předat v závislosti na otáčkách nazýváme vnější charakteristikou, někdy také výkonovou křivkou. Podle polohy plynové páky (resp. páky ovládní motoru), rozlišujeme potom různé režimy práce motoru, jako maximální vzletový, maximální trvalý (nominální), stoupací, cestovní atd. Pevná vrtule je schopna využít maximální výkon motoru pouze při jedné otáčkách, protože výkon, který spotřebuje vrtule, strmě roste v závislosti na otáčkách (tzv. vrtulová charakteristika) a protíná výkonovou křivku v jednom bodě (obr.082-10).

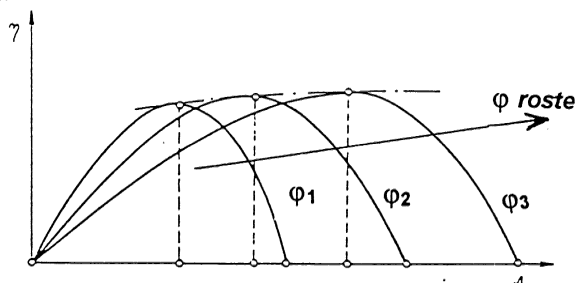


Obr. 082 - 10 : Výkonová a vrtulová křivka

Tyto otáčky si motor a pevná vrtule za letu stále vzájemně udržují, kdyby se z nějaké příčiny otáčky vrtule a motoru snížily, převyší výkon dodávaný motorem výkon spotřebovaný vrtulí a přebytek výkonu zrychlí na původní otáčky. Naopak, při zvýšení otáček nedostatek výkonu otáčky snižuje.

Pevná vrtule se obvykle navrhuje tak, aby při maximální rychlosti spotřebovala právě nominální výkon, dodávaný motorem. To je možné jen při velkém úhlu nastavení vrtule. Při menších rychlostech je ale úhel náběhu profilů listu takové vrtule příliš velký, z čehož plyne velký odpor, který motor není schopen překonat a roztočit se na větší otáčky. Mluví se tak o „těžké“ vrtuli. Naopak pevná vrtule navržená pro letoun se strmým stoupáním nebo krátkým vzletem, má úhel nastavení malý, aby i při nízkých rychlostech pracovaly profily na optimálním úhlu náběhu. Při vyšších rychlostech se ale úhel náběhu sníží tak, že vrtule dosáhne velmi brzo limitních otáček motoru (plynoucích z požadavků na pevnost a mazání motoru), vrtule tzv. „přetáčí“ a nevyužije nominální výkon motoru. Takové vrtuli se říká „lehká“.

Pro rovnoměrné využití výkonu a odstranění výše uvedených nedostatků, byly postupně pevné vrtule téměř nahrazeny stavitelnými. Účinnost stavitelné vrtule je potom dána rozsahem stavění, t.j. mezi malým (jemným) a velkým (hrubým) úhlem nastavení. Stavitelná vrtule v tomto rozsahu pokrývá práci celé rodiny pevných vrtulí (obr. 082-11).



Obr. 082 - 11 : Účinnost stavitelné vrtule

Při větších změnách rychlosti např. v akrobacii, by pilot nebyl schopen stále přestavovat vrtuli na nejvýhodnější úhel nastavení a tak vznikly vrtule stálých otáček. Tyto vrtule jsou schopny pomocí regulátoru udržovat nastavené otáčky (které pilot předvolí ovladačem stavění vrtule pro daný režim letu), a to takto :

a. když vzroste rychlost letu, otáčky vrtule se zvýší, neboť se sníží úhel náběhu, vrtule se odlehčí. Regulátor vrtule zareaguje tak, že zvětší úhel nastavení, čímž vzroste úhel náběhu a otáčky vrtule se upraví na nastavenou hodnotu.

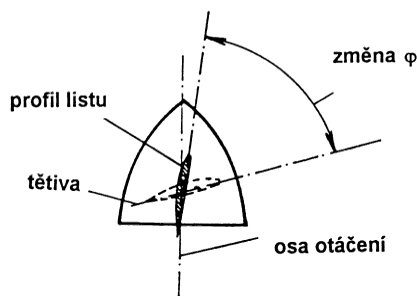
b. když rychlost letu klesne, tak se otáčky vrtule sníží, neboť se zvětší úhel náběhu. Regulátor zmenší úhel nastavení a tím se zmenší úhel náběhu, vrtule se odlehčí a otáčky se upraví na nastavenou hodnotu.

Při změně polohy ovladače stavění vrtule se předvolí jiné otáčky, které budou zase regulovány samočinně. Tato změna samozřejmě s sebou přinese i změnu tahu motoru. Např. při přestavení vrtule ovladačem na nejjemnější úhel nastavení před přistáním, je nutné počítat s tím, že zmenšení úhlu náběhu vrtule přinese pokles tahu, což se projeví zabrzděním letounu. Naopak předvolení hrubého úhlu nastavení zvýší tah vrtule.

2.1.6. Praporování a brzdění

(081 07 02 01, 02) AC

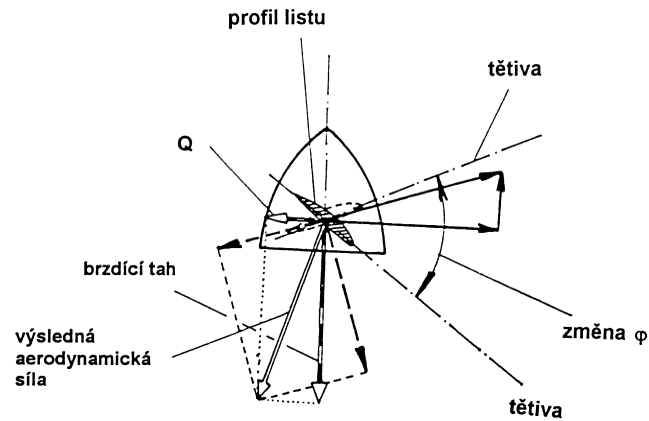
Dojde li za letu k vysazení motoru vícemotorového letounu, je nutné zajistit, aby zastavená, nebo protáčející se vrtule, nevytvářela příliš velký odpor. Chybějící tah nepracujícího motoru spolu s odporem zastavené (nebo v režimu mlýnku se otáčející) vrtule by způsobil značné snížení výkonů letounu, a kromě toho by nesymetrie tahu a odporu na levé a pravé polovině křídla mohla ovlivnit letové vlastnosti letounu do té míry, že by se stal neřiditelný. Proto jsou vícemotorové letouny velmi často vybaveny vrtulami, které mají možnost přestavět se do polohy minimálního odporu (obr.082-12), tzv. **praporu**.



Obr. 082 - 12 : Přestavení vrtule do polohy prapor

Protože mylné zaprporování pracujícího („živého“) místo zastaveného motoru znamená okamžité nebezpečí letecké nehody s fatálními následky, bývá přestavení vrtule do praporu blokováno na ovladači vrtule. Pro přestavení vrtule do praporu je nutné překonat určitý odpor nebo odstranit záračku na ovladači.

Pro zkrácení dojezdu po dosednutí při přistání se používá **reverzu vrtule**. To je poloha nastavení vrtulových listů na záporný úhel nastavení, při kterém listy vrtule poháněné motorem vyvozují záporný tah (obr.082-13) a brzdí. Tento způsob brzdění je velmi účinný, snižuje délku dojezdu až o 40%. Na rozdíl od zaprporování se k přestavení vrtule do reverzu používá obvykle páky ovládání motoru, a to jejím zatažením přes odpor nebo záračku za polohu, která odpovídá volnoběhu.



Obr. 082 - 13 : Brždění v poloze reverz

Zejména turbovrtulové letouny bývají vybaveny možností nastavit vrtuli za letu na velmi malé úhly nastavení pro režim sníženého tahu, někdy zvaného též „*b režim*“. Tah vrtule je v tomto režimu nižší, než při volnoběhu a umožňuje u turbovrtulových letadel zachovat před přistáním dostatečné otáčky motoru pro pohon agregátů i pro možnost rychlého zvýšení výkonu při případném opakování při přerušeném přistání. Vzhledem ke změnám tvaru a rotace vrtulového proudu použití režimu sníženého tahu může ovlivnit letové vlastnosti letounu, zejména snížit jeho stranovou stabilitu a říditelnost.

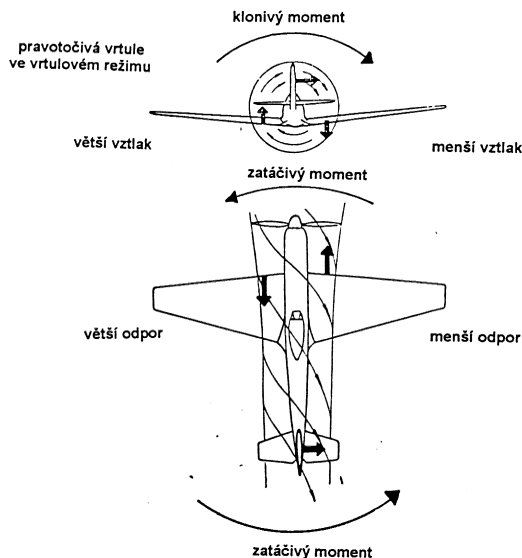
2.2.Vliv pracující vrtule na aerodynamické charakteristiky letounu

2.2.1.Vliv vrtulového proudu

(081 07 04 03) AC

(081 04 06 01) ACP

Proud vzduchu za pracující vrtulí je, kromě režimu autorotace, šroubovitě stočený. To způsobuje nesymetrické obtékání letounu nebo jeho částí, umístěných za vrtulí (obr.082-14).



Obr. 082 – 14 : nesymetrické obtékání letounu vlivem vrtulového proudu

V případě letounu s pravotočivou vrtulí pracující ve vrtulovém režimu se bude projevovat šroubovitě stočení vrtulového proudu zvýšením úhlu náběhu v kořenové oblasti levého křídla a snížením ve stejné oblasti na pravém. Tím vznikne nesymetrické rozložení součinitele vztlaku, které způsobí snahu letounu klonit na pravé křídlo. Tento moment bude ještě zvýrazněn působením bočné síly na svislé ocasní ploše, která není vlivem vrtulového proudu obtékána symetricky, ale pod určitým úhlem. Takto vzniklý klonivý moment nebývá velký, pouze se může negativně projevit v chování letounu při přetažení při plném výkonu motoru. Zvýraznění jeho působení může nastat při vysunutých vztlakových klapkách.

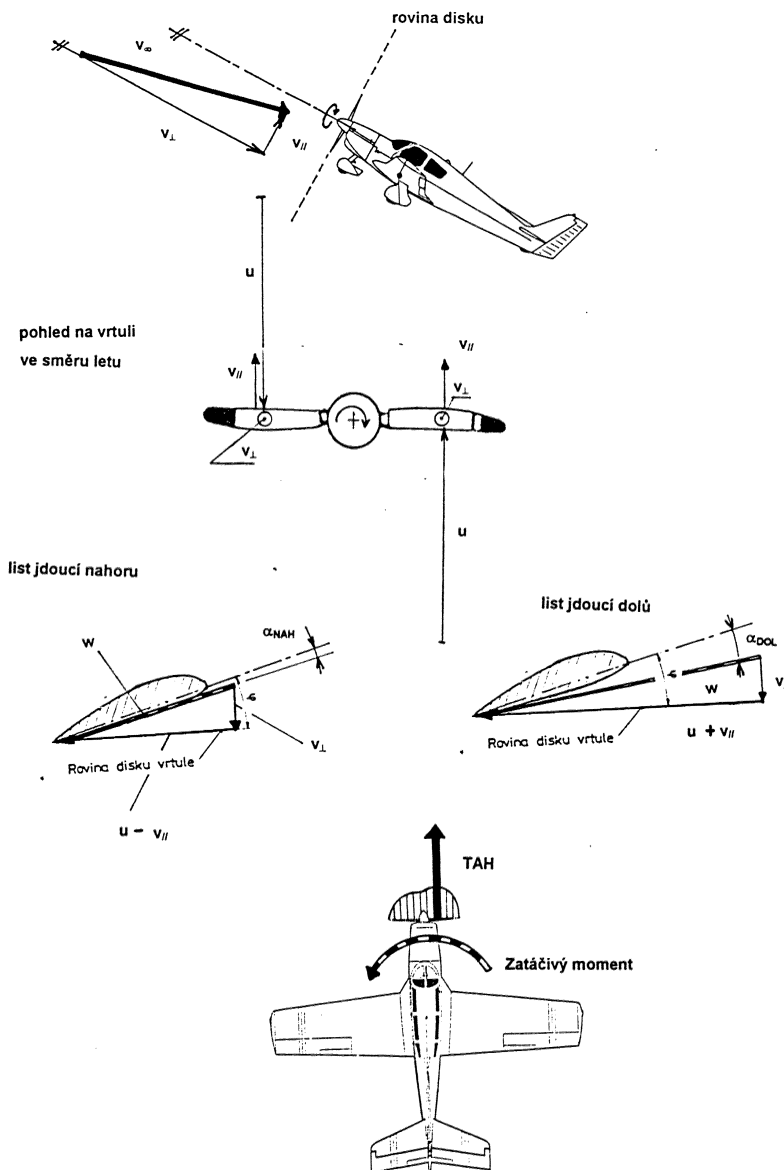
Z nesymetrie vrtulového proudu má největší vliv vznik síly na svislých ocasních plochách, která vyvolá zatáčivý moment , v našem případě doleva. Další zatáčivý moment vznikne z důvodů rozdílného odporu v kořenové části na levém a pravém křídle, (větší úhel náběhu na levém a menší na pravém), který se projeví také zatáčením doleva.

Vliv nesymetrie vrtulového proudu se projeví v závislosti na režimu letu a práce vrtule. Největší je při velkých úhlech náběhu (malých rychlostech letu) a plném výkonu motoru. Je třeba vzít v úvahu, že vlivem pravotočivé vrtule, pracující v mlýnkovém režimu, se bude projevovat zatáčivý moment doprava.

2.2.2. Vliv rozdílného úhlu náběhu vrtule

(081 08 02 06, 081 05 03 02) AC

U pracující vrtule se projeví při letu na větších úhlech náběhu nebo při letu s vybočením vliv rozdílného úhlu náběhu na dopředu postupujících a vzad ustupujících listech vrtule (obr.082-15). V anglosaské literatuře tento vliv bývá nazýván *p-faktorem*. Je třeba upozornit, že v obrázku je změněno v řezu listu měřítko rychlosti v_{\perp} oproti bokorysu letounu, a to z důvodu lepší názornosti.



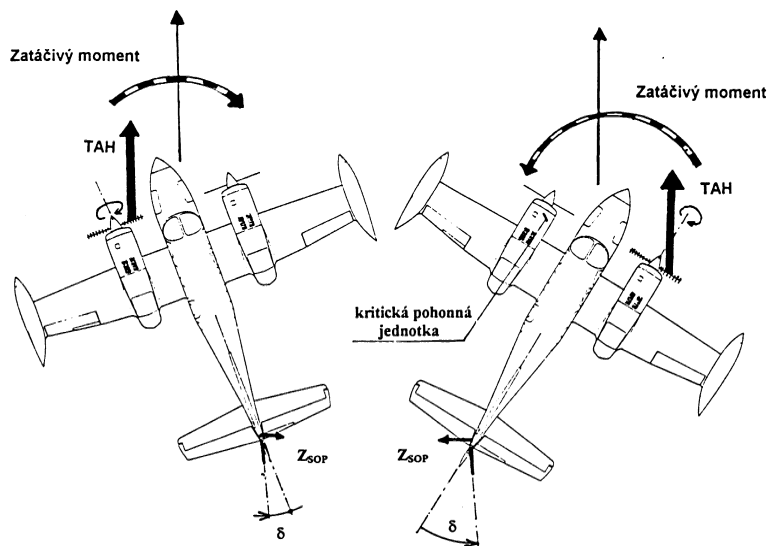
Obr. 082-15 : Nesymetrie obtékání vrtule

Při strmém stoupání letounu s pravotočivou vrtulí se vlivem nesouososti vrtulového disku a vrtulového proudu zvětší úhel náběhu na listu jdoucím dolů, naproti tomu se zmenší na listu, jdoucím nahoru. V důsledku toho na listu jdoucím dolů vznikne větší tah, než na listu jdoucím nahoru. Působíště výsledného tahu je posunuto doprava vůči ose otáčení vrtule a tak způsobuje zatáčivý moment doleva.

Popsaný účinek má rozhodující vliv při letu vícemotorového letounu při vysazení jednoho z motorů. Projevuje se i v akrobacii, kdy např. letoun s levotočivou vrtulí bude velmi obtížně provádět souvrat doleva na výkonu motoru, zatímco doprava zatáčivá moment od vrtule napomáhá zatočení letounu kolem kolmé osy.

Vliv zešikmení proudu na svislé ocasní ploše a nesymetrie obtékání vrtule je jedním z rozhodujících faktorů při určování kritické pohonné jednotky vícemotorového letounu. **Kritická pohonná jednotka** je ta, jejíž vysazení má v uvažovaném případě nejnepříznivější účinek na charakteristiky letadla. Z hlediska změny

letových vlastností je to v případě vzletu a cestovního letu u letounu s levotočivými vrtulemi pravá pohonná jednotka, u pravotočivých levá (obr.082-16).



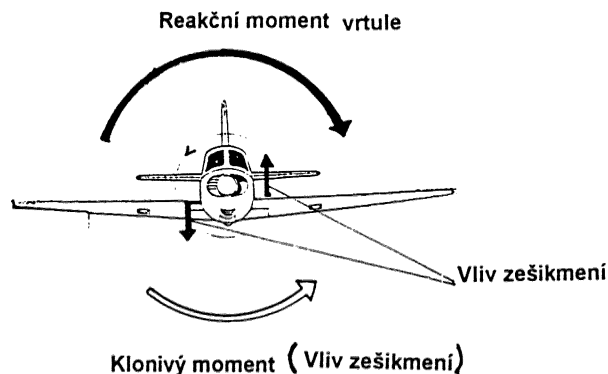
Obr. 082 – 16 : Kritická pohonná jednotka

Vliv vybočení letounu při jednomotorovém letu se projeví rovněž nesymetrií obtékání vrtule, která vyvolá nepřilíš znatelný klonivý moment, na kritické pohonné jednotce působící ve smyslu „na ocas“.

2.2.3.Reakční moment vrtule

(081 07 04 00, 081 07 04 01) AC

Motor pohánějící pravotočivou vrtulí se podle zákona a reakce snaží otáčet letounem obráceně, tj. naklánět ho levým křídlem dolů (obr. 082-17). Motor s levotočivou vrtulí způsobuje opačný vliv. Tento moment je částečně kompenzován účinkem zešíkmení vrtulového proudu, zbytek je vyrovnán pilotem nepatrným vychýlením křídélek.



Obr. 082 – 17 : Reakční moment vrtule

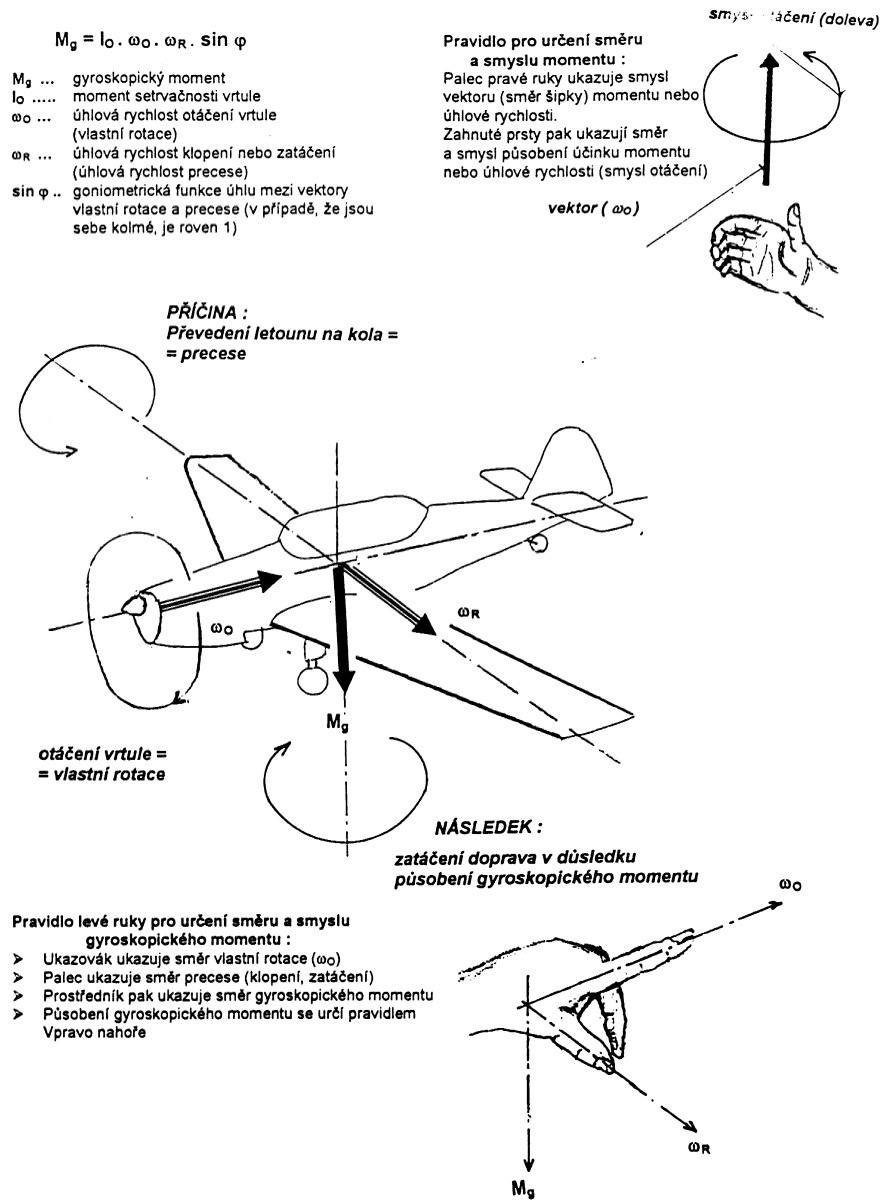
Výrazně se reakční moment projeví v řízení letadla při náhlém zvýšení výkonu, zejména při letu malou rychlostí, např. při prudkém přidání plynu při přistání ve fázi vyrovnání a podrovnání, kdy nepodchycení působení reakčního momentu pilotem by mohlo vést i k letecké nehodě.

2.2.4.Gyroskopický moment vrtule

(081 07 04 02) AC

Otáčející se vrtule se v jistých ohledech chová jako setrvačnick, jehož chování lze popsat poměrně složitou teorií. Zjednodušeně platí, že když letoun zatačí nebo se klopí kolem příčné osy, vzniká v důsledku rotující hmoty (vrtule) gyroskopický moment, ovlivňující jeho chování a zatěžující konstrukci. Tento moment

nevzniká, jestliže se letoun kloní kolem své podélné osy. Příklad působení gyroskopického momentu je na obr 082-18.



Obr. 082 – 18 : Vznik gyroskopického momentu

Pro rychlé mechanické posouzení působení gyroskopického momentu slouží schéma na obr. 082-19. Velikost gyroskopického momentu závisí na velikosti úhlových rychlostí vrtule a pohybu letounu, kromě toho i na momentu setrvačnosti vrtule. Se zvětšujícím se průměrem vrtule a zvětšením hmotnosti se gyroskopický moment zvětšuje. Působení gyroskopického momentu je nutné zvládnout aerodynamickými silami v řízení, proto se více projeví při menších rychlostech letu, kdy řízení není tak účinné a k jeho vyrovnání je třeba velkých výchylek v řízení.

Gyroskopický moment rovněž zatěžuje konstrukci letounu, jednak zvětšením namáháním některých jeho částí (např. motorové lože), tak i proměnným zatížením. Vzniká tedy nebezpečí chvění konstrukce letounu.

Je třeba zdůraznit, že působení gyroskopického momentu není omezeno pouze na letouny s vrtulovým pohonem, ale že gyroskopický moment vzniká i proudového motoru, jako odezva na rotující části motoru. Protože ale moment setrvačnosti turbíny je daleko menší, než vrtule, neprojevuje se tak výrazně.

