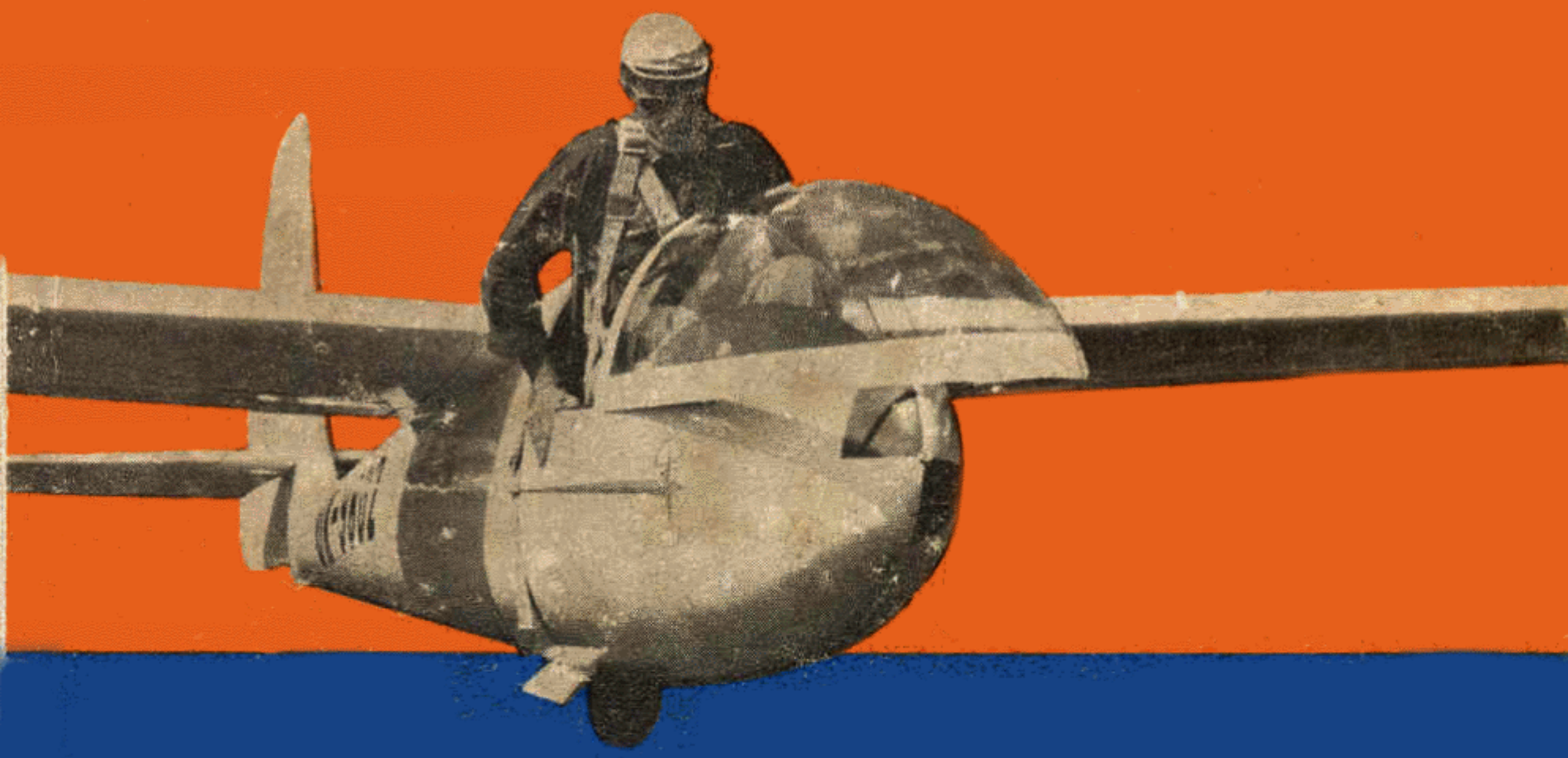


Aerodynamika a mechanika letu

NAŠE VOJSKO

AERODYNAMIKA A MECHANIKA LETU PRO PLACHTAŘE

NAŠE VOJSKO
SVAZ PRO SPOLUPRÁCI S ARMÁDOU
PRAHA 1960

© Naše vojsko, 1960

I. díl, Aerodynamika, napsal inž. Radoslav Jíra. II. díl, Mechanika letu, napsali: inž. Jiří Ticháček (kap. 1.1—1.6 a odstavec 2.5.2 kromě odstavců 1.3.3, 1.4.3, 1.4.4 a 1.5.8), inž. Vlastimil Pokorný (odstavce 1.3.3, 1.4.4, 1.5.8), inž. Jiří Marek (odstavec 1.4.3), Mojmír Stratil (kap. 1.7) a inž Jindřich Veselý (kap. 2.1—2.4 a odstavec 2.5.1). Obrázky kreslil inž. Lubomír Paták.

PŘEDMLUVA

Učebnice aerodynamiky a mechaniky letu je elementární učebnicí pro teoretickou přípravu k bezmotorovému létání. Je určena přednášejícím k přípravě a žákům ke studiu a opakování přednesené látky.

Z rozsáhlé oblasti aerodynamiky a mechaniky letu uvádí a zpracovává některé stati, které jsou nezbytné pro létání a které se také vyžadují při teoretických zkouškách.

Učebnice je rozdělena na dvě části.

Kapitoly, tištěné normálním tiskem, jsou určeny začátečníkům. Tvoří základní kurs aerodynamiky a mechaniky letu, který musí vždy předcházet veškerému dalšímu výcviku. Obsahují vysvětlení fyzikální podstaty základních aerodynamických jevů, nezbytných pro bezpečnost při létání. Poznatky, získané v několika uplynulých letech při teoretické přípravě plachtařů Pražského kraje, přiměly autory zpracovat tyto kapitoly co nejjednodušší formou. Protože grafické znázornění je jednou z nejvhodnějších forem vysvětlování, doprovází text těchto kapitol