2.2.5. Vliv vrtulového proudu na aerodynamické charakteristiky letounu (081 07 04 03, 04) AC

Vrtulový proud letounu klasické koncepce (motor vepředu, klasické ocasní plochy /OP/), ovlivní obtékání OP, zejména vodorovné OP. Vodorovná ocasní plocha je obtékána pod jiným úhlem náběhu, než přísluší křídlu i s opravou o úhel zešikmení za ním, čímž může dojít k změnám říditelnosti v závislosti na výkonu motoru. Větší vliv má změna dynamického tlaku v místě OP, kde vlivem vrtulového proudu může být tlak i větší, než přísluší dynamickému tlaku v nerušeném proudu.

Významně ovlivňuje vrtulový proud chování kluzáku při jeho vleku za motorovým letounem, zejména při vzletu.

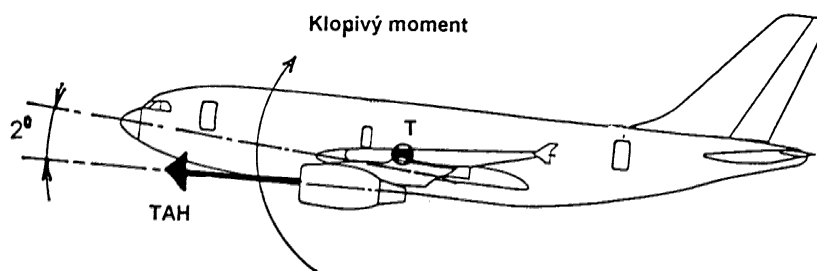
2.3. Vliv proudových motorů

2.3.1. Gyroskopický a reakční moment

Rotující části proudového motoru způsobují reakční moment a gyroskopický moment, působící na letoun shodně jako u vrtule. Jejich působení není ale příliš znatelné.

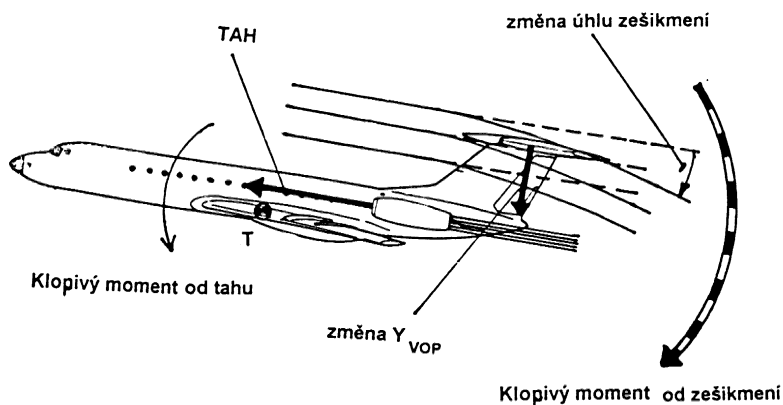
2.3.2. Vliv umístění motoru

Umístění motoru v trupu letounu neovlivňuje, kromě výše uvedených, letové vlastnosti letounu. Jinak je tomu v případě jejich umístění na pylonech pod křídlem (obr. 082-20). Protože motory jsou zavěšeny pod těžištěm, působí jejich tah k němu klopivým momentem ve smyslu „na ocas“. Motory bývají zavěšeny tak, že jejich osa je skloněna na vstupu do motoru mírně dolů, čímž se docílí zmenšení tíživosti v závislosti na tahu motoru.



Obr. 082 – 20 : Vliv proudových motorů na pylonech

Složitější je vliv motorů, umístěných v ocasní části trupu. Tah takto umístěných motorů způsobuje k těžišti klopivý moment ve smyslu „na hlavu“. Je to proto, že nositelka tahu (přímka, na které leží tah) prochází vždy nad těžištěm letounu. Umístěním motorů a zejména vlivem vysoké rychlosti výstupních plynů z výtokové trysky motoru, které s sebou strhávají okolní vzduch, je způsobena změna zešikmení proudu vzduchu na vodorovných ocasních plochách. To má za následek vznik přídavného klopivého momentu ve smyslu „těžký na hlavu“. Tento jev je zvlášť velký u OP v uspořádání T (obr.082-21).



Obr. 082 – 21 : Vliv motorů v zadní části trupu

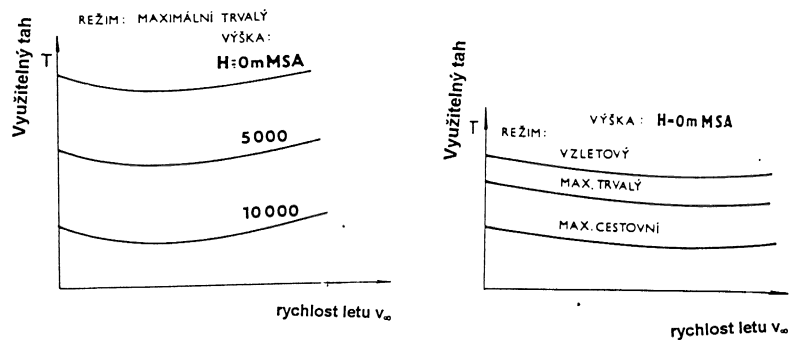
Zvětšení síly na VOP závisí na výkonu motorů. Při náhlém snížení výkonu naopak dochází k zmenšení klopivého momentu na ocas od zešikmení proudu, čímž je porušena podélná rovnováha letounu, který se v odezvě na tuto změnu má snahu klopit na hlavu. Vzhledem k tomu, že u některých typů letadel není možné výchylkou výškovky zcela obnovit ztracenou rovnováhu (přitažení výškovky nestačí eliminovat úbytek síly na VOP), může vzniknout velmi nebezpečná situace. Zvláště při přistání nesprávná manipulace s ovládáním motorů může přivodit tvrdé přistání nebo i leteckou nehodu.

2.4. Využitelný tah a výkon

Sílu, vyvozenou pohonnou jednotkou letounu, která mění hybnost letounu, nazýváme využitelným tahem. Využitelným výkonem je pak součin využitelného tahu a rychlosti letu. Každý druh pohonné jednotky má své charakteristiky, z hlediska mechaniky letu je to především velikost využitelného tahu a výkonu, kterou je schopna pohonná jednotka letounu přinést v závislosti na rychlosti letu, výšce letu a režimu práce motoru. Zvýšení teploty a snížení tlaku okolního vzduchu (snížení hustoty) oproti podmínkám MSA vždy snižuje využitelný tah a výkon všech druhů pohonných jednotek.

2.4.1. Proudový pohon

Využitelný tah pohonné jednotky tvoří přímo tah proudového motoru (nebo více motorů). Závislosti využitelného tahu na rychlosti v různých výškách letu a pro různé režimy práce motoru jsou na obr.082-22.

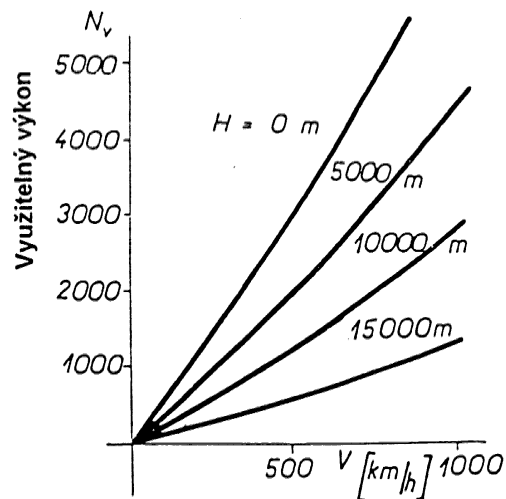


Obr. 082 - 22 : Využitelný tah proudového motoru

Rozdělení režimů práce motoru obecně charakterizuje práci motoru následovně :

- a. vzletový výkon : bývá maximální výkon motoru, většinou je časově omezen, provozní omezení motoru bývají v tomto režimu na horních mezích.
- b. maximální trvalý výkon (nominální) : bývá maximální výkon, který je motor schopen vyvinout bez časového omezení.
- c. cestovní výkon : bývá zhruba 75% nominálního výkonu motoru.

Výkon proudového motoru v závislosti na rychlosti letu je možné nahradit pro různé rychlosti letu soustavou přímk, procházejících počátkem (obr.082-23).

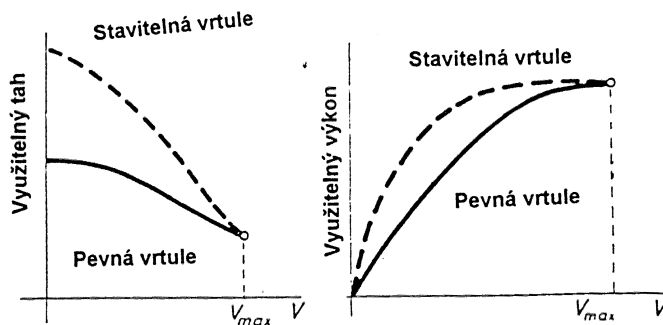


Obr. 082 - 23 : Využitelný výkon proudového motoru

2.4.2. Vrtulový pohon

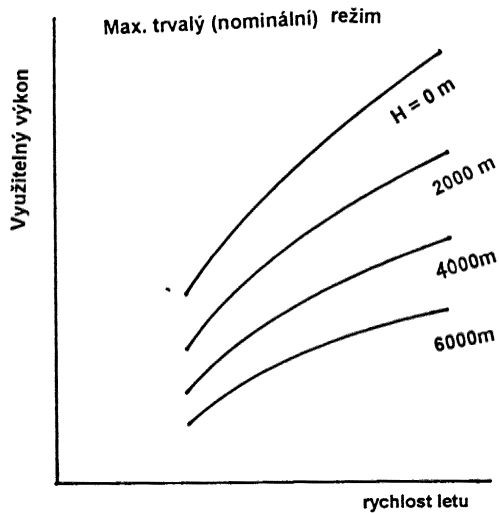
Pro pohon vrtule se využívá buď pístový nebo turbinový motor. Ten je vždy zdrojem výkonu potřebného k roztáčení vrtule, u turbinového motoru je určitá část tahu tvořena reakcí na plyny vystupující z výtokové trysky.

Pístový motor s vrtulí ztrácí svůj využitelný tah s rostoucí rychlostí. Srovnáme-li tentýž motor se stavitelnou a pevnou vrtulí, navrženou pro maximální rychlost, potom průběh bude mít charakter uvedený na obr.082-24, využitelný tah oproti proudovému motoru s rostoucí rychlostí poměrně rychle klesá.



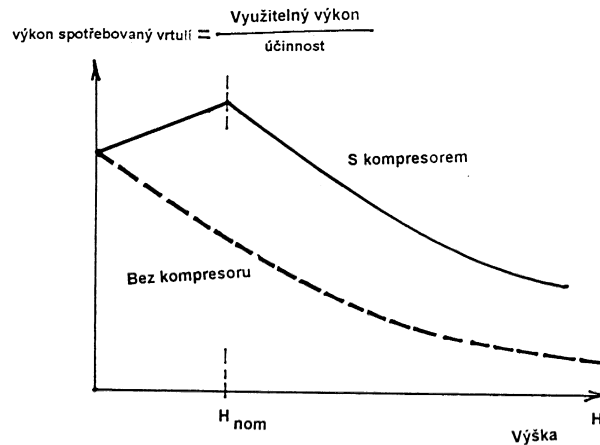
Obr. 082 - 24 : Využitelný tah pístového motoru s vrtulí

Pístový motor rovněž velmi rychle ztrácí svůj využitelný tah i s rostoucí výškou letu. Využitelný tah v závislosti na rychlosti letu pro různé výšky je na obr.082-25.



Obr. 082 - 25 : Využitelný výkon vrtulového motoru

Proto se často používají kompresory, které zvyšují výškovost motoru. Výška, ve které motor s kompresorem dosahuje maximálního výkonu, se nazývá nominální výška motoru (obr. 082-26).



Obr. 082 - 26 : Výškové charakteristiky pístového motoru

Turbovrtulové motory neztrácejí svůj využitelný tah s rychlostí tak strmě, jako motory pístové a rovněž jejich výšková charakteristika bývá lepší.

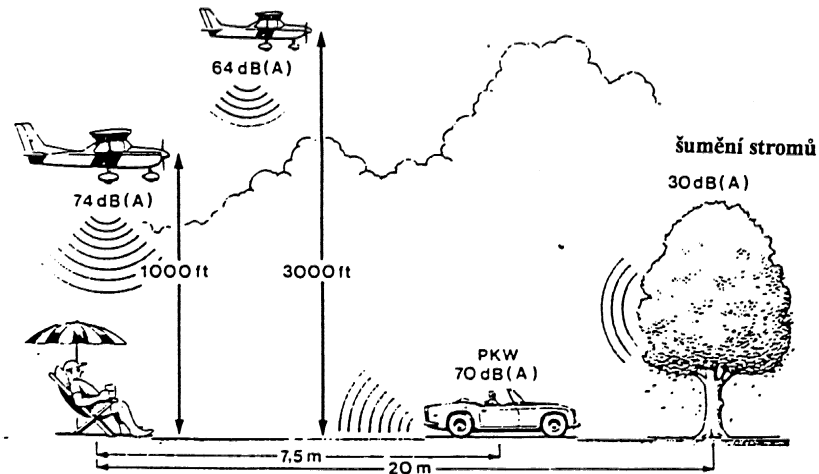
Pro úplnost je třeba se zmínit o názvu režimů práce motoru s vrtulí, bývají charakterizovány stejně, jako u proudového motoru, rozdíl je v přesnějším určení cestovního výkonu. Ten u pístového motoru bývá určen nejmenší specifickou spotřebou paliva.

2.5.Hluk

(081 07 03 04) AC

Jakási definice hluku praví, „že hluk je zvuk, který jde na nervy“. Z hlediska ochrany životního prostředí je hluk letadel velmi sledovanou záležitostí. Každý typ letadla je podroben hlukovému měření a je mu vydáno „Osvědčení hlukové způsobilosti“. Pro letadla jsou stanovovány postupy pro stoupání s co nejmenším hlukem při dodržení max. bezpečnosti letu a pro různá letiště jsou vyznačeny hlukové zóny.

Hluk (zvuk) způsobuje změna tlaku vzduchu, snímaná buď lidským uchem, nebo měřicími přístroji. Jeho intenzita se vyjadřuje v jednotkách „deciBell“ zkratkou dB. Pro představu o působení hluku různé intenzity je uveden účinek různých zdrojů na obr. 082-27.

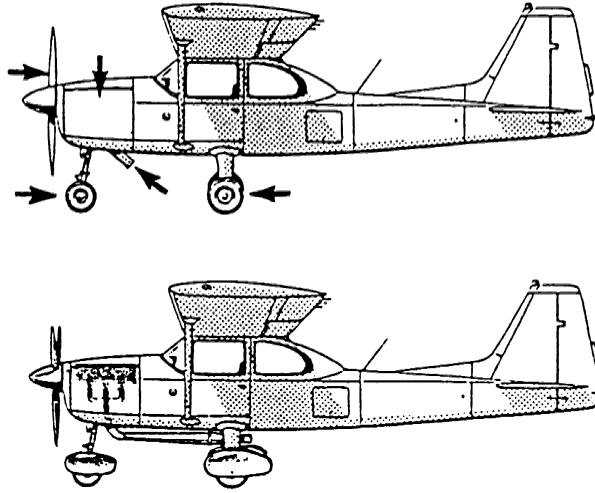


Obr. 082 – 27 : Hluk od různých zdrojů

Zdroje hluku na letounu s pístovým motorem jsou na obr. 082-28., včetně možnosti, jak ho snížit.

Zdroje hluku jsou především :

- motor: pohybující se části a výfuk
- drak letounu: víření vzduchu vznikající obtékáním různých částí letadla
- vrtule: špičky listů vrtule dosahují rychlostí blízkých rychlostí zvuku.



Obr. 082 – 28 : Zdroje hluku na letadle

Snížení hluku od vrtule lze docílit následujícími prostředky :

- úprava tvaru listu (profil, zešikmení, úprava konce listu)
- zvýšení počtu listů a zmenšení průměru vrtule
- snížením otáček vrtule.

3.Souřadnicové soustavy

(081 05 01 00, 081 05 01 01) AC

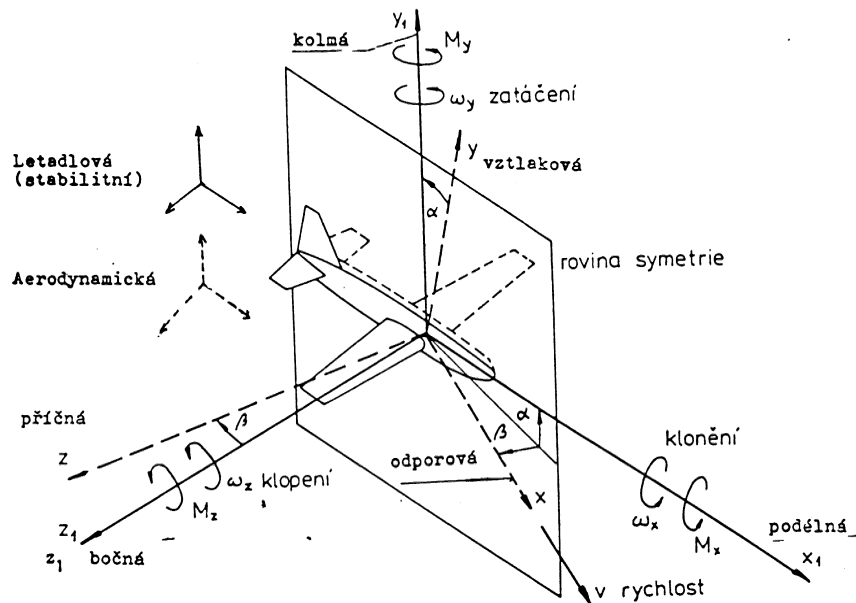
Definování souřadnicových soustav je velmi důležité pro popis pohybu a chování letadla. Existuje několik soustav, všechny soustavy jsou třírozměrné, pravoúhlé a pravotočivé. Z historických důvodů mohou být v různé literatuře jinak nazvané osy, nebo jinak orientované. Z mnoha souřadnicových soustav uvedeme následující.

3.1.Souřadnicová soustava zemská (nesená letadlem)

Počátek soustavy je v těžišti letadla, osa x a z je rovnoběžná se zemským povrchem, osa y je kolmá.

3.2.Souřadnicová soustava letadlová

Osy této soustavy jsou nehybně spojeny s letadlem, počátek je umístěn v těžišti. Osa x směřuje z hlediska pilota dopředu, osa y směřuje v rovině symetrie nahoru a osa z směřuje doprava a je kolmá na rovinu symetrie. Norma ISO, která je uváděná v JAR FCL, má osy x, y a z orientovány dopředu, doprava a dolů z pohledu pilota. Z důvodů toho, že v ČR bylo dosud ve veškeré literatuře zavedeno označení podle staré normy, není ani zde udělána výjimka. (obr. 083-01). Pohyby kolem os jsou popsány v obrázku.



Obr. 083 - 01 : Letadlová a aerodynamická souřadnicová soustava

3.3.Souřadnicová soustava aerodynamická

Počátek soustavy je v těžišti letadla. Osa x je orientována ve směru rychlosti letu.

3.4.Vzájemná orientace souřadnicových soustav

Aerodynamická souřadnicová soustava se vůči letadlové natáčí o dva úhly, úhel náběhu a úhel vybočení.

Letadlová souřadnicová soustava může být vůči zemské pootočena o úhel zemského podélného sklonu, úhel příčného sklonu a úhel azimutu.

Pro popsání letových výkonů stačí popsat v zemské souřadnicové soustavě pohyb počátku souřadnicové soustavy letadlové. Popis letových vlastností je složitější a je nutné uvažovat všechny SS.

4. Výkony v ustálených přímočarých letech

(081 08 01 00) ACP

Ustálený přímočarý let je let po přímkové dráze v rovině symetrie letadla s konstantní rychlostí. Přitom je uvažováno, že všechny pohonné jednotky jsou v činnosti. Na letoun v tomto režimu letu mohou působit pouze:

a. aerodynamické síly, popsané v předchozích kapitolách

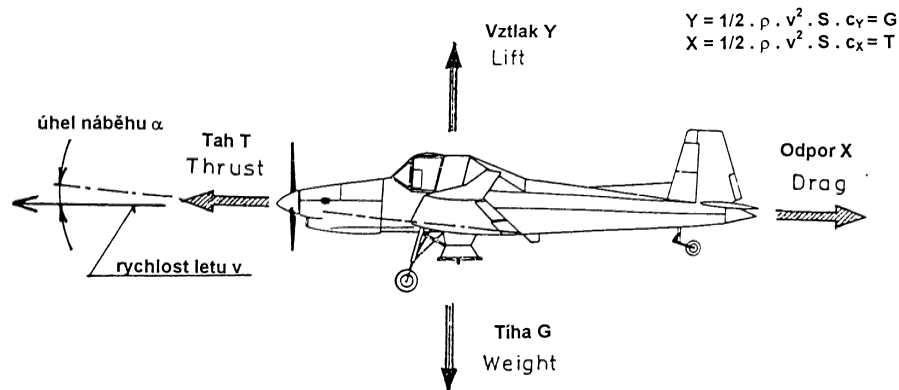
b. gravitace působící na každé těleso tíhovou silou, rovnou součinu hmotnosti tělesa a tíhového zrychlení

c. tah pohonných jednotek, a to podle druhu pohonu letounu tak, jak byl charakterizován v předchozích kapitolách.

4.1. Vodorovný přímočarý let

(081 08 01 01, 081 04 01 03) ACP

Pod tímto letem rozumíme ustálený let po přímkové dráze bez změny výšky. Platí pro něho rovnováha sil (výsledná síla je rovna nule), uvedená na obr.084-01. Zde jsou uvedeny i rovnice silové rovnováhy. Je třeba upozornit na to, že kromě silové rovnováhy musí být splněna i podmínka pro rovnováhu momentů. Podmínky pro její splnění jsou uvedeny v kapitolách o stabilitě a říditelnosti, nyní budeme předpokládat, že řízením letounu je jí dosaženo. Pro jednoduchost budeme považovat těžiště za působíště všech sil.



Obr. 084 - 01 : Rovnováha sil ve vodorovném přímočarém letu

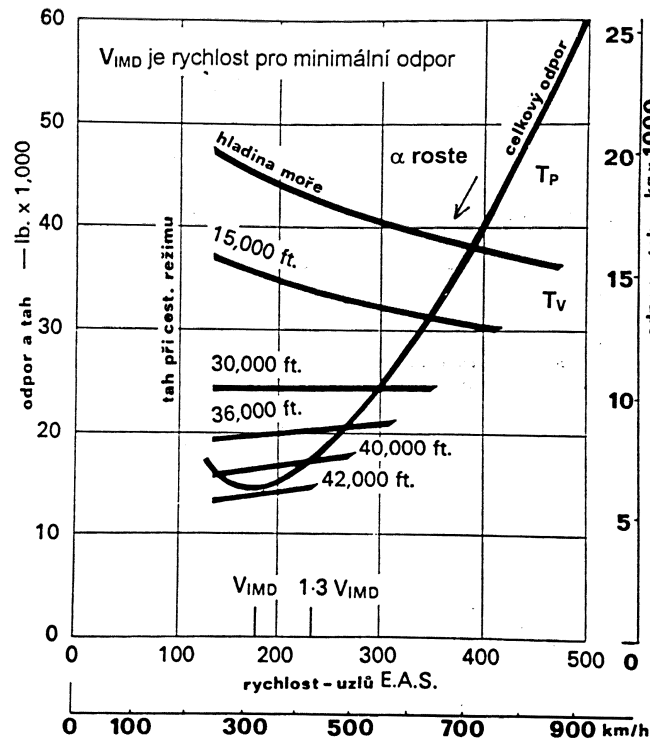
4.1.1. Rovnováha tahů a výkonů

(081 01 04 02) AC

(081 08 01 01) ACP

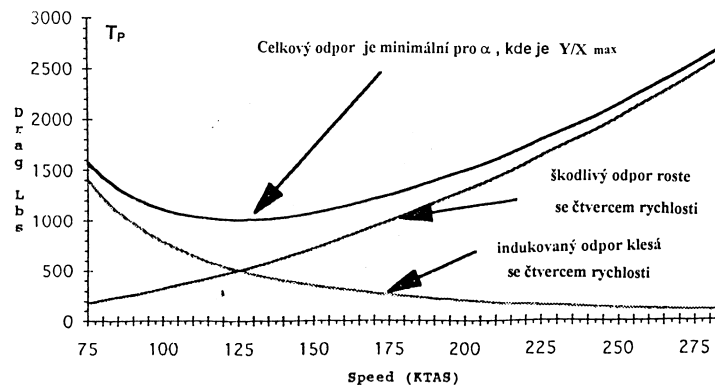
Aby letoun letěl v neměnné výšce, musí být při zvolené rychlosti letu na letounu vztlak velký jako jeho tíha. Letoun musí proto letět na určitém úhlu náběhu, při kterém je součinitel vztlaku právě správně velký. Tím je ale dán i součinitel odporu a tedy známe velikost síly odporu. Pro zachování podmínky rovnováhy sil pro vodorovný ustálený let musí pohonná jednotka vyvinout tah právě takto velký. Protože právě takto velký tah je potřeba pro splnění rovnováhy sil, nazýváme jeho velikost (velikost odporu) **potřebným tahem**. Přitom pohonná jednotka je schopna dát tah i několika násobně větší, než je potřebný. Tah, který může dát pohonná jednotka je využitelný tah (viz kapitola 2.)

Provede-li se tento postup pro různé zvolené rychlosti letu, dostáváme křivku potřebného (a případně i využitelného) tahu. V tomto diagramu lze dosti názorně sledovat jednotlivé druhy letu a vlivy změn hlavních parametrů (např. hmotnosti, výšky, výkonu pohonných jednotek atd.) Jsou-li křivky vyneseny v diagramu s nezávisle proměnnou dynamickým tlakem q , resp. rychlostí EAS, má to tu výhodu, že křivka potřebného tahu není závislá na výšce letu a je pro všechny výšky stejná (obr. 084-02). Vliv výšky se na ní projeví pouze prostřednictvím Machova čísla letu a bude uveden později.



Obr. 084 - 02 : Digram potřebného a využitelného tahu

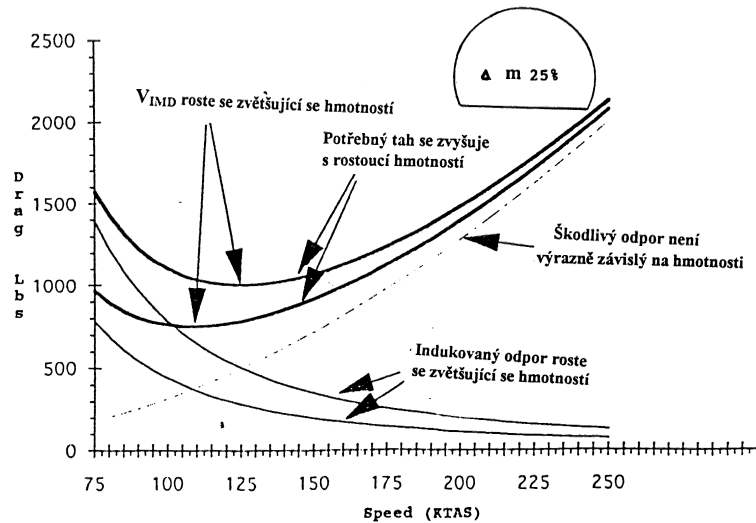
Křivka potřebného tahu je odvozena tedy z aerodynamické poláry. Použijeme rozdělení pro druhy odporu poněkud jiné, než bylo podáno v kapitole o fyzikálních příčinách vzniku jednotlivých druhů odporu, a to na *indukovaný odpor* a odpor ostatní (tvarový, třecí, interferenční křídla, trupu a všech ostatních částí letadla, který nazveme jako *škodlivý*). Křivka potřebného tahu bude složena z těchto dvou odporů při různých rychlostech a bude mít charakteristický tvar uvedený na obr. 084-03. Minimální odpor je v bodě, kdy jsou si škodlivý a indukovaný odpor rovné, ve vztahu k aerodynamické poláře tedy při úhlu náběhu, odpovídajícímu nejlepší klouzavosti.



Obr. 084 - 03 : Tvar křivky potřebného tahu

Tvar křivky, resp. poloha rychlosti, při níž je minimální odpor, závisí na konstrukci letadla. Současná dopravní letadla mají tuto hodnotu posunutou do vyšších rychlostí, tj. zhruba do rozmezí 1,6 až 1,7 minimální rychlosti letu v čisté konfiguraci.

Protože zejména u současných dopravních letadel dochází k značné změně hmotnosti za letu (viz následující tabulka), je nutné uvést vliv změny hmotnosti na křivku potřebného tahu na obr. 084 – 04.



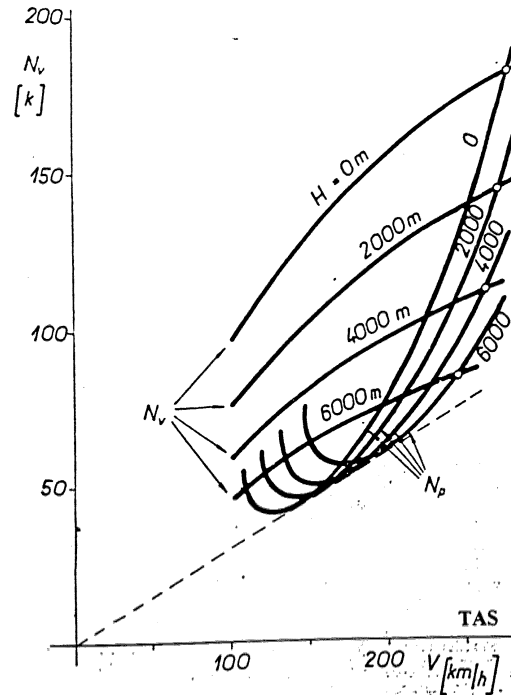
Obr. 084 – 04 : Vliv hmotnosti na křivku potřebného tahu

Tabulka pro srovnání změny hmotnosti jednotlivých kategorií letounů

hmotnosti jsou v kg	letoun kategorie TURISTICKÉ	letoun dopravní s pístovými motory	letoun dopravní s proudovými motory
max. vzletová hmotnost	2750	48 000	150 000
max. přistávací hmotnost	2750	40 000	105 000
max. množství paliva	450	15 000	70 000
max. platící zatížení (pro uvedené množství paliva)	350	11 000	24 000
max. možná změna hmotnosti při jednom letu	400	11 800	63 700
poměr max. a min.hmotnosti při letu	1,17	1,32	1,74

Změna křivky potřebného tahu je způsobena zvýšením úhlu náběhu pro dosažení vzlaku rovnému zvětšené hmotnosti. Z tabulky je vidět, že i během jednoho letu se výrazně může změnit hmotnost, a tedy jak výkony letadla (optimální cestovní hladiny, stoupavost, pádové rychlosti atd.), tak i jeho vlastnosti.

V některých úvahách je výhodnější než rovnovážný diagram tahů použít rovnovážný diagram rovnovážných výkonů, tj. potřebného a využitelného výkonu (obr. 084-05). Původ křivky využitelného výkonu byl popsán dříve v kapitole o vzniku tahu, potřebný výkon je odvozen z potřeby tahu pro každou rychlost následovně.



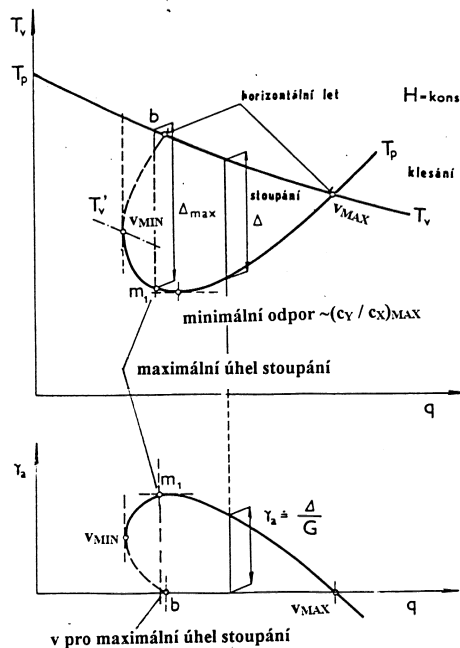
Obr. 084 - 05 : Rovnovážný diagram výkonů

Základní fyzikální úvahy definují práci jako součin síly a dráhy, po kterou síla na těleso působí. Výkon je potom určen množstvím práce, vykonaném za určitou dobu, tedy $T_P \cdot s / t$, přičemž s / t je rychlost. Pro letadla, vyrobená v USA, případně i další, která nemají charakteristiky uvedeny v jednotkách SI, je

$$\text{Výkon v koňských silách} = \text{hodnota odporu v librách} \cdot \text{KTAS} / 325$$

4.1.2. Použití diagramu rovnovážných tahů a výkonů

Význam diagramů ukážeme na diagramu potřebného tahu a výkonu pro vrtulový letoun, obr. 084-06.



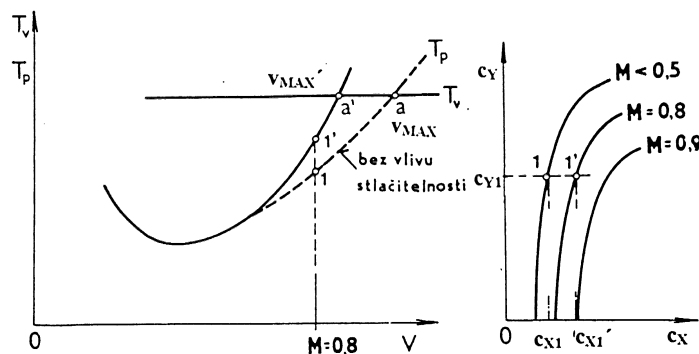
Obr. 084 - 06 : Použití rovnovážného diagramu

Křivka potřebného tahu se protíná obecně s křivkou využitelného tahu ve dvou bodech, kdy je dosaženo při nastaveném režimu motoru rovnováhy pro ustálený přímočarý horizontální let, tedy $T = X$. Jedním bodem je let při malém úhlu náběhu, který odpovídá letu maximální rychlostí (bod v_{MAX}) pro nastavený režim motoru. Druhý bod (bod b) je při velkém úhlu náběhu, v uvedeném případě, kdy je nastavený vysoký režim motoru, větší než kritický. Kritický úhel náběhu má letoun v bodě označeném v_{MIN} , proto je oblast mezi ním a bodem b vyznačena čárkovaně. Je patrné, že v uvedeném případě je dosaženo minimální rychlosti při stoupání, tj. s přebytkem využitelného tahu.

Přebytek tahu, který je mezi rychlostmi minimální a maximální, je možné využít buď ke zrychlení horizontálního letu až na maximální rychlost, nebo pro ustálené přímočaré stoupání. Úhel stoupání je potom úměrný velikosti přebytku využitelného a potřebného tahu. Další možností je snížit režim motoru právě pro dosažení horizontálního letu rychlostí, při níž letoun právě letí.

4.1.3. Maximální rychlost v horizontálním letu

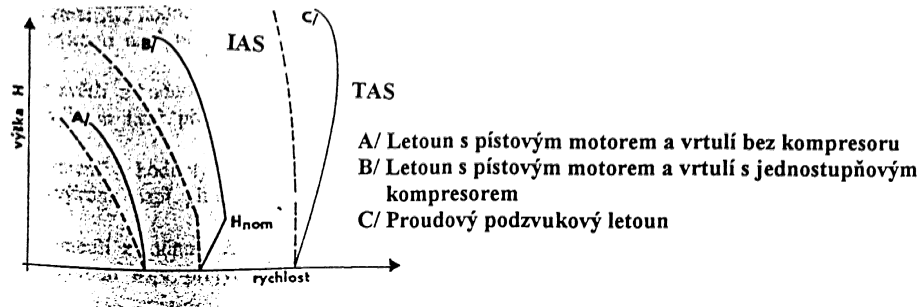
Max. rychlost v horizontálním letu je dána průsečíkem potřebného a využitelného tahu, resp. výkonu, při kterém je motor, nebo motory nastaveny na maximální trvalý tah. V aerodynamické poloze tomuto režimu odpovídá bod s nejmenším součinitelem odporu. U proudových dopravních letounů, je nutné uvážit vliv Machova čísla letu tak, jak je znázorněn na obr. 084-07.



Obr. 084 - 07 : Maximální rychlost v horizontálním letu letounů s proudovým motorem

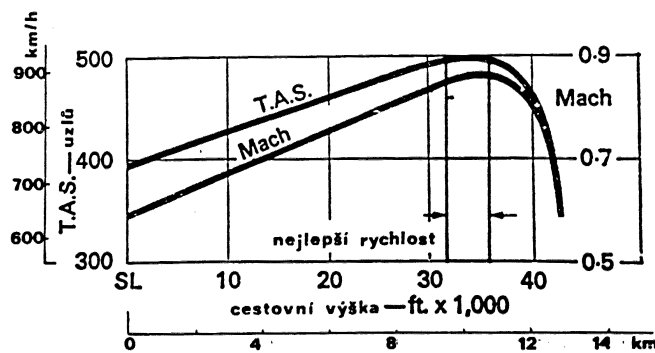
U naprosté většiny letounů není maximální rychlost v horizontu maximální rychlostí, znamenající nějaké omezení. Všechny letouny mají určitá omezení rychlosti nebo dynamického tlaku, případně Machova čísla. Tyto hodnoty se nesmí překročit, protože jinak by mohlo dojít k porušení konstrukce, ztrátě stability, říditelnosti apod. U moderních proudových letounů se maximální rychlost v horizontu, zejména při letech ve vysokých hladinách, velmi blíží některým omezením a je nutné jejich dodržení věnovat zvýšenou pozornost.

U letounů s pístovým motorem a vrtulí se velice projevuje snížení tahu s rostoucí výškou. Motor vybavený kompresorem ztrácí svou výkonnost až od určité výšky, zvané nominální. Průběh maximální rychlosti TAS s výškou je na obr. 084-08. Čárkovaně jsou vyneseny rychlosti IAS, která klesá vždy rychleji, a to i v rozsahu, kde TAS se zvětšuje.



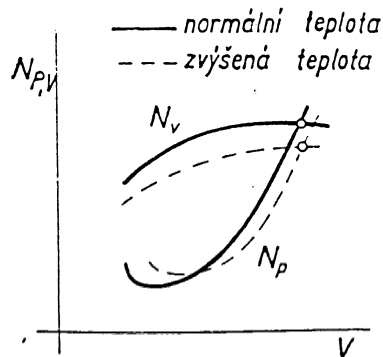
Obr. 084 - 08 : Maximální rychlost v horizontální letu v závislosti na výšce letu

U letounu s proudovým motorem sice klesá využitelný tah, ale potřebný vzhledem k TAS klesá rychleji, proto rychlost roste a je největší několik km pod hranici dostupů. Vlivem změny rychlosti zvuku s výškou se mění i hodnota Machova čísla letu tak, jak je na obr. 084 - 09.



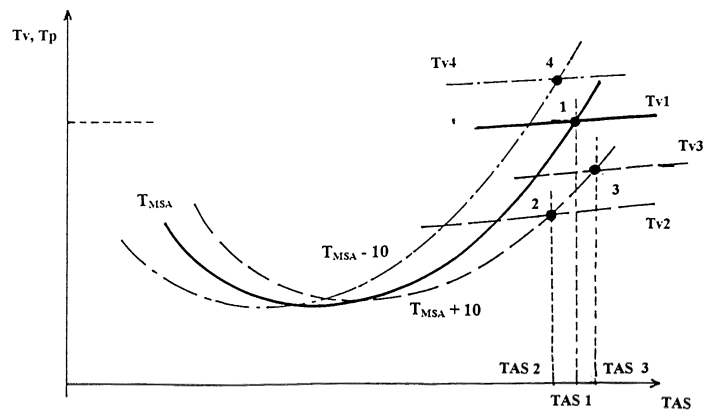
Obr. 084 - 09 : Vliv výšky letu na maximální rychlost v horizontu a Machovo číslo dopravního letounu

Ze všech provozních vlivů má největší vliv teplota okolního vzduchu. Zatímco u letounu s pístovým motorem se při zvýšení teploty na jedné straně sice snižuje využitelný výkon, ale na druhé straně i potřebný, takže výsledná změna není velká (obr.084-10), jinak je to u letounu s proudovým motorem.



Obr. 084 - 10 : Vliv teploty na maximální rychlost horizontálního letu letounu s pístovým motorem

Situaci znázorníme na obr. 084-11. Dopravní letoun letí ve výšce 10 000 m maximální cestovní rychlostí TAS 1 (bod 1 a křivka $T_V 1$). Když se změní teplota okolního vzduchu o $+10^\circ\text{C}$, tah motorů klesne přibližně o 5% a letoun se zpomalí na rychlost TAS 2 (bod 2 a $T_V 2$). Protože TAS klesla, a navíc zvýšením teploty se zvětšila rychlost zvuku, je výsledkem snížení M letu. Kromě toho se při zmenšení rychlosti zvýší úhel náběhu a letoun se tak přiblíží ke stavu přetažení, zvláště za působení turbulence spojené s vertikálními porvy. Aby se zachovalo M, je nutné zvýšit tah, a to na $T_V 3$ (bod 3.) Ustálený stav potom odpovídá letu se stejným M jako v bodě 1, rychlost je TAS 3. Jestliže tato možnost nejde provést, tak je nutné snížit výšku letu. Snížení teploty okolního vzduchu reprezentuje bod 4.

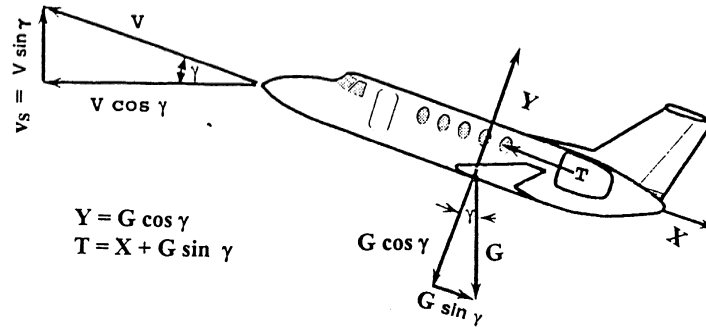


Obr. 084 - 11 : Vliv teploty na maximální rychlost horizontálního letu letounu s proudovým motorem

Vliv hmotnosti na maximální rychlost v horizontu není nijak velký, neboť ke změnám v křivce potřebného tahu dochází pouze při menších rychlostech. Znatelnější je pouze u zvláště přetížených letadel letících na hranici dostupů. Max. rychlost potom klesá, ovšem tento problém je méně významný ve srovnání se zhoršením ostatních faktorů, ovlivňujících let přetíženého letadla ve velkých výškách.

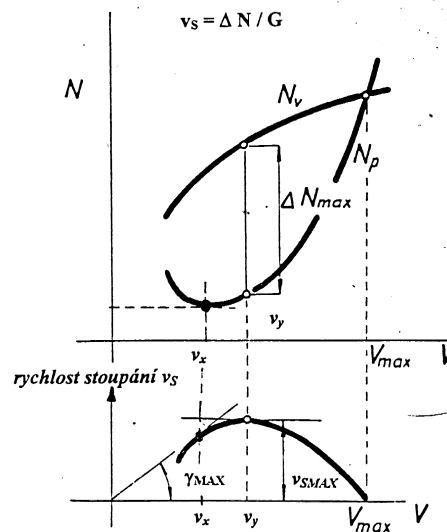
4.2. Stoupání a dostup

(081 08 01 02) ACP

Pro ustálený stoupavý let pod úhlem g , je nutná rovnováha sil uvedená na obr. 084-12.

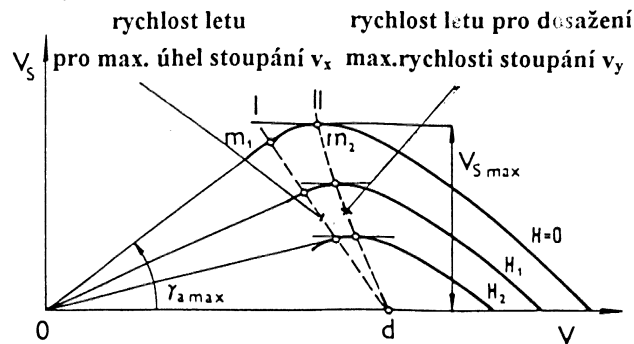
Obr. 084 - 12 : Rovnováha sil při ustáleném stoupání

Na obr. 084-06 bylo ukázáno, že základní podmínkou pro stoupání je přebytek tahu, který je úměrný úhlu stoupání. Přejdeme-li vynásobením rovnic rovnováhy ve stoupání rychlostí letu k rovnovážnému diagramu výkonů, dostaneme závislost uvedenou na obr. 084-13, ze které je patrná podmínka pro max. rychlost stoupání, tj. rychlost stoupání je úměrná přebytku výkonu. Z diagramů je rovněž patrné, že rychlost letu pro dosažení max. úhlu stoupání v_x je vždy menší, než rychlost letu pro dosažení max. rychlosti stoupání v_y . Jinak řečeno, úhel náběhu je při letu s max. úhlem stoupání větší, než úhel náběhu při letu s největší rychlostí stoupání.



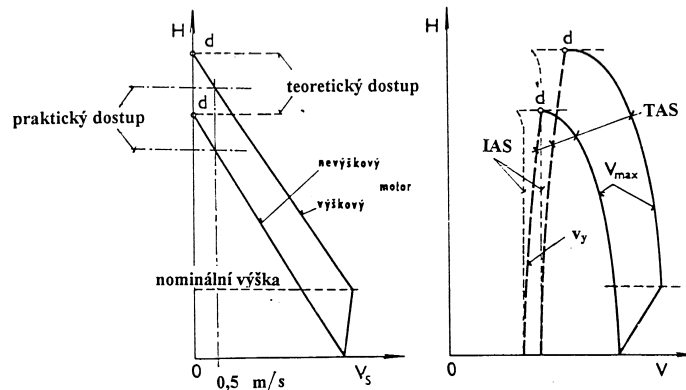
Obr. 084 - 13 : Stoupání v rovnovážném diagramu výkonů

Vlivem výškovosti pístového i proudového motoru klesá velikost využitelného tahu, resp. výkonu. To má za následek jednak zmenšování úhlu stoupání a rychlosti stoupání s výškou, ale i změny příslušných rychlostí letu.



Obr. 084 - 14 : Stoupání v závislosti na výšce letu

Vzhledem ke zmenšující se rychlosti stoupání s výškou, by letoun přestal stoupat, když tato rychlost bude rovna nule. To by ale znamenalo, že doba stoupání na tuto výšku, t.z.v. teoretický dostup, by byla nekonečně velká. Proto se zavedl pojem praktický dostup, tj. výška, kdy letoun ještě stoupe rychlostí 0,5 m/s. Na těchto velkých výškách již je letoun schopen se pohybovat pouze jednou rychlostí, jak je patrné z 084-15.

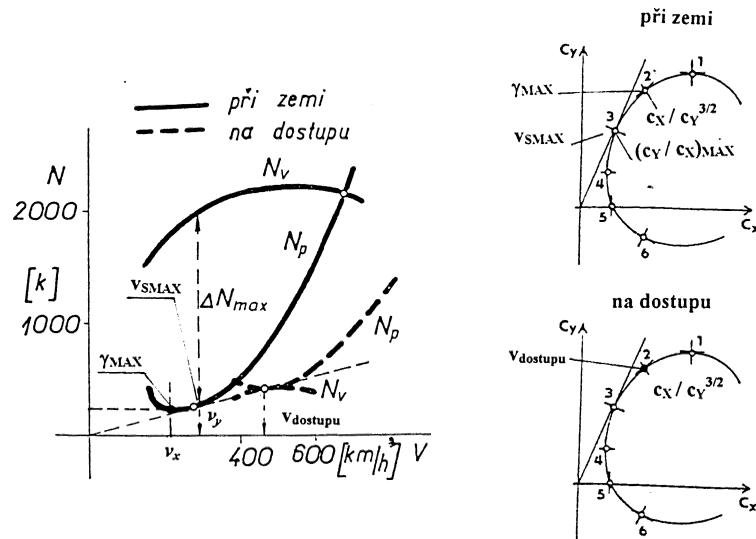


Obr. 084 - 15 : Teoretický a praktický dostup letounu s pístovým motorem

Pro úplnost je třeba se zmínit o dynamickém dostupu. Letoun může dosáhnout větší výšky, než je hodnota teoretického dostup, ale nemůže zde letět horizontálním ustáleným letem. Výšku dosáhne setrvačností, využitím kinetické energie při stoupání, při jejím dosažení letoun zbrzdí až na hodnotu minimální rychlosti a potom přejde znovu do klesání.

4.2.1. Stoupání letounu s pístovým motorem a vrtulí

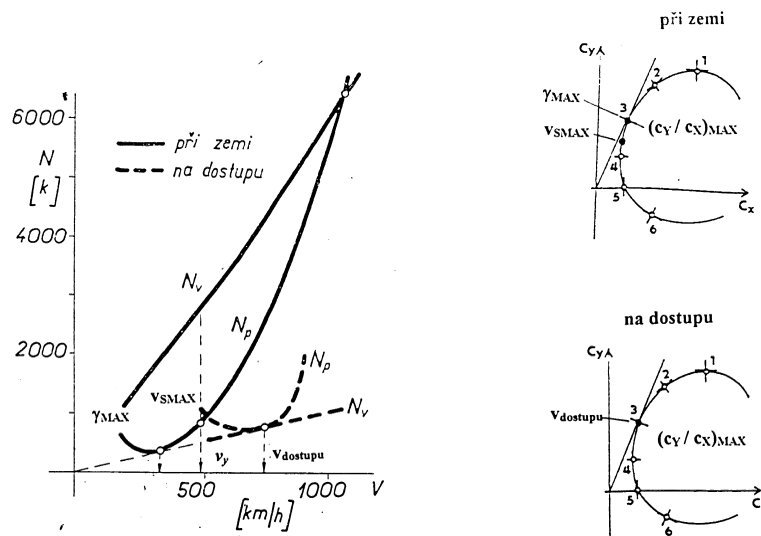
Pro stoupání letounu s pístovým motorem pracujícím na maximálním trvalém výkonu a vrtulí konstantních otáček je zachycena situace na diagramu rovnovážných výkonů na obr. 084-16. Pro dosažení maximální rychlosti stoupání bude pro letoun nevýhodnější letět na úhlu náběhu odpovídajícímu nejlepší klouzavosti. Pro dosažení nejlepšího úhlu stoupání potom při menší rychlosti, kdy úhel náběhu bude odpovídat hodnotě poměru součinitelů vzlaku a odporu $c_x / c_y^{3/2}$. S rostoucí výškou se budou tyto rychlosti k sobě blížit, až na max. teoretickém dostupu splynou všechny v jednu, pro hodnotu úhlu náběhu odpovídající $c_x / c_y^{3/2}$. TAS pro max. stoupání bude stále růst, zatímco lze říct, že u letounu s pístovým motorem odpovídá max. rychlosti stoupání jedna rychlost letu IAS (obr.084-15).



Obr. 084 - 16 : Rovnovážený diagram výkonů pro letoun s pístovým motorem

4.2.2. Stoupání letounu s proudovým motorem

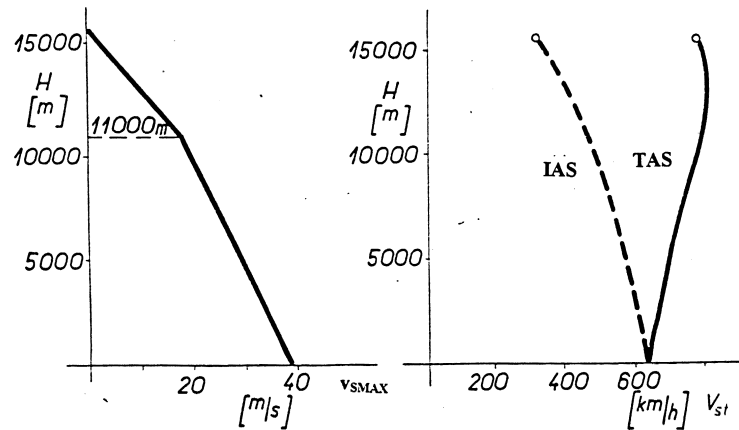
Pro tento letoun je situace při stoupání zachycena na diagramu rovnovážných výkonů na obr. 084-17. Pro dosažení maximální rychlosti stoupání bude pro letoun nevýhodnější letět na úhlu náběhu menšímu, než odpovídá úhlu náběhu pro nejlepší klouzavost. Pro dosažení nejlepšího úhlu stoupání potom při menší rychlosti, kdy úhel náběhu bude odpovídat právě hodnotě pro nejlepší klouzavost.



Obr. 084 - 17 : Rovnovážený diagram výkonů pro letoun s proudovým motorem

S rostoucí výškou se budou tyto rychlosti k sobě blížit, až na max. teoretickém dostupu splynou všechny v jednu, pro hodnotu úhlu náběhu odpovídající nejlepší klouzavosti. TAS pro max. stoupání bude stále růst, zatímco IAS bude klesat. (obr.084-18). Zlom průběhu maximální rychlosti stoupání ve výšce 11 km je dán rychlejším úbytkem tahu od této výšky výše. Je to způsobeno průběhem teploty, která od této výšky již neklesá, ale zůstává na stejné hodnotě.

Letouny s proudovým motorem nemají výrazně vyšší úhel stoupání než letouny s pístovým, rozdíl v rychlostech stoupání je ale značný. Je způsoben podstatně vyššími rychlostmi letu při stoupání.



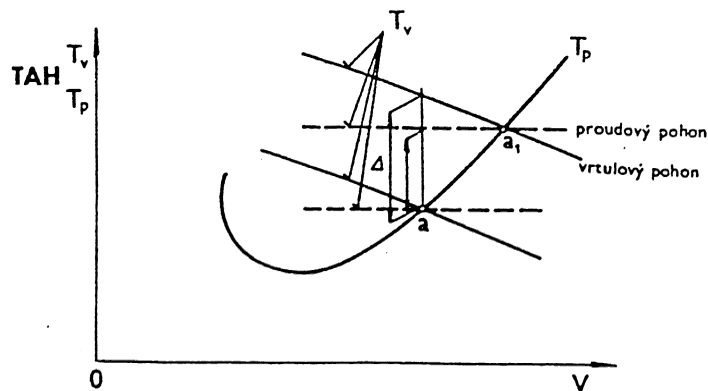
Obr. 084 - 18 : Charakteristiky stoupání letounu s proudovým motorem

4.2.3. Vlivy snižující stoupavost

Z provozních faktorů nejvíce ovlivní stoupavost zvětšující se hmotnost a zvyšující se teplota okolního vzduchu. Zvláště u letounů vyznačujících se malým přebytkem tahu je nutno dbát na kontrolu hmotnosti, počasí a výšku letu. Při podcenění těchto hledisek by mohlo snadno dojít k letecké nehodě, kdyby letoun nebyl schopen přestoupat např. horské pásmo.

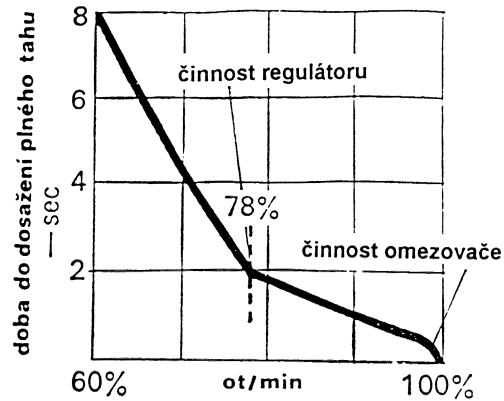
4.3. Akcelerace letounu

Letoun s proudovým motorem má při přechodu z pomalejšího letu při sníženém režimu motoru na maximální rychlost (maximální režim) k dispozici výrazně menší přebytek tahu ve srovnání s letounem s vrtulovým pohonem, dosahujícím přibližně stejnou rychlost. Doba pro dosažení vyšší rychlosti je tedy u proudového motoru podstatně vyšší (obr.084-19).



Obr. 084 - 19 : Akcelerace proudového a vrtulového pohonu

Zpomalená akcelerace proudového motoru při nižších otáčkách (při volnoběhu bývají přibližně kolem 60% otáček turbíny, přičemž i v tomto režimu dává motor poměrně velký tahu) spočívá v tom, že nelze rychle dopravit do motoru větší množství paliva, protože by nastala pumpáž motoru. Z tohoto důvodu jsou proudové motory vybaveny poměrně složitou regulací, která dovolí rychlejší dodávku paliva až v okamžiku většího roztočení turbíny, kdy se již palivo bez problémů spálí. To bývá kolem 80% otáček. Doba, za jakou motor dosáhne max. tahu při přidání z nižších otáček, je na obr. 084-20. Je nutné dbát velké pozornosti zejména při přiblížení, kdy potřeba zvýšení tahu např. při přerušeném přistání znamená, že po dobu 5 - 6 sekund po pohybu ovládací páky motorů bude přírůstek tahu velmi malý.



Obr. 084 - 20 : Průběh akcelerace motorů

4.4. Dolet a vytrvalost

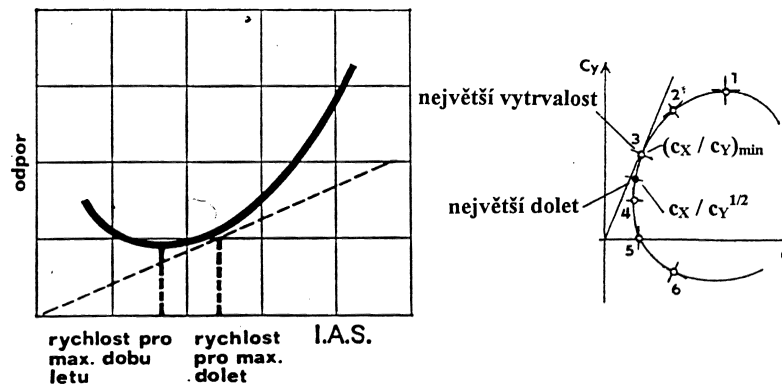
Dolet je maximální vzdálenost, kterou letoun může proletět za bezvětří s pohonnými hmotami, které má na palubě. Největší dolet bude mít letoun v režimu, kdy bude mít nejmenší spotřebu pohonných hmot na jeden km uletěné dráhy, tzv. kilometrovou spotřebou. Při předpokládaném horizontálním letu se bude zmenšovat hmotnost letadla o spotřebované palivo, což je případ zejména u dopravních letounů. Vzhledem k tomu, že proudové motory jsou navrženy tak, aby pracovaly na velkém výkonu a velkých výškách, je výhodnější při zmenšování hmotnosti letět vyšší rychlostí (zmenšovat úhel náběhu) a neměnit výkon, než letět při konst. úhlu náběhu a zmenšovat rychlost snižováním výkonu.

Vytrvalost je doba letu, po kterou letoun vydrží ve vzduchu bez doplňování paliva. Pro největší vytrvalost je důležitá spotřeba paliva na jednotku času, t.z.v. hodinovou spotřebou.

Mezi hodinovou a kilometrovou spotřebou platí, že kilometrová spotřeba je hodinová dělená rychlostí letu. Pro vrtulovou pohonnou jednotku je hodinová spotřeba úměrná výkonu, zatímco u proudového motoru je hodinová spotřeba úměrná tahu. Z těchto základních hledisek plyne další rozbor.

4.4.1. Dolet a vytrvalost proudového letounu

Proudový letoun bude mít nejmenší hodinovou spotřebu při nejmenším tahu (obr.084-21). Tomu v poláře odpovídá bod, kdy letoun letí na úhlu náběhu odpovídající nejlepší klouzavosti, protože rychlost pro nejlepší vytrvalost je ta, kdy má letoun nejmenší odpor. Tato rychlost (IAS) se ale z provozních důvodů upravuje, a to v nižších hladinách zvětšuje, aby se zvýšila rezerva do přetažení, ve vyšších naopak snižuje, aby se nezvyšoval odpor v důsledku rostoucího M . Protože motor je navržen tak že má nejnižší měrnou spotřebu ve velkých výškách, je při vyčkávání lepší v nich setrvat, než sklesat a vyčkávat v nižších hladinách.



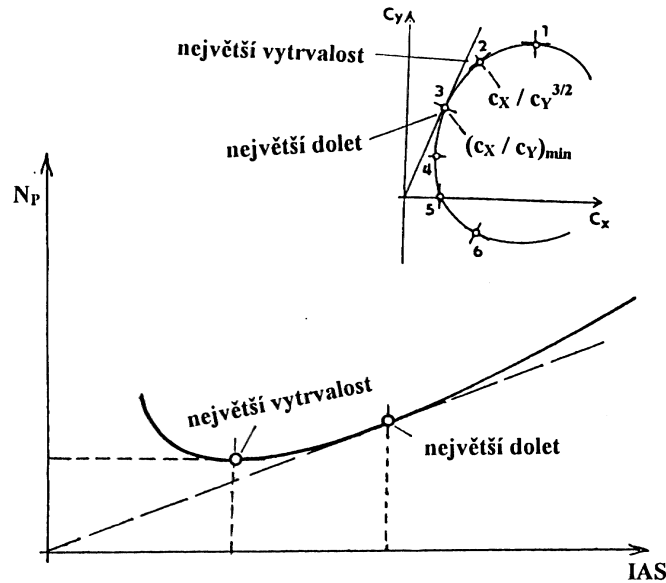
Obr. 084 - 21 : vytrvalost a dolet proudového letounu

Vzhledem k relaci mezi hodinovou a kilometrovou spotřebou paliva je kilometrová spotřeba nejmenší tehdy, je-li nejmenší poměr mezi tahem a rychlostí. To odpovídá režimu letu na úhlu náběhu menším, než je pro nejlepší klouzavost. Vzhledem k tomu, že tento bod je vztažen k IAS, je zřejmé, že nejdále doletí letoun ve vysokých hladinách, kde je nejvyšší TAS.

Zvětšení hmotnosti a teploty okolního vzduchu výrazně nemění hodnoty doletu, poněkud zhoršuje vytrvalost.

4.4.2. Dolet a vytrvalost vrtulového letounu

Letoun s vrtulovým pohonem má hodinovou spotřebu úměrnou výkonu motoru (obr.084-22). Rychlost pro nejmenší vytrvalost je tedy ta, kdy letoun má nejmenší výkon. Tomu odpovídá v poláře bod určený úhlem náběhu v podstatě mezi nejlepší klouzavostí a kritickým (je to stejný bod jako při stoupání na hranici dostup). Zvětšení TAS s výškou má za následek nutnost zvýšení výkonu motoru, což s sebou přináší zhoršení vytrvalosti. Nejlepší vytrvalost bude mít letoun u země.



Obr. 084 – 22 : Vytrvalost a dolet letounu s vrtulovým pohonem

Právě vzhledem k velmi malé rezervě do přetažení je tento režim ne právě snadnou záležitostí pro pilota.

Obdobně jako u proudového letounu je kilometrová spotřeba nejmenší tehdy, když je nejmenší poměr výkonu motoru snížený o účinnost vrtule a rychlosti letu. To odpovídá letu při nejlepší klouzavosti. Protože ale rychlost letu je v tomto režimu poměrně nízká, je často používán vyšší režim motorů, kterému odpovídá let vyšší rychlostí. Dolet se s výškou příliš nemění, protože na jedné straně sice se zvětšuje spotřeba, ale na druhé se zvětšuje TAS.

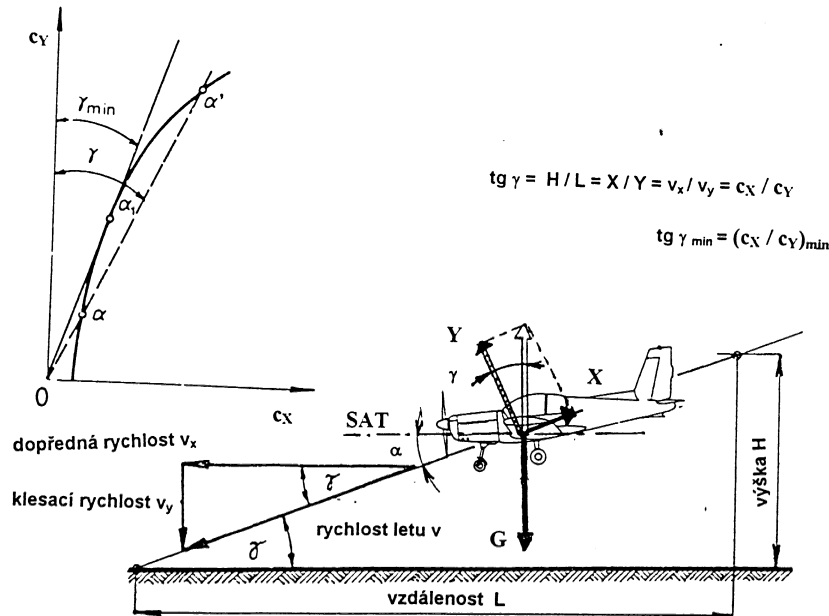
Z dalších provozních vlivů je nutné uvést vliv hmotnosti a teploty. Zvětšená hmotnost s sebou přináší nutnost při stejné rychlosti letět na vyšším úhlu náběhu a tedy se zvýšeným indukovaným odporem. Výsledkem je snížení vytrvalosti a doletu, které je menší, když posádka pro dolet použije vyšší rychlost než optimální (tj. při nejlepší klouzavosti).

Zvýšení teploty neznamená z hlediska doletu jeho zhoršení, neboť se sice zvýší spotřeba paliva v důsledku snížené hustoty, ale na druhou stranu je dosaženo větší TAS. Vytrvalost letounu se zhoršuje, a to přibližně o každých + 5°C o 1%. Podstatně se ale prodlouží délka vzletu.

4.5. Klouzavý let

(081 08 01 04) ACP

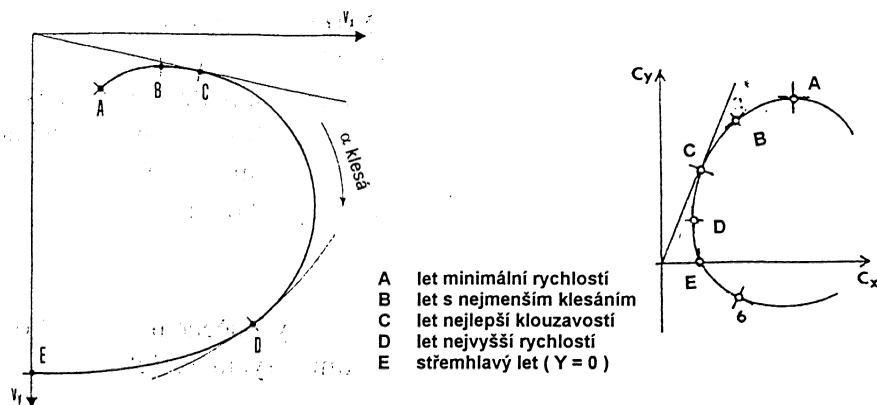
Klouzavý let je v podstatě nejjednodušší případ letu. Na letoun působí pouze dvě síly, tíha a výsledná aerodynamická, které musí být v rovnováze (obr. 084-23). Předpokládáme tedy, že tah je nulový. Z obr je patrné, že úhel klouzání souvisí jednoznačně s aerodynamickou jemností letounu, nejmenší je dosažen při letu na úhlu náběhu odpovídajícímu právě tomuto bodu. Poměr součinitele odporu a vzlaku se nazývá klouzavý poměr, klouzavost. Rovněž je zřejmé, že pod jedním úhlem klouzání může letoun letět obvykle při dvou úhlech náběhu. Při malém a velké rychlosti, při velkém a malé rychlosti. Rychlosti pro optimální klouzání se dosáhne při jedné hodnotě IAS.



Obr. 084 – 23 : Rovnováha sil v klouzavém letu

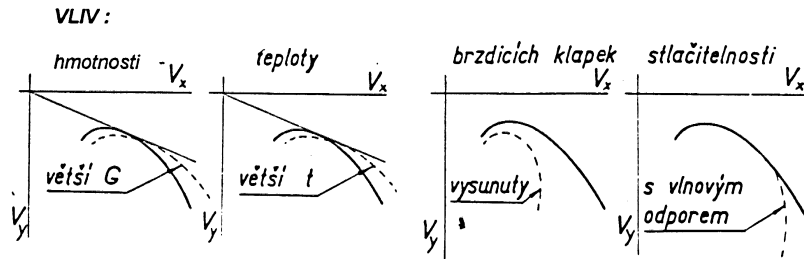
Je nutné si uvědomit, že úhel klouzání závisí pouze na úhlu náběhu, a nikoliv na hmotnosti letounu. Dva tvarově naprosto identické modely letounů, jeden z velmi lehkého materiálu, druhý kovový budou mít při letu o stejném úhlu náběhu stejnou klouzavost (odmyslíme-li vliv Re a dalších podobnostních čísel). Rozdíl bude ovšem v rychlosti letu.

Vynesení rychlosti letu, složené z dopředné a klesací, dostaneme diagram, nazývaný rychlostní polára. jeho význam spočívá v tom, že rychlost letu je polárně vynesena pod úhlem klouzání (obr. 084 – 24). Význam charakteristických bodů je vztážen k poloze odpovídajících bodů na aerodynamické poláře.



Obr. 084 – 24 : Rychlostní polára

Vlivy zvýšené hmotnosti letu, teploty okolního vzduchu, vysunutých spoilerů a vliv Machova čísla letu je na obr. 084 – 25.



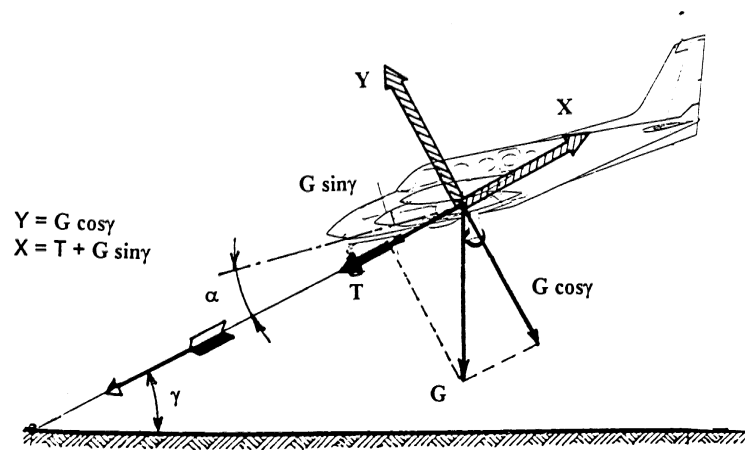
Obr. 084 – 25 : Vlivy různých faktorů na rychlostní poláru

4.6.Klesání

(081 08 01 03) ACP

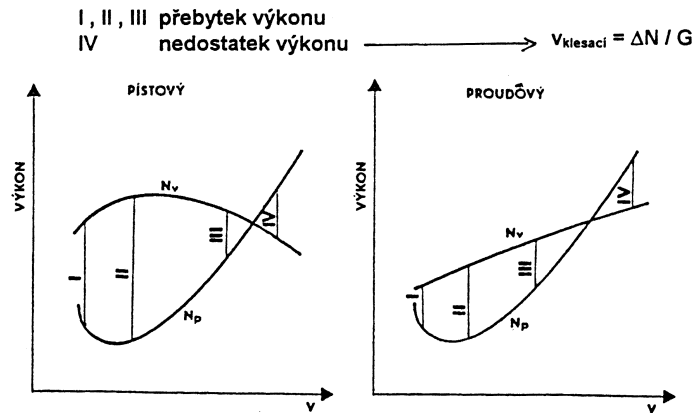
4.6.1.Rovnováha sil a rovnovážné diagramy pro klesání

Pro ustálený klesavý let, tedy let po přímkové dráze pod určitým úhlem k zemi, platí rovnováha sil na obr. 084-26.



Obr. 084 – 26 : rovnováha sil při ustáleném klesání

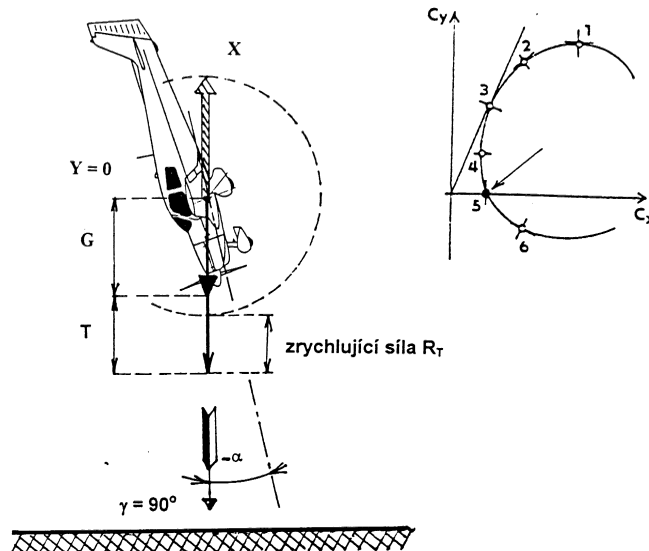
V tomto režimu letu se předpokládá určitý tah (výkon) motorů, který ale nestačí pokrýt velikost potřebného tahu (výkonu). Klesací rychlost je analogicky jako při stoupání úměrná „nedostaku“ výkonu. Porovnáme-li diagramy příslušející letounu s pístovým a proudovým motorem (obr. 084-27), zjistíme, že po překročení maximální rychlosti v horizontálním letu roste nedostatek výkonu u letounu s pístovým motorem daleko rychleji, než u letounů s proudovým motorem. Při stejně velkém nedostatku výkonu, tj. při stejné klesací rychlosti (uvažujeme-li stejnou hmotnost), dosáhne proudový letoun daleko vyšší rychlosti, než letoun pístový. Proto u proudového letounu hrozí daleko více překročení provozních omezení.



Obr. 084 – 27 : Rovnovážný diagram výkonu proudového a vrtulového letounu

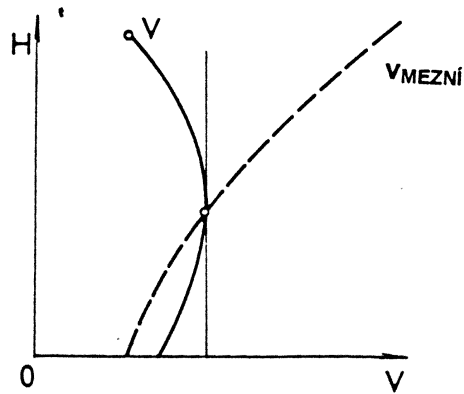
4.6.2. Let střemhlav

Let střemhlav je zrychlený let po dráze, která svírá s horizontem velký úhel a jeho rovnováha je na obr. 084-28. Tah motoru spolu s složkou tíhy (resp. tíhou), vytváří zrychlující sílu, která v případě, že let bude kolmo k zemi, se musí vyrovnat odporem letounu. Potom přestane letoun zrychlovat a rychlost dosáhne svého maxima.



Obr. 084 – 28 : Střemhlavý let

Rychlost, kdy k tomu dojde se nazývá mezní rychlost a závisí na hmotnosti letounu, sklonu dráhy, nepřímoúměrně na součiniteli aerodynamického odporu a hustotě vzduchu, tedy výšce letu (viz obr. 084 – 29). Zvláště u dopravních letounů se stává, že mezní rychlost je velmi vysoká a letoun by pro její dosažení (své zbrzdění) potřeboval větší výšku, než je jeho dostup.



Obr. 084 – 29 : Vliv výšky na rychlost střemhlavého letu

4.6.3. Nouzové klesání

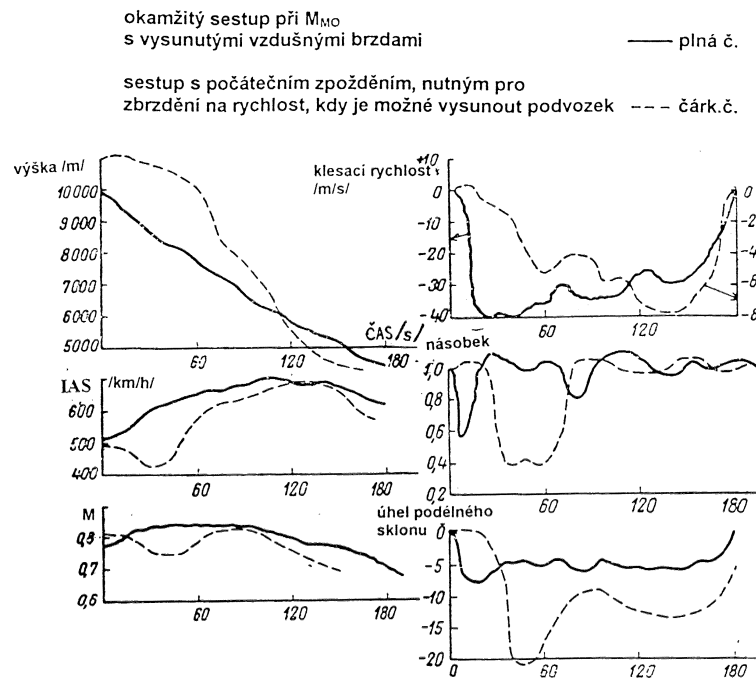
(081 08 03 00, 01, 02, 03, 04) AC

Případ nouzového klesání může nastat tehdy, dojde-li ve velkých výškách např. k dekompresi kabiny. Tehdy je nutno rychle obnovit životní podmínky v kabině sklesáním přibližně do výšky kolem 4 km. Této výšky je nutné dosáhnout co možná nejrychleji, neboť např. ve výškách nad 10 km upadá člověk při dekompresi do bezvědomí během dvou desítek sekund. Pro klesání je nutné dodržet omezení, plynoucí z Machova čísla, stanoveného hodnotou M_{MO} ve velkých výškách a maximální provozní rychlostí v_{MO} , stanovených pro každý letoun. Výška, kdy přestává být rozhodující M_{MO} a začíná být nutné dbát, aby nebyla překročena v_{MO} , bývá kolem 7 až 8 km.

Předepsané postupy se mohou mírně lišit, všechny se ale vyznačují snížením tahu motorů na volnoběh, vysunutí vzdušných brzd a zahájení strmého sestupu (pro dopravní letadlo se zasunutým podvozkem je sklon dráhy do 10°).

Po počátečním plynulém, ale okamžitým převedení letounu do strmého klesání, je nutné strmost klesání zmenšit, aby nebylo překročeno omezení M . Když se letoun přiblíží uvedené výšce kolem 7 km, kdy začíná rozhodovat omezení rychlosti, je nutné sestup znovu zmírnit a klesání začít vybírat s dostatečným předstihem před dosažením výšky, kdy bude letoun převeden do horizontu. Rovněž je nutno dbát omezení plynoucí z možné turbulence.

Průběh rozhodujících veličin při nouzovém klesání je na obr. 084-29, kde jsou zachyceny dva rozdílné způsoby nouzového klesání. První je výše popsaný okamžitý sestup při max. provozním Machově čísle a druhý s počátečním zpožděním pro zbrzdění na vysunutí podvozku. Diagramy ukazují, druhý způsob je o něco málo rychlejší, nižší výšky je dosaženo poněkud dříve. Přesto tento způsob není nejvýhodnější, protože zbrzdění na rychlost, při které lze vysunout podvozek je dosti zdlouhavé a po celou tuto dobu setrvává letoun v nejvyšších hladinách.



Obr. 084 - 30 : Průběh nouzového klesání

Úhel náběhu se při přechodu do nouzového klesání mění z hodnoty odpovídající původnímu režimu letu, tedy letu ve velké výšce a tudíž při optimální klouzavosti při vysokém Machově čísle letu. V režimu nouzového klesání se pohybuje někde kolem hodnoty 1 stupně, při kterém je součinitel vzlaku nepatrně nad nulou (0,1 - 0,2).

5.Zatáčka

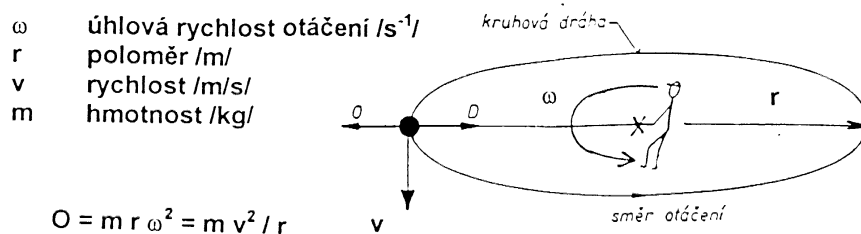
(081 08 01 05) ACP

Zatáčka patří mezi nejběžnější a nejčastěji používané manévry letounu, ale bohužel také nejnebezpečnější. Zvláště ve všeobecném letectví je pád ze zatáčky jednou z nejčastějších příčin leteckých nehod. Pochopit tedy fyzikální principy a uvědomovat si omezení, které zatáčka přináší, je z hlediska bezpečnosti pro pilota nezbytně důležité.

5.1.Rovnováha sil v zatáčce

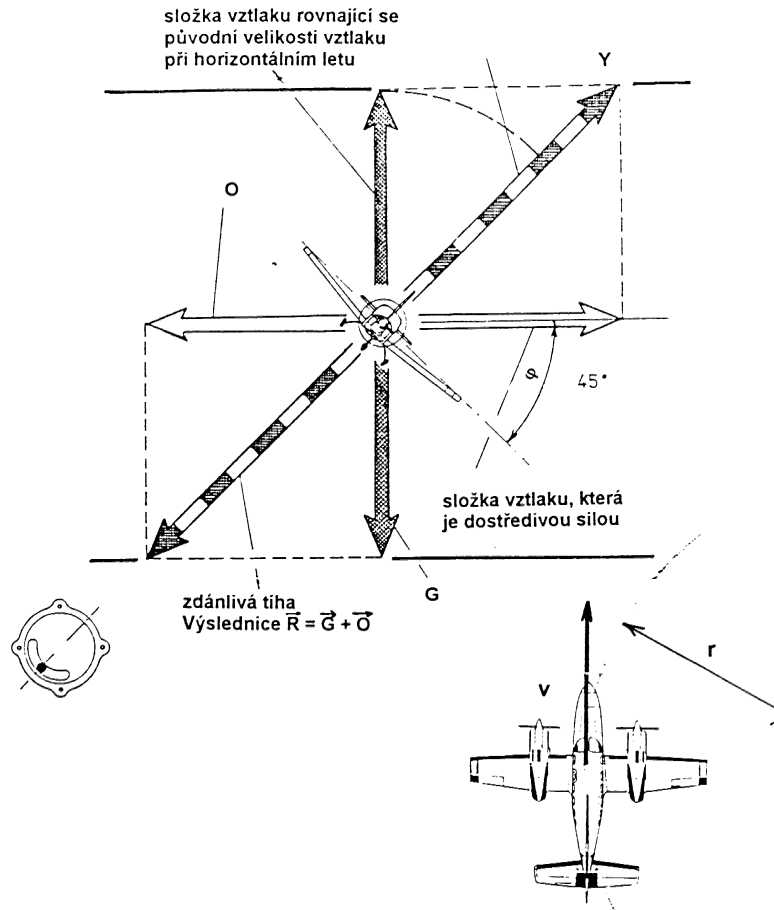
Zatáčka není ustáleným přímočarým letem, je to let po zakřivené dráze, a to buď ve vodorovné rovině (horizontální zatáčka), nebo podle charakteru změny výšky stoupavé, případně klesavé. Zatáčka může být ustálená, jestliže se rychlost letu, poloměr r a úhel příčného sklonu (náklonu) j nemění, případně neustálená, mění li se některý z uvedených parametrů. Jestliže letoun letí v zatáčce bez vybočení, mluvíme o správné zatáčce, jestliže má určitý úhel vybočení b , pak letí v zatáčce nesprávně.

Zatáčka je letem, kdy na letoun působí kromě uvedených sil (aerodynamické, tah, tíhová síla) také síly setrvačné, plynoucí z hmotnosti letounu pohybujícího se po zakřivené dráze. V případě zatáčky je setrvačnou silou odstředivá síla, která vzniká jako reakce na zatáčení letounu a je vázána na sílu dostředivou (akční síla, kterou je u letounu část vztlaku), která letoun drží v zatáčení. Bližší vysvětlení je na obr. 085-01, včetně parametrů, na kterých velikost odstředivé síly závisí. Je nutné si uvědomit, že správná ustálená horizontální zatáčka nastane, jen pokud budou všechny síly v rovnováze, tj. jejich celkový součet bude nula.



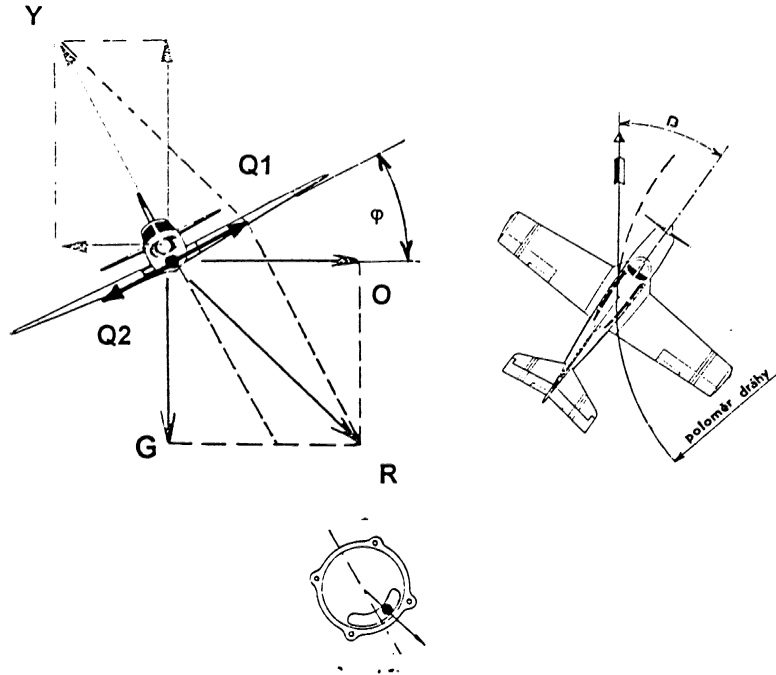
Obr. 085 - 01 : Odstředivá síla

Rovnováha sil v ustálené horizontální zatačce je na obr. 085-02. Vztlak je v rovnováze s výslednicí tíhové a odstředivé síly, jakési "zdánlivé tíhy", je tedy větší než tíha nebo vztlak při horizontálním letu při stejné rychlosti těsně před uvedením letounu do zatačky. Ve správné zatačce, která je indikována příčným relativním sklonoměrem, je osa letounu tečná ke kružnici. Je patrné, že úhlová rychlost otáčení (způsobená výchylkou směrového kormidla) musí být v souladu s náklonem letounu (účinek křidélek), tj. během zatačky musí pilot podvědomě správně koordinovat výchylky kormidel. Poznamenejme, že se předpokládá, že tah je v rovnováze s odporem.



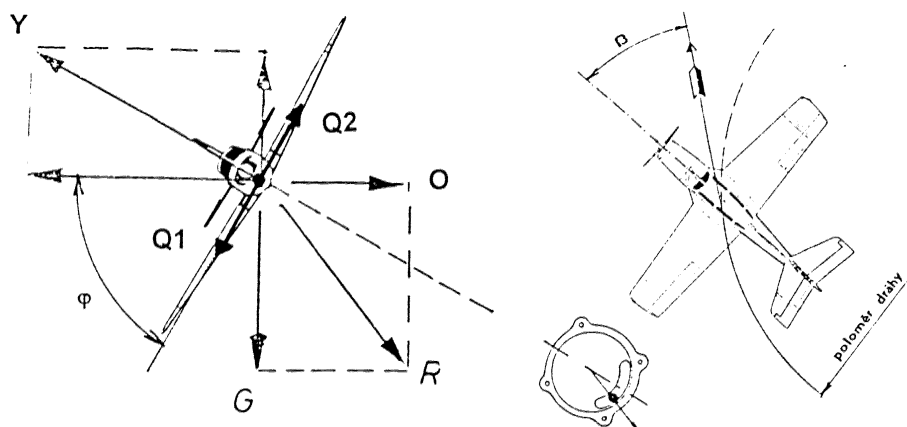
Obr. 085 - 02 : Správná ustálená horizontální zatačka

Jestliže pilot nezkoordinuje správně výchylky kormidel, letoun poletí s určitým úlem vybočení. Když letoun bude málo nakloněn do zatáčky, nebo bude mít příliš velkou úhlovou rychlost (příliš velká výchylka směrovky), mluvíme o zatáčce výkluzové. Výslednice odstředivé a tíhové síly není v rovnováze se vztlakem a jejich složením vzniká síla $Q1$, která se snaží letoun táhnout ven ze zatáčky. Letoun bude tedy obtékán pod určitým úhlem vybočení jehož výsledkem bude příčná aerodynamická síla $Q2$, která vzroste na velikost $Q1$ a obnoví rovnováhu (viz obr 085-03)



Obr. 085 - 03 : Výkluzová zatáčka

V případě zatáčky o příliš velkém náklonu a malé odstředivé síle, mluvíme o skluzové zatáčce (obr. 085-04). Působení příčné síly je obrácené a rovněž obnovuje rovnováhu.



Obr. 085 - 04 : Skluzová zatáčka

Skluzová a zejména výkluzová zatáčka jsou velmi nebezpečné, neboť v nich hrozí při menších rychlostech letu pád letounu do vývrtky v důsledku poklesu rychlosti (ve výkluzové na vnitřním, ve skluzové na vnějším křídle). Je proto potřeba, aby pilot dokázal rozeznat druh zatáčky a dokázal ji správně opravit. Protože není možné za letu si představit působení sil a dělat podle toho opravy,

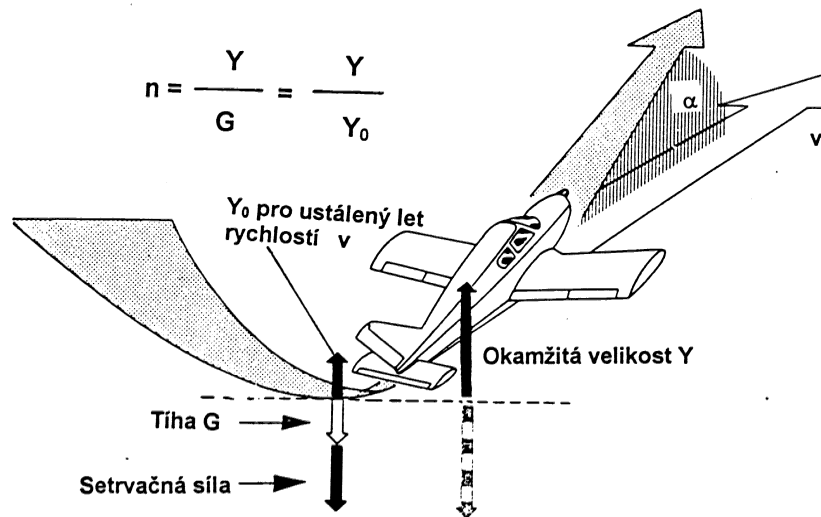
existují pravidla, zcela automatická, která když pilot dodrží, mu umožní provést opravu zatáčky aniž by odčerpávaly ve větší míře jeho pozornost. Znějí : " koule se vykopává a vytahuje", což říká, že např. v levé výkluzové zatáčce (kulička příčného relativního sklonoměru je vně, tedy vpravo) je nutné přidáním pravé nohy zmenšit výchylku směrovky (tím zmenšit úhlovou rychlost, potažmo odstředivou sílu) a vychýlit řídicí páku doleva (tedy dolů), aby se zvětšil náklon. Tento postup obnoví jednoduchým způsobem rovnováhu sil. Ve skluzové zatáčce je postup zcela analogický.

5.2. Násobek a minimální rychlost v zatáčce

(081 08 01 05, 081 06 02 01,
081 01 08 02, 081 01 02 09) ACP
(081 01 07 00 až 02) AC

Let po zakřivené dráze je vždy spojen se vznikem a působením setrvačných sil. Ty musí být vyrovnávány změnami aerodynamických sil a v důsledku toho vznikají změny v zatížení konstrukce letounu. Kromě toho jsou tyto síly vnímány i osobami v letadle, kde se projevují stejně, jako např. při jízdě v automobilu. Nejdůležitější a největší působení setrvačných sil v letadle je v kolmém směru (na rychlost letu) a aby bylo možno ho jednoduše z hlediska pilota posoudit a vyhodnotit, byl zaveden t.z.v. **násobek**.

Násobek v kolmém směru je definován jako poměr vztlaku ku tíze letadla, tj. $n = Y / G$, obr. 085-05.

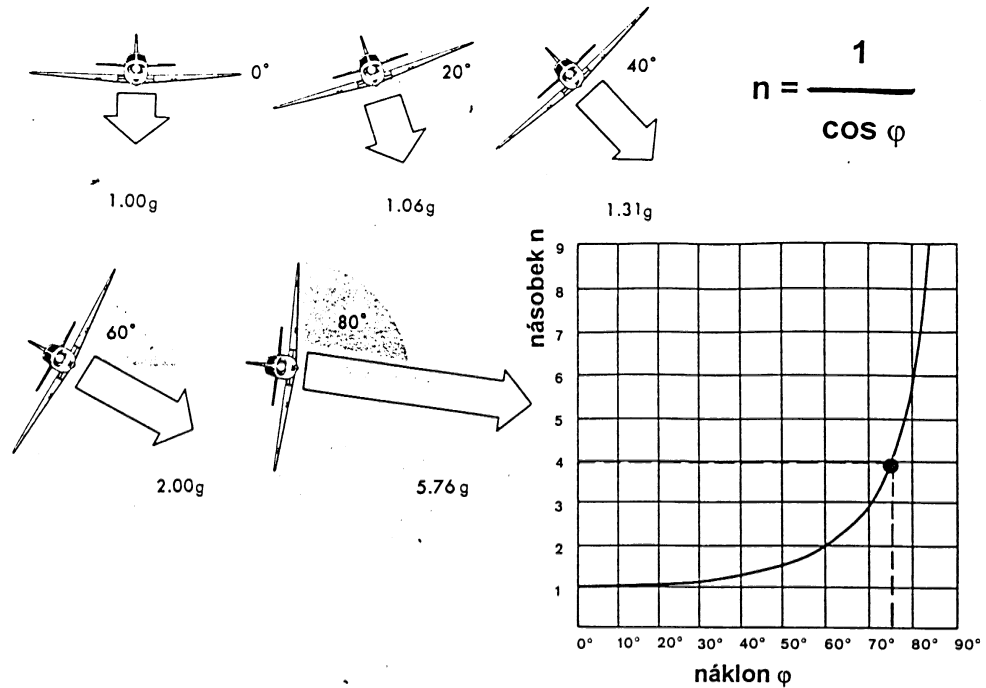


Obr. 085 – 05 : Vznik násobku

Pro hlubší přiblížení tohoto pojmu je vhodné použít vysvětlení, že násobek udává, kolikrát je vztlak na letounu v daném okamžiku větší, než vztlak, který by při stejné rychlosti letu stačil k udržení ustáleného horizontálního letu, kdy je násobek roven jedné.

Násobek se vyjadřuje v relaci k tíhovému zrychlení. Uvedený příklad byl pro násobek v kolmém směru. Na letadlo může v provozu působit násobek i ve směru podélném nebo příčném, i když jeho hodnoty nejsou zdaleka tak vysoké a tím ani rozhodující pro charakter letu.

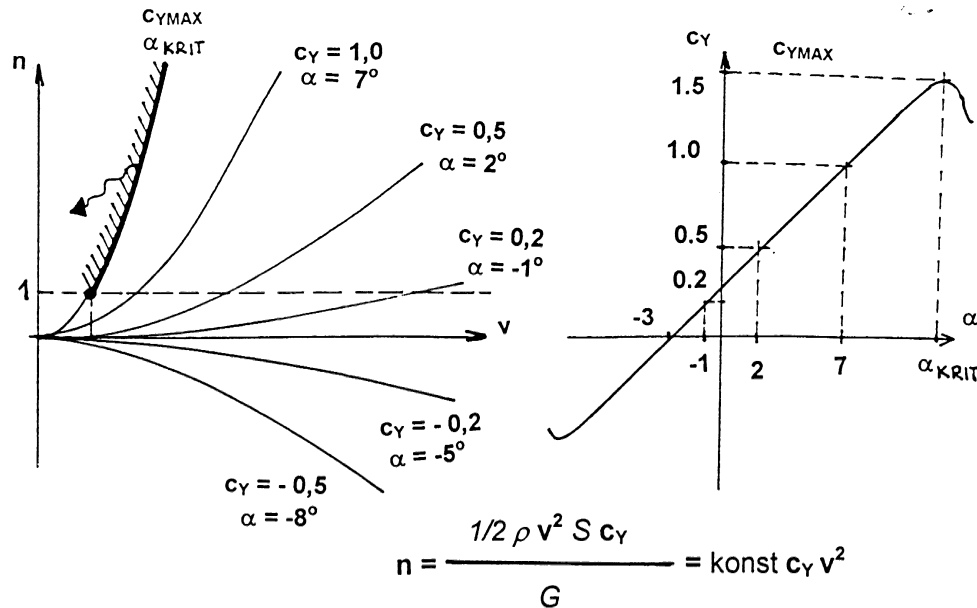
Působení násobku ve správně ustálené horizontální zatačce je určeno jednoznačně ze silové rovnováhy, která přiřazuje jednoznačně každému náklonu hodnotu násobku, obr. 085-06.



Obr. 085 – 06 : Násobek v zatačce

Je patrné, že ke zvýšení násobku dochází proto, že zvýšený vztlak musí překonat při zachování stejné rychlosti letu zdánlivou tíhu (složenou z odstředivé síly a tíhy). Toho je možné dosáhnout jen zvýšením úhlu náběhu. Je zřejmé, že vyššího násobku je dosaženo mnohem větším úhlem náběhu, než který je nutný držet při horizontálním letu při stejné rychlosti. Tím je zřejmé, že rezerva úhlu náběhu do přetažení letounu, kdy nastane odtržení proudění a pád, je v zatáčce (a obecně také při působení násobku přetížení) menší, než v horizontálním letu.

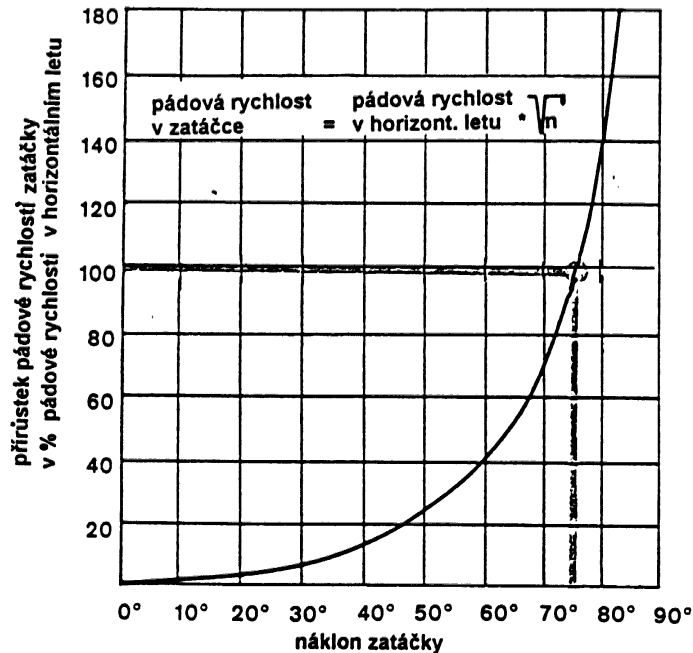
Vydeme li z rovnice pro vztlak a násobek, dostaneme závislost, která udává, jak závisí násobek (tj. v podstatě velikost vztlaku) na rychlosti letu pro různé úhly náběhu (obr. 085 – 07).



Obr. 085 – 07 : Závislost násobku na rychlosti a úhlu náběhu

Pád letounu nastane při dosažení maximálního součinitele vztlaku, a to buď při ustáleném horizontálním letu (nejmenší hodnota pádové rychlosti), nebo při t.z.v. pádu na rychlosti (při vyšších hodnotách rychlosti). Zpětně je možné pádovou rychlost v zatáčce (a rovněž při násobku přetížení při obrazech) získat jako závislost na násobku, resp. náklonu (obr. 085 – 08). Je zřejmé, že zejména v ostrých zatáčkách (nad 45°) je zvýšení pádové rychlosti značné.

[kt]	náklon zatáčky			
	30°	45°	60°	75°
40	43	47,5	56,4	78,6
50	53,7	59,4	70,5	98,3
60	64,5	71,2	84,6	117,9
70	75,2	83,1	98,7	137,6
80	86	95	112,8	157,3
90	96,7	106,9	126,9	176,9
100	107,5	118,8	141	196,6
110	118,2	131	155,1	216,2
120	129	142,6	169,2	235,9



Obr. 085 – 08 : Závislost pádové rychlosti v zatáčce na náklonu

5.3. Omezení ostrosti zatáčky

(081 08 01 05) ACP

Použitím rovnic popisujícím rovnováhu sil v zatáčce lze dojít k výrazu, který dává do souvislosti parametry zatáčky, tj. rychlost letu, poloměr zatáčky a náklon zatáčky. Z těchto tří parametrů je možné volit dva, třetí je pak jednoznačně určen. Pro poloměr zatáčky platí :

$R = v^2 / g \operatorname{tg} j = v^2 / g (n^2 - 1)^{1/2}$. Pro určení doby, za kterou letoun provede zatáčku o 360 stupňů platí : $t = 0,64 v / \operatorname{tg} j$.

Chceme-li stanovit meze zatáčky, musíme znát závislost minimálního poloměru zatáčky (a tedy i doby jejího provedení) na rychlosti letu. Ostrost zatáčky je omezena několika faktory, jsou to :

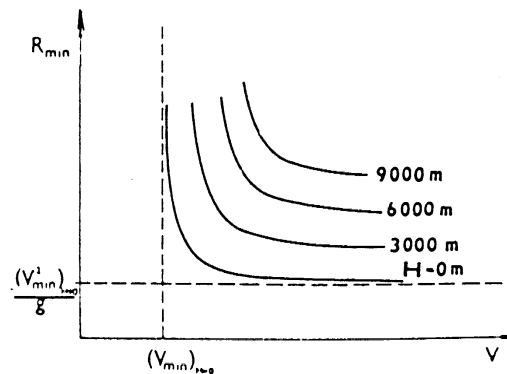
- maximální násobek
- maximální součinitel vztlaku
- maximální využitelný tah.

5.3.1. Omezení zatáčky násobkem

Průběh násobku na náklonu je uveden na obr. 085-06. Pro každé letadlo je stavebním předpisem stanoveno, jakého maximálního násobku může dosáhnout, aniž by došlo k překročení jeho pevnostních omezení. Jestliže tuto hodnotu dosadíme do vztahu uvedeného v úvodu této kapitoly, dostaneme průběh znázorněný na obr. 085-10, který není ovlivněn výškou letu.

5.3.2. Omezení zatáčky maximálním součinitelem vztlaku

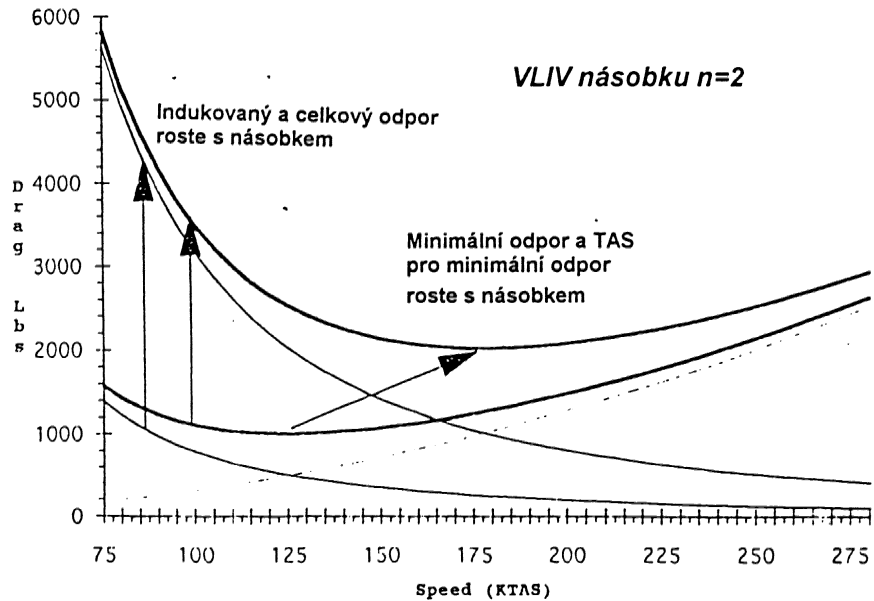
Toto omezení plyne ze zvýšení minimální rychlosti letu v zatáčce. Při malé rychlosti letu má letoun jen velmi malou rezervu do pádu a proto může točit zatáčku pouze o velmi malém náklonu a tudíž velkém poloměru. Při letu minimální rychlostí letoun nemůže točit správnou horizontální zatáčku (není žádná rezerva do pádu). Se zvyšující se rychlostí letu je mezní zatáčka na kritickém úhlu náběhu ostřejší, při teoreticky nekonečně velké rychlosti je dosaženo minimální možný poloměr zatáčky (pro náklon 90 stupňů). Situaci znázorňuje obr. 085-09.



Obr. 085 - 09 : Minimální poloměr zatáčky v závislosti na rychlosti letu

5.3.3. Omezení zatáčky maximálním využitelným tahem motorů

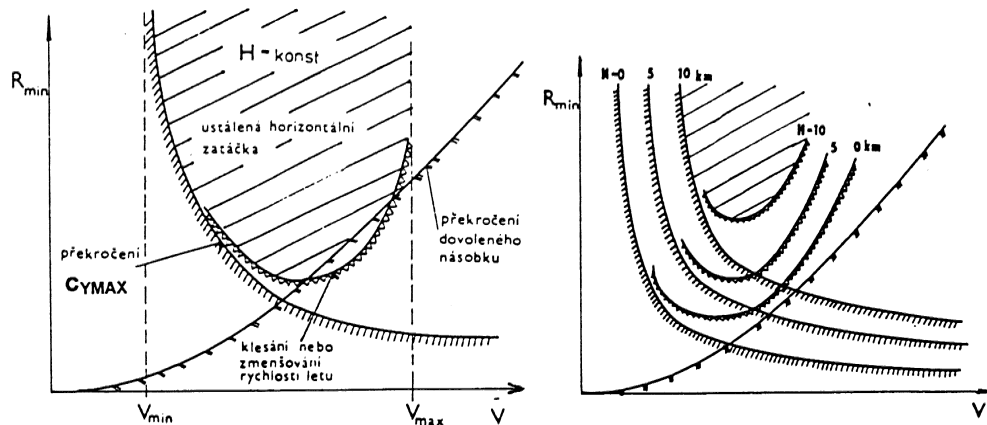
Zvýšení vzlaku v zatáčce v důsledku zvýšení úhlu náběhu s sebou přináší i podstatné zvýšení potřebného tahu (obr. 085-10).



Obr. 085 - 10 : Potřebný tahu v zatáčce

Při určité rychlosti letu a náklonu v zatáčce již není tahu motorů schopen překonat odpor a letoun musí buď klesat, nebo vytrácet rychlost.

Shrnutí omezení zatáčky a vliv jednotlivých omezujících faktorů podává obr.085-11.



Obr. 085 - 11 : Omezení v zatáčce

5.4. Ustálená stoupavá a klesavá zatáčka

(081 01 08 05) ACP

Vzhledem k potřebě většího tahu v zatáčce je úhel stoupání a rychlost stoupání v zatáčce menší, než v přímočarém letu. V klesání, kdy je rychlost klesání úměrná nedostatku výkonu, je v zatáčce klesání větší, než při stejné rychlosti letu v přímočarém letu.

6. Aerodynamika vysokých rychlostí

(081 02 00 00, 081 03 00 00) A

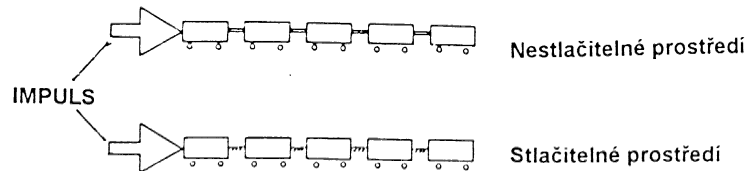
Jestliže se rychlost letadla začne pohybovat v hodnotách, srovnatelných s rychlostí, jakou se šíří zvuk, tak zcela přestává platit předpoklad, že během dějů, určujících obtékání profilu křídla, je hustota neměnná. Přestává zcela platit předpoklad nestlačitelného proudění vzduchu. To má za následek celou řadu kvalitativních i kvantitativních změn v aerodynamických charakteristikách letadla, které potom ovlivňují letové výkony a vlastnosti během letu. Protože teoretický výklad dějů při vysokorychlostním proudění je velmi náročný z hlediska zejména termomechaniky, je v následující kapitole často podán pouze informativní popis dějů, bez hlubšího vysvětlení.

6.1. Základy aerodynamiky vysokých rychlostí

6.1.1. Rychlost zvuku, stlačitelnost

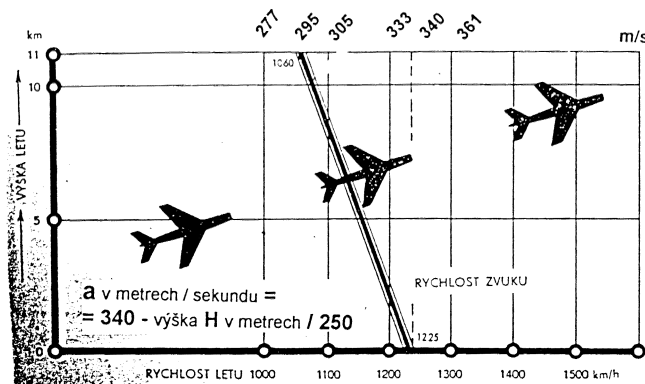
(081 02 01 01, 02, 03, 081 03 01 01) A

Stlačitelnost je vlastnost vzduchu (obecně ale jakéhokoliv prostředí) měnit při změnách tlaku objem, a tím i hustotu. Protože zvuk se šíří ve formě elementárních změn tlaku, je možné stlačitelnost charakterizovat jako rychlost šíření zvuku. Šíření tlakových změn si je možné představit jako odezvu molekul pevně spolu svázaných. Např. tak, jak je na obr. 086-01, zapůsobíme li na první vozík, pohnou se všechny zároveň, tj. rychlost zvuku je možno brát jako nekonečně velkou. Naproti tomu stlačitelné prostředí projevuje vůči tlakovým změnám "jistou setrvačnost". Při zapůsobení na jednu částici (vozík), se rozruch přenese nejprve na druhou (okolní při prostorovém šíření) a potom postupně na další. Čím bude prostředí stlačitelnější, tj. rychlost zvuku menší, tím pomaleji se budou rozruchy šířit.



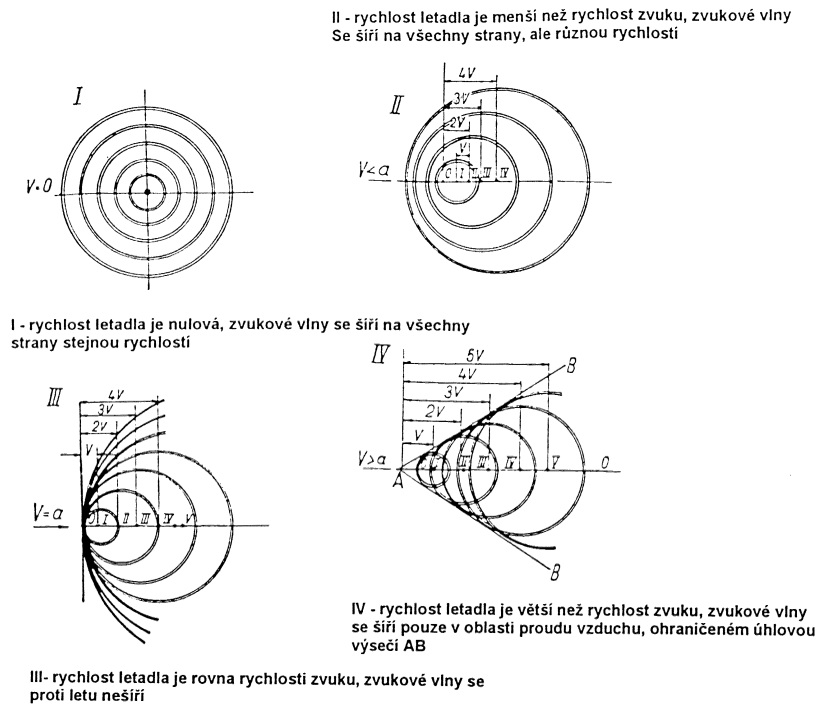
Obr. 086 - 01: Stlačitelné a nestlačitelné prostředí

Rychlost zvuku, označovaná a závisí na fyzikálních vlastnostech prostředí. Základní termodynamické vztahy ji určují následovně : $a = (\text{změna tlaku} / \text{změna hustoty})^{1/2} = 20 (\text{absolutní teplota } T)^{1/2}$, přičemž druhý vztah platí pouze pro vzduch. Pro pohyb letadla v atmosféře to znamená, že s výškou a stavem atmosféry se hodnota rychlosti zvuku mění. Její průběh je na obr. 086-02.



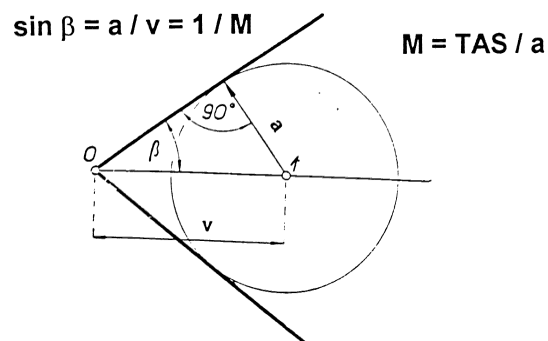
Obr. 086 - 02 : Průběh rychlosti zvuku v podmínkách MSA

Jestliže se rychlost letadla přiblíží k rychlosti zvuku, začínají se tlakové rozruchy šířit kvalitativně jinak. To je na obr. 086-03, kde je uvedeno šíření zvuku od zdroje, který je jednak v klidu, nebo letí rychlostí podstatně menší než je rychlost zvuku, případně letí rychlostí zvuku a nebo letí větší rychlostí než je rychlost zvuku.



Obr. 086 - 03 : šíření tlakových rozruchů

V podzvukovém proudění mohou tedy zvukové (tlakové) rozruchy ovlivnit kteroukoliv část proudového pole, zatímco u nadzvukového proudění mohou tlakové rozruchy zasáhnout pouze část proudu uvnitř kužele, kterému se říká *Machův kužel*. Úhel Machova kužele je na obr. 086-04.



Obr. 086 - 04 : Machův kužel

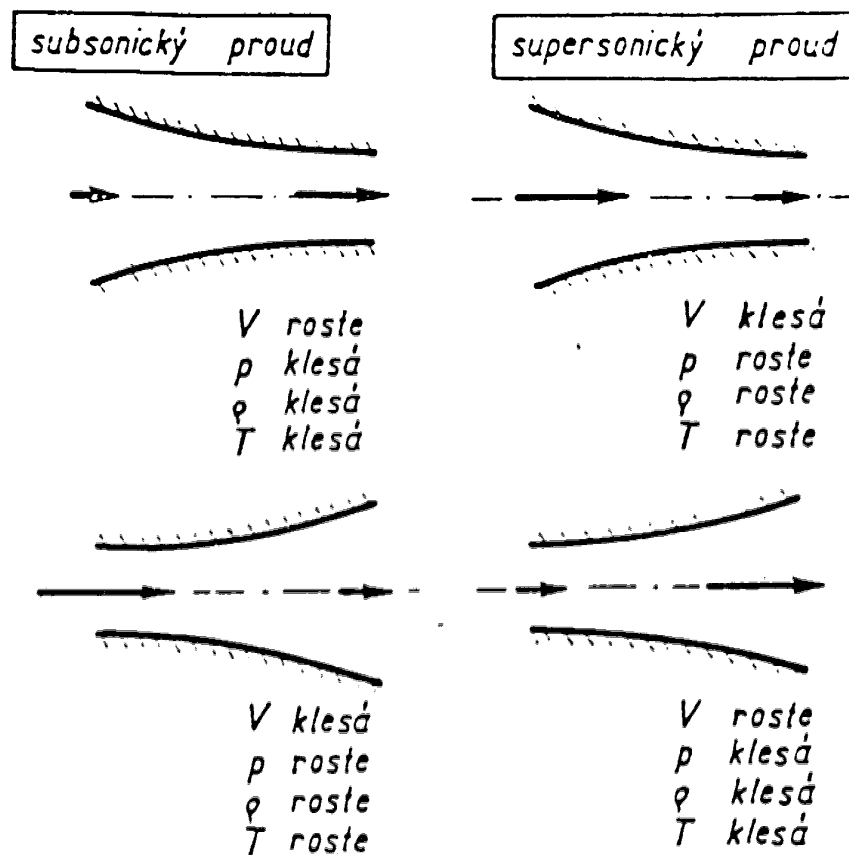
Aby pilot mohl posoudit, do jaké míry se může za letu setkat s projevem stlačitelnosti, potřebuje jednoduše vyjádřenou informaci. Tu dostává v podobě Machova čísla, definovaného jako poměr rychlosti letu ku rychlosti zvuku. Vzhledem k měnící se rychlosti zvuku s výškou, hodnota M při konstantní rychlosti letu TAS se zvyšuje. Zvětšení teploty okolního vzduchu naopak znamená zvětšení rychlosti zvuku a pro stejnou hodnotu TAS pokles M

Podle Machova čísla se rozlišují jednotlivé oblasti létání následovně :

- Nízkorychlostní** oblast, kdy není potřeba počítat se stlačitelností (přibližně je možno hranici stanovit do $M = 0,3$)
- Podzvukové (subsonické)** proudění, kdy na letadle se projevuje vliv stlačitelnosti, ale nikde na letadle není dosaženo místního Machova čísla rovného 1 (cca do $M = 0,8$)
- Okolozvukové (transsonické)** proudění, kdy kolem letadla je dosaženo poprvé v nějakém místě rychlosti zvuku ($M=1$), přičemž toto nastává při Machově čísle, které se nazývá kritické. Horní hranicí okolozvukové oblasti je hodnota Machova čísla letu, kdy kolem letadla jsou všechny rychlosti již větší, než rychlost zvuku, tj. všude je místní M větší než 1 (to nastává přibližně při $M = 1,2$)
- Nadzvukové (supersonické)** proudění, kdy kolem celého letadla jsou již rychlosti proudu vzduchu větší než rychlost zvuku.

6.1.2. Rovnice kontinuity pro stlačitelné proudění

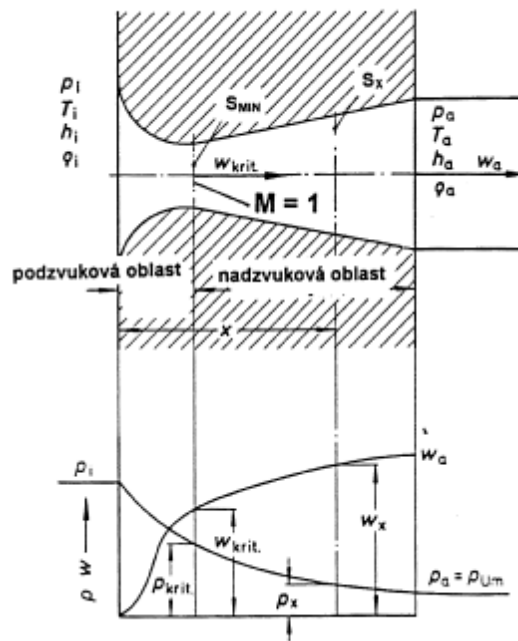
Pro proud vzduchu, ve kterém se již při vyšších rychlostech projevuje vliv stlačitelnosti, není možné uvažovat, že je hustota konstantní. Ke změnám rychlosti proudu vyvolaných změnami průřezu proudové trubice je oproti nízkorychlostnímu proudění nutné zahrnout i změny hustoty a teploty. Při změně průřezu nenastává tak jako u nízkorychlostního pouze změna rychlosti, ale je nutné uvažovat současnou změnu součinu hustoty a rychlosti. Kromě toho je nutné uvážit vliv změny teploty, ke které dochází při zvýšení rychlosti. Toto zvýšení rychlosti se děje na úkor vnitřní energie vzduchu, a to tak, že při zvýšení rychlosti vnitřní energie a tedy i teplota klesá a naopak. Nejvyšší teplota je tedy v místě, kde je rychlost proudu nulová (t.z.v. stagnační teplota).



Obr. 086 - 05 : Rovnice kontinuity pro stlačitelné podzvukové a nadzvukové proudění

Změny stavových veličin v závislosti na změně průřezu trubice jsou uvedeny na obr. 086-05. Je z nich patrné, že k urychlení nadzvukového proudu dojde v trubici, jejíž průřez se zvětšuje, zatímco nadzvukový proud v rozšiřující se trubici se zpomaluje. Navíc pro urychlení nadzvukového proudu platí, že je možné ho při jednom tvaru trubice urychlit pouze na určitou hodnotu rychlosti, aniž by mělo zvýšení tlaku před dýzou (trubicí) nějaký vliv, jako u nízkorychlostního proudu.

V praxi je pro urychlování proudu na nadzvukovou rychlost používána t.z.v. Lavalova dýza (obr.086-06). Je v ní zrychlován proud z klidu do nadzvukové rychlosti v důsledku působení tlakového spádu před dýzou a za ní. Při dostatečně velkém rozdílu tlaků se proud v zužující části dýzy rozbíhá, přičemž se zvyšuje součin hustoty a rychlosti, největší je v místě, kde je dýza nejužší. Lze říct, že tam je proud "nejzahuštěnější".



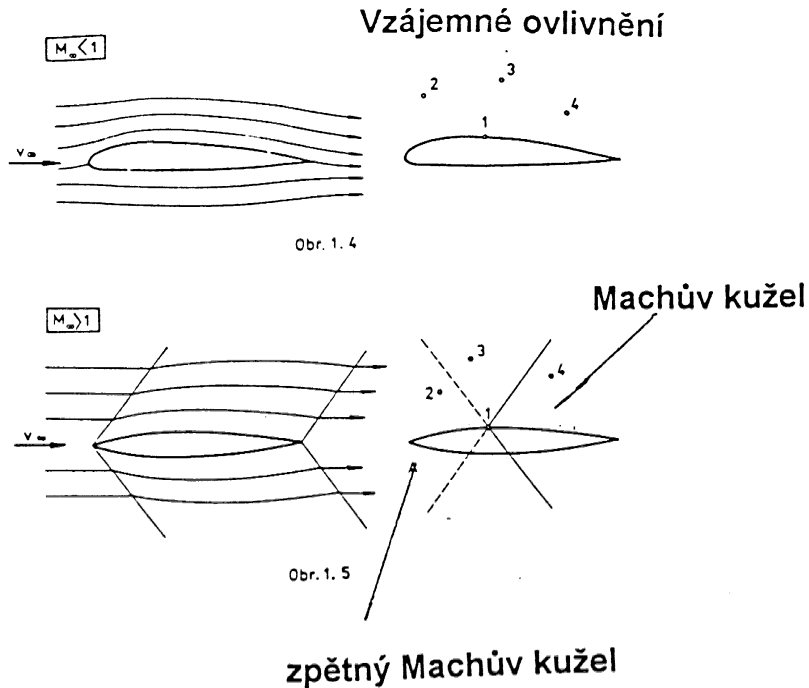
Obr. 086 - 06 : Lavalova dýza

Tam dosáhne rychlost hodnoty rychlosti zvuku, která je mírně odlišná od rychlosti zvuku na vstupu do dýzy, a to vlivem změny teploty v zužující se části dýzy. Zvětšení tlakového spádu nemá vliv na dosažení větší rychlosti na výstupu z dýzy. Výsledná rychlost je dána tvarem dýzy. Pro dosažení větší rychlosti je nutné zvýšit průřez výstupní části dýzy. Změny tvaru ústí dýzy je obvyklé pro výstupní trysky raketových a proudových motorů. Poznamenejme, že při malém tlakovém spádu se Lavalova dýza chová jako Venturiho trubice.

6.2. Vznik rázových vln

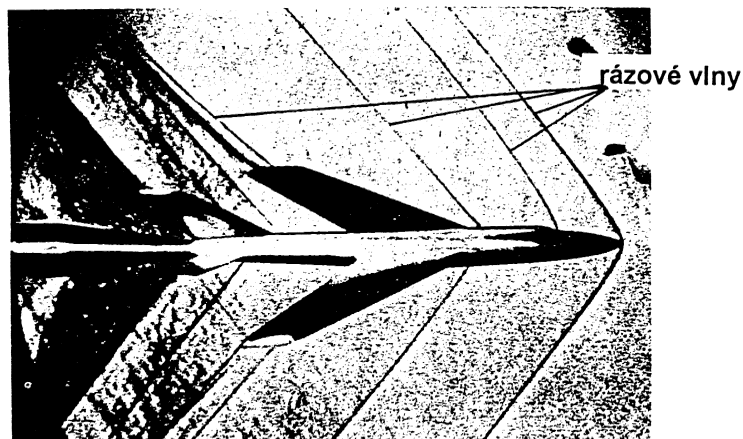
(081 02 02 00, 081 03 01 00) A

Porovnáme-li obraz obtékání kolem profilu v subsonickém a supersonickém proudění, je patrný jeden výrazný rozdíl (obr. 086-07). V subsonickém obtékání ovlivňují rozruchy z bodu 1 i poměry v bodech 2, 3 a 4. Zpětně poměry v těchto bodech ovlivňují proud v bodě 1. Jinak je tomu u nadzvukového proudu, kde bod 1 má vliv pouze na prostor uvnitř svého Machova kužele a v žádném případě neovlivní poměry v ostatních vyznačených bodech. Naopak, bod je ovlivněn pouze body uvnitř zpětného Machova kužele.



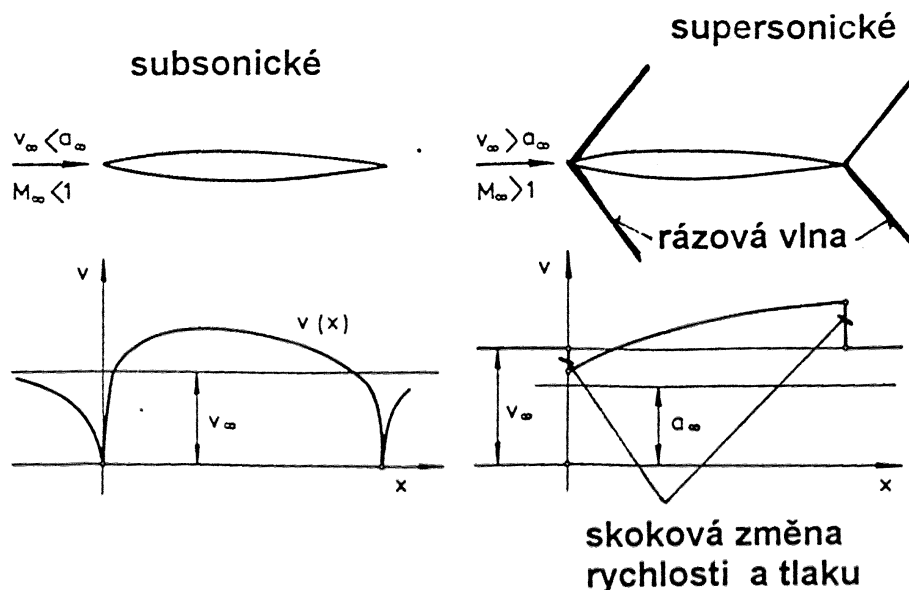
Obr. 086 - 07 : Šíření rozruchů v subsonickém a supersonickém proudu

Při supersonickém proudění má skutečnost, že tlakové rozruchy se mohou šířit jen ve vymezené oblasti, za následek vytvoření rázových vln (obr. 086-08). Rázová vlna se šíří nikoliv rychlostí zvuku, ale rychlostí letu.



Obr. 086 - 08 : Zviditelněné rázové vlny na letounu

Rychlost supersonického proudu vzduchu se nemůže měnit totiž spojitě jako u subsonického, ale mění se skokem při průchodu rázovou vlnou. V případě profilu s ostrou náběžnou hranou se dokonce ani proud nezastaví v stagnačním bodě v náběžné části, ale jeho rychlost zůstává stále nadzvuková (obr. 086-09). Vytvoří se tak náběžná rázová vlna. Pokles rychlosti vyvolá zvýšení tlaku za rázovou vlnou. Protože zakřivení profilu s sebou přinese i zvýšení rychlosti proudu nad hodnotu rychlosti nabíhajícího proudu, existuje i t.z.v. závěrná rázová vlna, na které se proud zbrzdí na odpovídající hodnotu.



Obr. 086 - 09 : Průběh rychlosti při subsonickém a supersonickém obtékání profilu

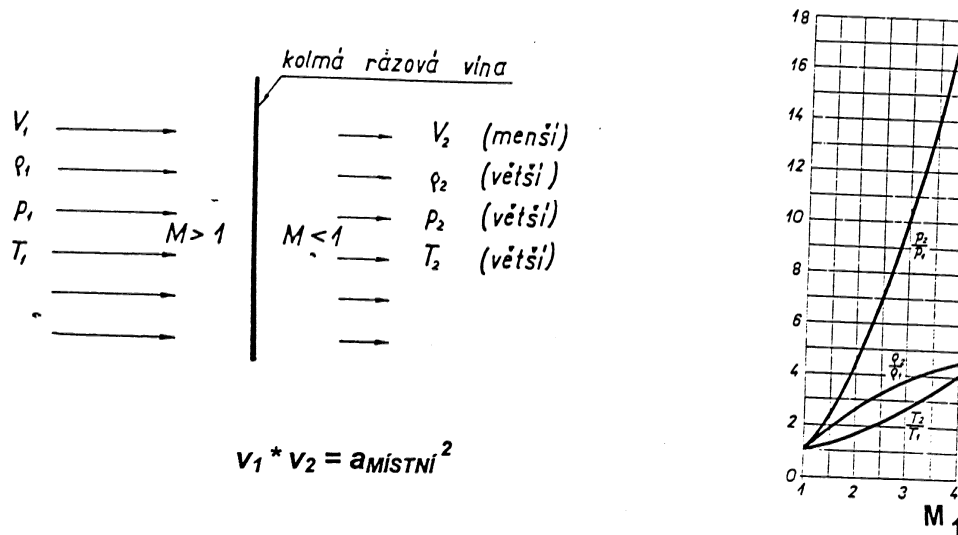
Skokové zbrzdění znamená pro proud vznik velkých energetických ztrát. Ty jsou způsobeny tím, že kromě změn rychlosti a tlaku se zvýší teplota vzduchu, čímž vzroste jeho vnitřní energie a protože obecně již nelze tuto energii přeměnit zpět na kinetickou, jsou změny nevratné. Odpor letadla v tomto případě se zvyšuje mnohonásobně. Kromě toho se mění zásadně i další aerodynamické charakteristiky, vztlak klesá a působíště vztlaku nepravidelně mění svou polohu. Proto překonání rychlosti zvuku bylo v historii letectví velkým mezníkem, jehož překonání bylo ale zapláceno řadou nehod.

Při nadzvukovém proudění svírá plocha vlny s rychlostí letu určitý úhel. Mluvíme tak o *šikmé rázové vlně*. Jestliže vznikne např. na profilu s velkým poloměrem náběžné hrany (tupé těleso) rázová vlna kolmá na rychlost proudu, nazýváme ji *kolmou rázovou vlnou*. V tomto případě vždy klesá rychlost pod hodnotu rychlosti zvuku, proudění za ní je vždy podzvukové, přičemž platí, že čím je rychlost před rázovou vlnou větší, tím menší bude za ní. Tlakové změny jsou potom výraznější a mnohem více ovlivňují aerodynamické charakteristiky.

6.2.1. Kolmá rázová vlna

(081 02 02 00) A

Poměry na kolmé rázové vlně jsou na obr. 086-10. Vzhledem k podstatně vyšším ztrátám v případě jejího vzniku oproti šikmé rázové vlně se letouny pro létání v oblasti stlačitelnosti navrhují tak, aby se proud zbrzdil co možná nejméně. To je jejich tvary se vyznačují poměrně ostrými náběžnými hranami, nosné plochy mají malou tloušťku a štíhlost atd.

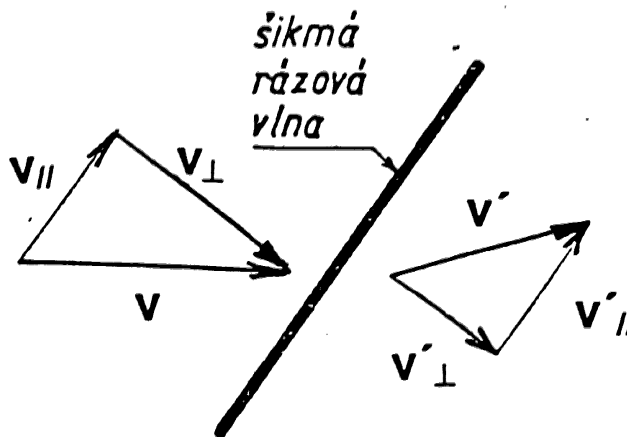


Obr. 086 - 10 : Kolmá rázová vlna

6.2.2. Šikmá rázová vlna

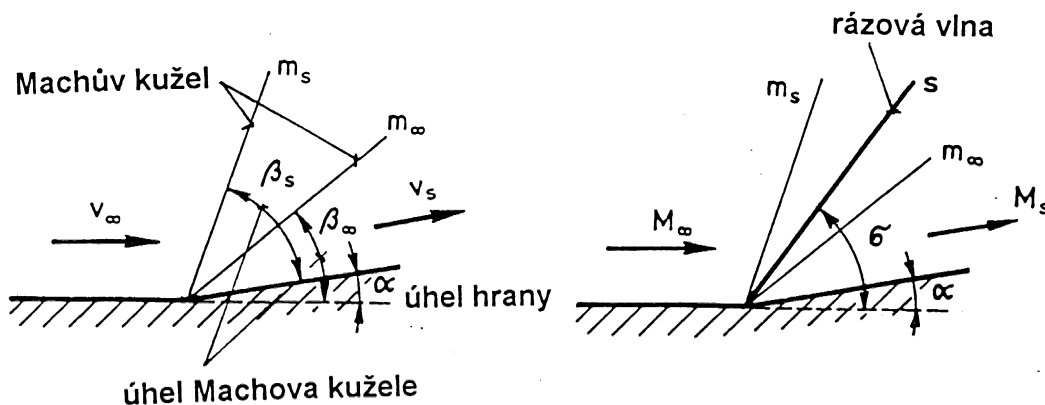
(081 03 01 00, 081 03 01 03) A

Proudění při vzniku šikmé rázové vlně můžeme rozdělit na dvě proudění, a to na proudění kolmé ve směru vlny a proudění rovnoběžné s vlnou (obr. 086-11). Rychlost za šikmou rázovou vlnou může být větší nebo i menší, než je rychlost zvuku. Složka rychlosti za rázovou vlnou, která je na ní kolmá, je **vždy** menší, než rychlost zvuku.



Obr. 086 - 11 : Šikmá rázová vlna

Úhel, který svírá rázová vlna se směrem rychlosti je možné vysvětlit na modelu obtékání vyduté (konkávní)hrany (obr.086-12). Na hraně dochází k změně směru proudu, kompresi a snížení rychlosti.Od hrany se šíří rozruchy v Machově kuželu, protože ale by rozruch od rychlosti za hranou měl předcházet rozruch od rychlosti před hranou, tak se vytvoří mezi nimi šikmá rázová vlna. Nechá se tak říct, že rázová vlna má vždy větší úhel, než Machův kužel. V limitním případě na tenké desce budou oba úhly stejné.



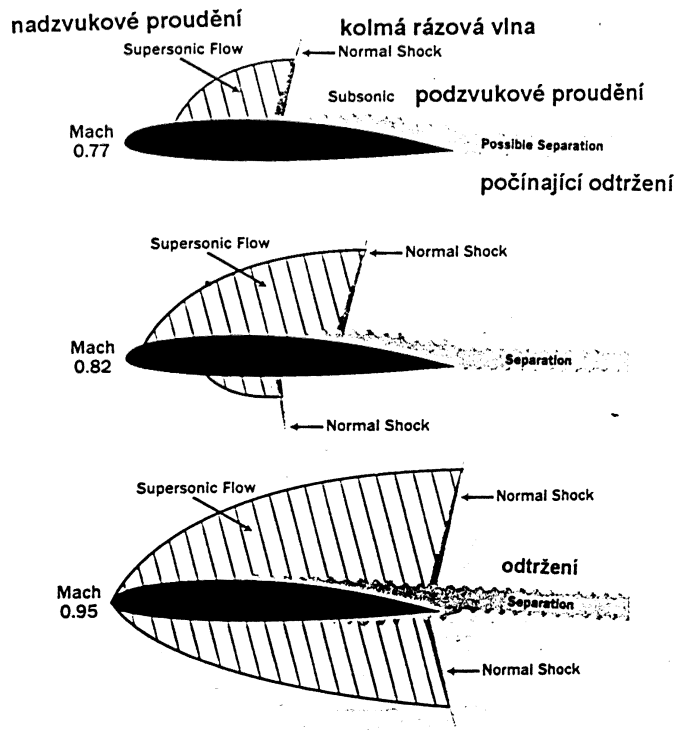
Obr. 086 - 12 : Obtékání konkávní hrany

Obtékání obrácené, to je vypuklé (konvexní) hrany nepřináší oproti konkávní nevratnou změnu spojenou s vznikem rázové vlny, dochází na ní ke zvýšení rychlosti bez vzniku rázové vlny.

6.3.Obtékání profilu při vysokých rychlostech

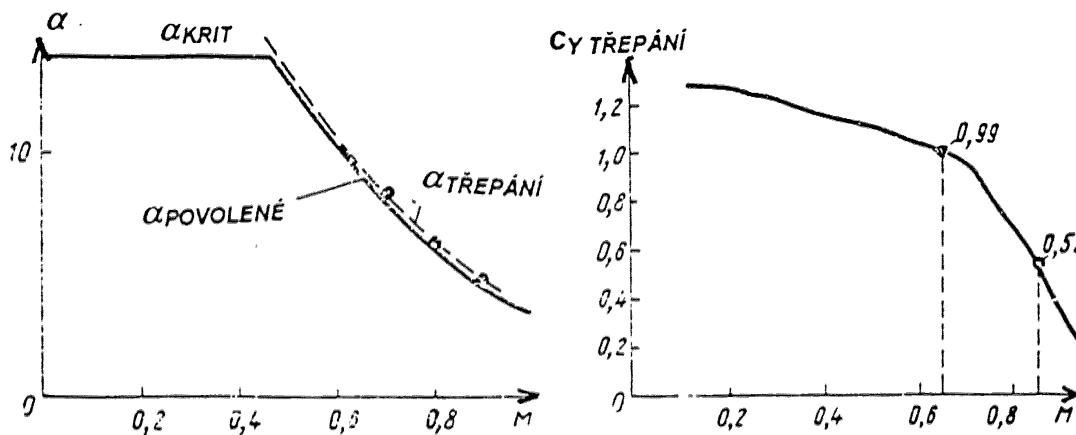
(081 02 02 01, 081 02 02 05,
081 02 02 07) A

Základní princip vytvoření vztaku na profilu je zachován i při jeho obtékání vyššími rychlostmi. Na horní straně profilu se místní rychlosti zvyšují v důsledku zakřivení profilu a vytvářejí tak rozdíl tlaků mezi sací a tlakovou stranou profilu. V důsledku zvýšení místní rychlosti na horní straně ale při určité rychlosti letu dojde k tomu, že v nejzakřivenějším místě (tam, kde je největší podtlak) místní rychlost dosáhne hodnoty rychlosti zvuku, jejíž hodnota odpovídá poměrům v zmíněném bodě. Toto je první počátek "vlnové krize". Machovo číslo letu, při kterém je v prvním místě profilu (lze předpokládat, že téměř u všech letounů pro vysoké rychlosti to bude v tomto místě, navíc s největší pravděpodobností u kořene křídla, kde je profil nejtlustší a tlakové poměry tam jsou nejméně oslabeny koncovým vírem) dosaženo rychlosti zvuku se nazývá kritické, označuje se M_{KRIT} .



Obr. 086 - 13 : Obtékání profilu v transsonické oblasti

Při postupném zvyšování rychlosti letu, vyjádřené Machovým číslem letu, je charakteristický rozvoj rázových vln uveden na obr.086-13. Vytvoření rázové vlny má za následek odtržení proudu, a to při daleko menším úhlu náběhu, než je kritický. Na letadle se toto odtržení projeví třepáním (buffeting), v důsledku čehož je nutné výrazně zmenšit rozsah v provozu letadla při vysokých M letu a zejména velkých výškách použitelných součinitelů vztlaču (obr. 086-14).

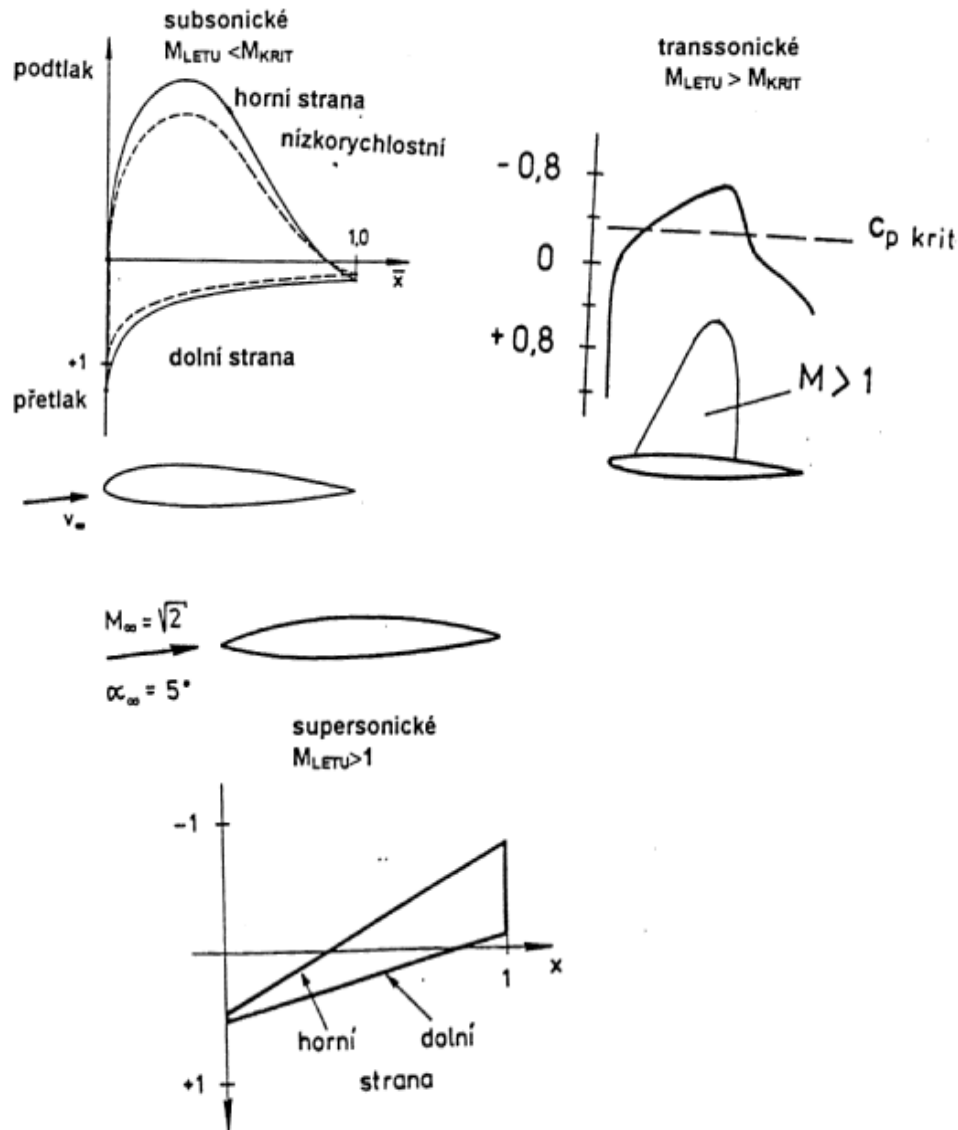


Obr. 086 - 14 : Záloha proti třepání

6.3.1. Vliv stlačitelnosti na rozložení tlaku kolem profilu

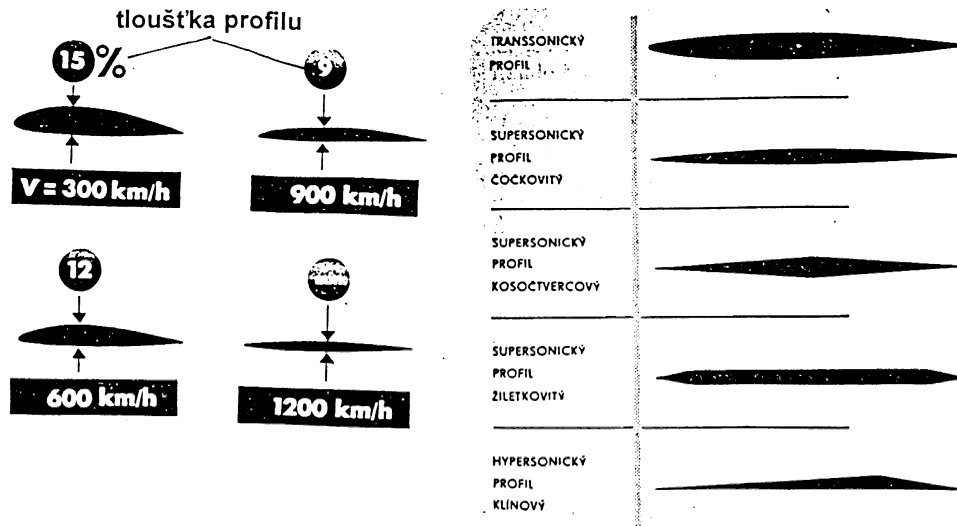
(081 02 02 02, 081 03 01 05,
081 03 01 02) A

Vliv stlačitelnosti ukážeme na příkladu profilu, obtékaného pod běžným úhlem náběhu, ale zvyšujícím se Machově číslu letu. Do kritického Machova čísla je v podstatě vliv stlačitelnosti pozitivní. Při zvýšení Machova čísla letu nad kritické se ale tlakové poměry výrazně mění, za rázovou vlnou vzniká odtržení proudění se všemi negativními důsledky (obr. 086-15). Při supersonickém proudění se utváří tlakové rozložení pravidelně a není ovlivněno tvarem profilu, rozložení tlaku ale vysvětluje i vznik dalšího druhu odporu, vznikajícího v oblasti se supersonickým prouděním, tj. *vlnového odporu*. Jeho původ spočívá v odklonu působení tlaku na profilu, je patrné, že tlak (podtlak) táhne profil dozadu.



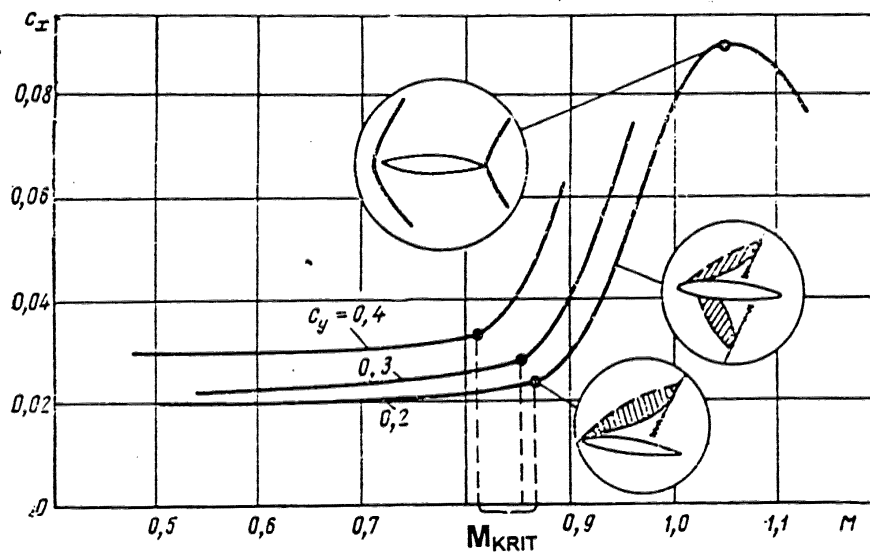
Obr. 086 - 15 : Tlakové rozložení kolem profilu

Vznik vlnové krize je tedy možné ztotožnit s dosažením kritického Machova čísla letu. Hlavních faktorů, které mohou zeslabit její vliv a případně ho oddálit je několik. Především je to tvar profilu. Aby se zabránilo vzniku kolmé rázové vlny, je nutné zmenšovat zakřivení a tloušťku použitých profilů. Příklad tvaru profilů pro různé oblasti létání je na obr. 086-16.



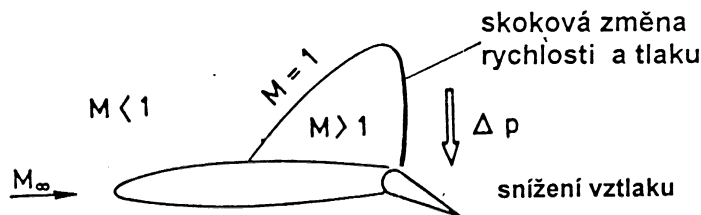
Obr. 086 - 16 : Tvary profilů pro jednotlivé oblasti létání

Zakřivení proudnic při zvýšení úhlu náběhu způsobí zintenzivnění vlnové krize a posune její vznik do nižších Machových čísel (Obr. 086-17).



Obr. 086 - 17 : Vliv úhlu náběhu

Stejný vliv má vychýlení kormidel, které v konečném důsledku může znamenat i opačný účinek kormidla (obr. 086-18), zejména při spolupůsobení deformace křídla (krut kolem elastické osy)

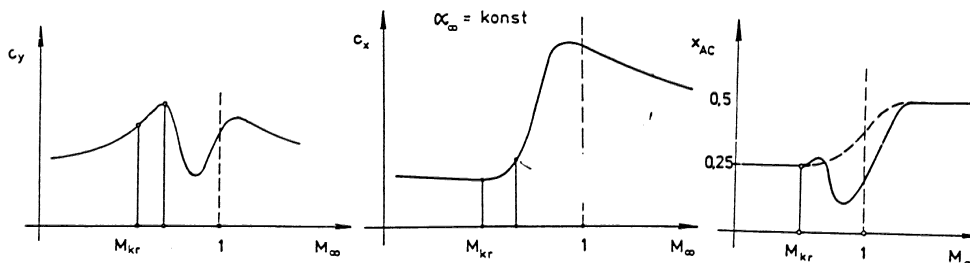


Obr. 086 – 18 : Vliv vychylky kormidla

6.3.2. Změny aerodynamických charakteristik při letu s rostoucím Machovým číslem

(081 02 02 03, 081 02 02 06,
081 03 01 04) A

Změny součinitele vzlaku, odporu a polohy aerodynamického středu profilu při přechodu ze subsonického přes transsonické do supersonického obtékání profilu jsou na obr. 086-19. Profil přitom má stále stejný úhel náběhu.



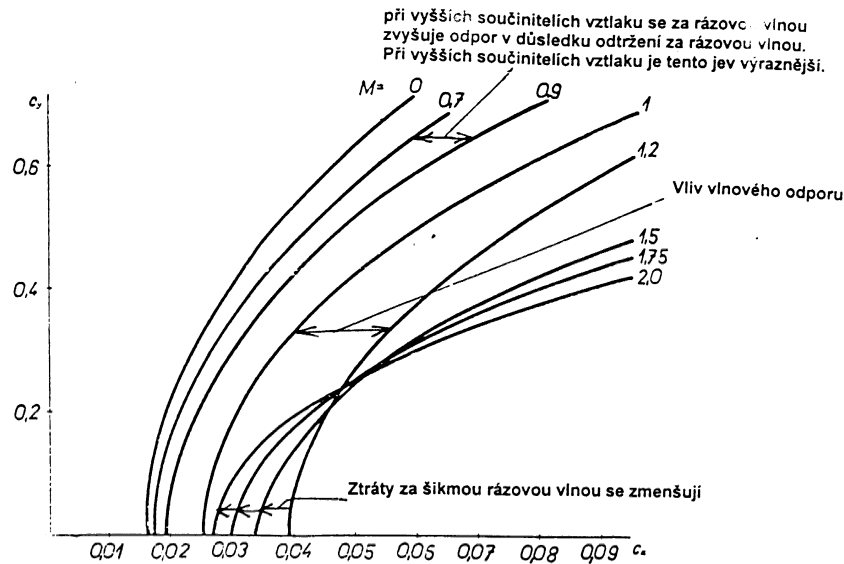
Obr. 086 - 19 : Vliv Machova čísla na průběh aerodynamických součinitelů

Součinitel vzlaku, v důsledku zintenzívnění zejména sání na horní straně profilu v subsonické oblasti, s rostoucím Machovým číslem letu mírně roste. Po překročení kritického M se jeho vzrůst zpomaluje a s tím, jak sílí rázová vlna a proud se za ní začíná odtrhávat, tak se projeví výrazný pokles součinitele vzlaku. Po překročení Machova čísla letu rovnému jedné je na běžném profilu již většina proudu urychlena na nadzvukovou rychlost a součinitel vzlaku se dostává postupně na hodnoty, odpovídající supersonickému proudění.

Při zvýšení Machova čísla letu nad hodnotu kritického se součinitel odporu prudce zvyšuje. Jeho výrazný nárůst je způsoben ztrátami v rázových vlnách a odtržení proudu za nimi. Jakmile se vyvine na profilu větší oblast s nadzvukovým proudem, tak se přidá i vliv vlnového odporu. Až desetinásobné zvýšení součinitele odporu není výjimečné.

Nespojitě obtékání profilu v transsonické oblasti způsobené rázovými vlnami se projevuje i změnami klopivého momentu. Aerodynamický střed se v transsonické oblasti přesune z polohy ve 25% hloubky, kterou má v subsonickém proudění, do polohy v polovině hloubky profilu, odpovídající supersonickému proudění. Problém je v tom, že pouze velmi tenké profily dokážou přejít přes transsonickou oblast a zachovat pravidelný posun aerodynamického středu. Profily, které nejsou vhodně navrženy pro vysokorychlostní obtékání, mají posun působíště vzlaku nepravidelný. Nejprve se posune dopředu, protože zvýšení tlaku za rázovou vlnou sníží sání na horní straně profilu u odtokové hrany a tím se klopivý moment k náběžné hraně ve smyslu na hlavu sníží. Aerodynamický střed se posune k náběžné hraně. Jakmile se ale přesunou při vyšším M rázové vlny směrem dozadu k odtokové hraně, aerodynamický střed se začne posouvat dozadu a klopivý moment "na hlavu" výrazně vzroste. V anglické literatuře toto zvětšení klopivého momentu (posun působíště vzlaku dozadu) bývá označováno jako "Mach tuck".

Popsané změny, znamenají, že pro letoun pohybující se v transsonické, resp. supersonické oblasti, neplatí jedna aerodynamická polára, ale celý svazek (086-20).



Obr. 086 – 20 : Polára supersonického letounu

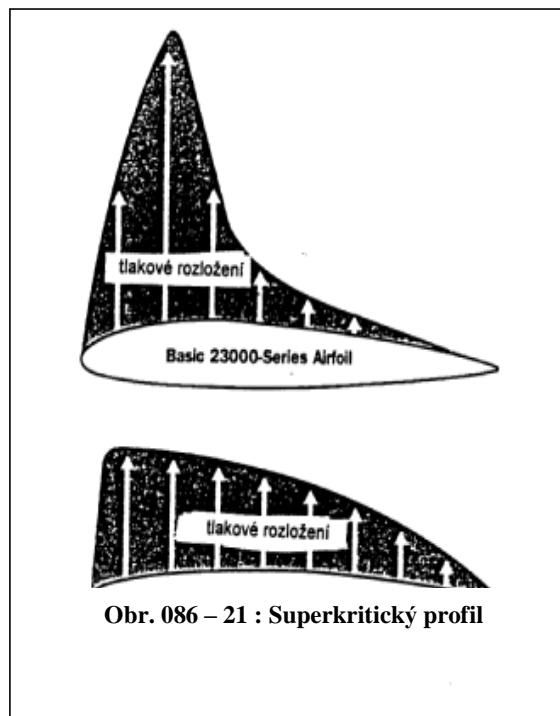
6.4. Další prostředky pro oddálení vlnové krize

(081 02 03 00, 01, 02, 081 02 02 02) A

Na letounech třídy commuter od výrobce Cessna (Cessna Citation), byl pro dřívější modely použit profil řady NACA 23000. Podobný profil byl použit i pro letouny stejné třídy firmy BEECH (King Air). Letouny dosahovaly vysokého součinitele vztlaku, který umožňoval vzlety z krátkých letišť a měly nízkou pádovou rychlost. Jejich společným znakem bylo, že v důsledku tlakového rozložení na profilu, dosahovaly pouze kritického M 0,6 až 0,65. To se projevvalo zejména ve vyšších výškách.

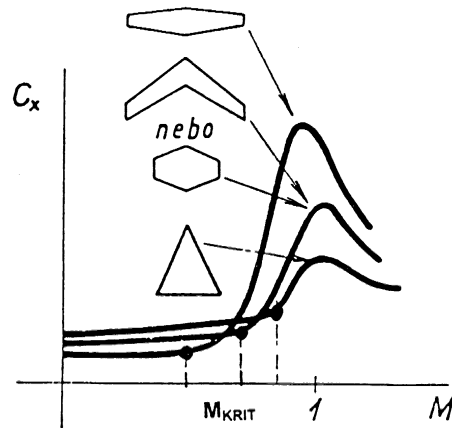
Na konci 60. let se objevily návrhy t.z.v. superkritických profilů (obr. 086-21). Změnou tvaru profilu se dokázala vlnová krize oddálit, takže např. použití těchto profilů na pozdějších modelech výše uvedených letounů umožnilo dosáhnout vyššího kritického Machova čísla, např. u letounu Cessna Citation 500 pozdějších verzí použití superkritického profilu přineslo zvětšení rychlosti letu při dosažení kritického M o 85 kts, tj. na 430 kts, které odpovídají $M=0.75$. Nevýhodou superkritického profilu je jednak velký třecí odpor (je potlačena laminarita profilu) a hlavně tvar odtokové části a v důsledku toho posun působíště vztlaku dozadu vyvolává velký klopivý moment na hlavu. Ten musí být kompenzován silou na mohutnějších ocasních plochách.

Pro zvýšení kinetické energie mezní vrstvy a tím zvětšení její odolnosti k odtržení za rázovou vlnou, jsou někdy na letounech použity viřiče. Jejich umístění není v náběžné části profilu, ale jsou posunuty dozadu, časté umístění je před křídélky.



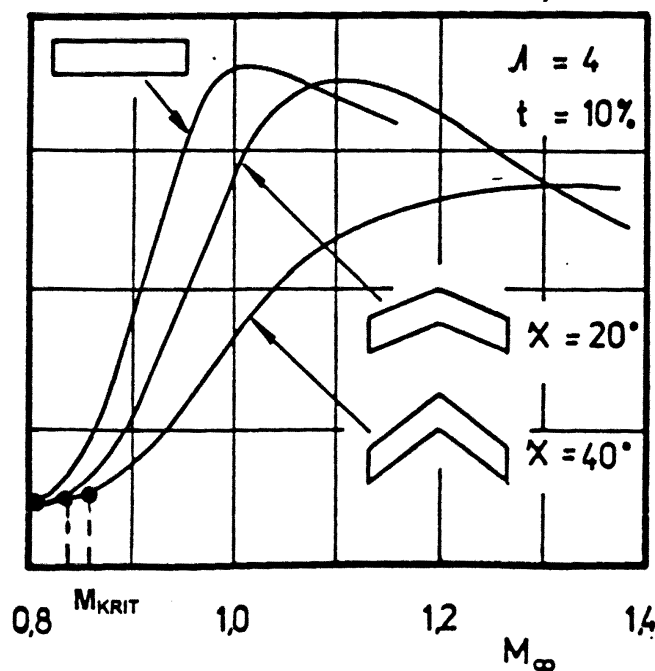
Obr. 086 – 21 : Superkritický profil

Vliv tloušťky profilu již byl podán v kapitole předchozí. Dalším nejčastějším prostředkem, jak oddálit resp. zeslabit vlnovou krizi je šípové křídlo, resp. křídlo malé štihlosti. Vliv štihlosti je vysvětlitelný tím, že největší odchylky místní rychlost a rychlosti nerozrušeného proudu jsou, je-li proudění velmi blízké dvourozměrnému. Proto křídlo s malou štihlostí výrazně eliminuje vliv Machova čísla (obr. 086-22). Na obrázku je porovnán vliv křídel o různém tvaru a štihlosti, jestliže by měly všechny stejný úhel náběhu a stejnou relativní tloušťku profilu. Za povšimnutí stojí, že kritické Machovo číslo se vlivem štihlosti výrazně nemění.



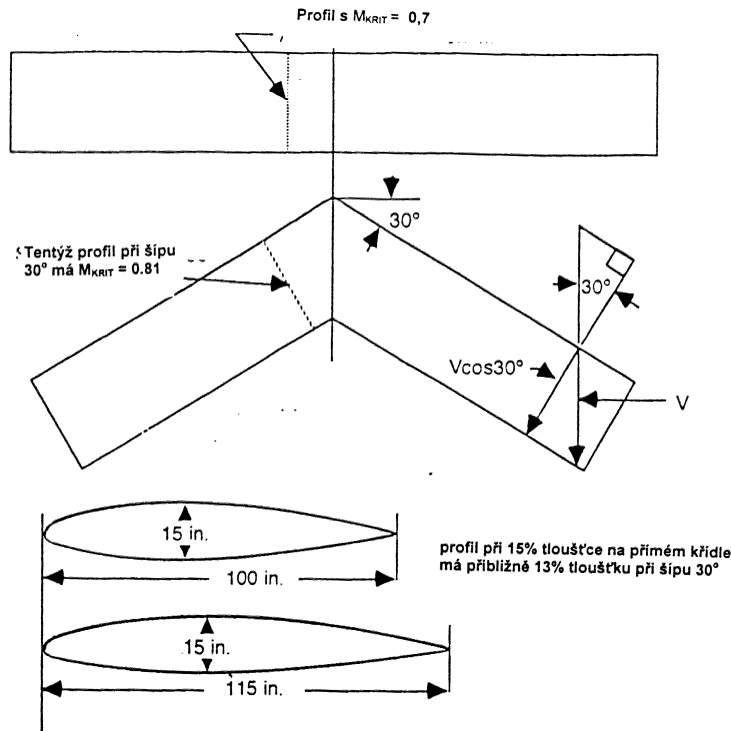
Obr. 086 – 22 : Vliv štihlosti na aerodynamické vlastnosti v transsonické oblasti

Oddálení kritického Machova čísla je úkolem šípového křídla (obr. 086-23). Situace odpovídá pro úhel náběhu rovný nulovému vztlaku.



Obr. 086 – 23 : Vliv šípového křídla

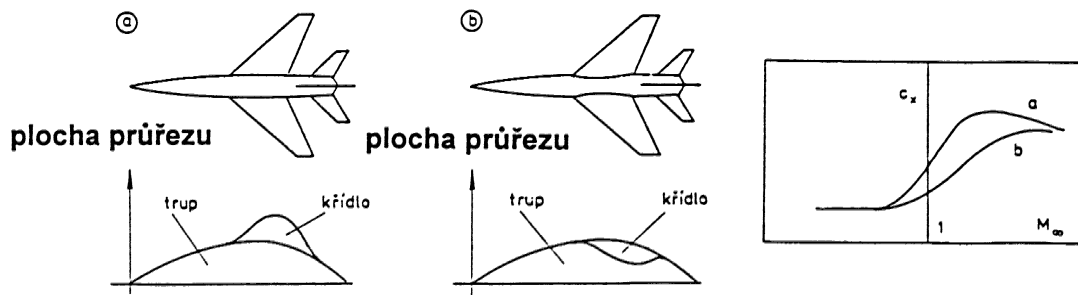
Princip oddálení spočívá v rozkladu rychlosti letu na složku kolmou na úhel šípů křídla a složku podél šípů. Kolmá složka je menší, než rychlost letu a tak vlnová krize nastoupí později (086-24).



Obr. 086 – 24 : Princip oddálení vlnové krize na šípvém křídle

Výraznou nevýhodou šípvého křídla jsou jeho velmi špatné vlastnosti při přetažení, které je možné poněkud zlepšit různými prostředky.

Pro snadnější průchod transsonickou oblastí jsou letouny tvarovány podle pravidla ploch (086-25).



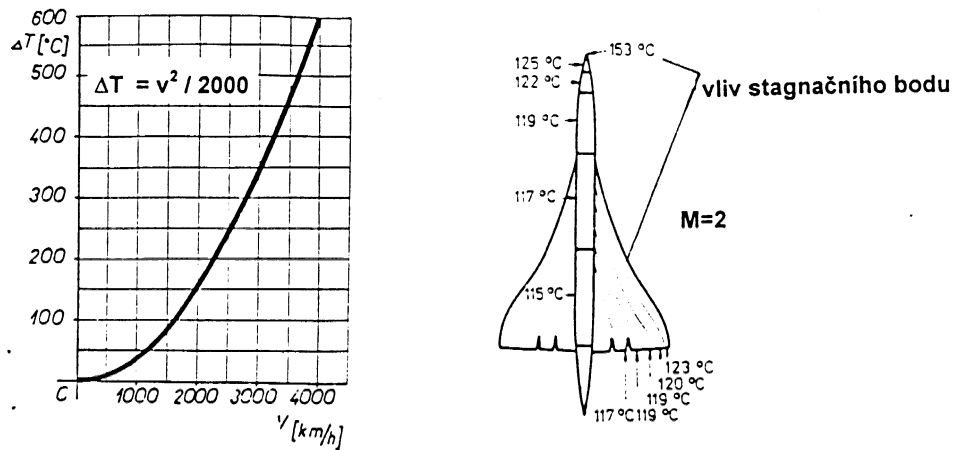
Obr. 086 – 25 : Pravidlo ploch

Zmenšení odporu potom umožňuje dosáhnout supersonické oblasti (poprvé bylo použito na letounu Delta Dagger, který bez použití tohoto pravidla nedokázal překonat rychlost zvuku, ačkoliv později dosahoval $M=1,4$).

6.5. Aerodynamický ohřev

(081 02 02 04) A

Zbrzděním vzduchu ve stagnačním bodě, nebo snížením rychlosti na rázové vlně, se zvyšuje jeho teplota. Kromě toho se teplota zvyšuje v důsledku ztrát při proudění vyvolaných třením. To vše se projevuje při vysokých rychlostech letu velmi výrazně a má za následek zvýšení teploty na povrchu letounu. Závislost přírůstku teploty při zabrzdění vzduchu pro různé rychlosti letu je na obr. 086-26, kde je rovněž uveden příklad zvýšení teploty na povrchu supersonického letounu při rychlosti letu $M=2$.



Obr. 086 – 26 : Aerodynamický ohřev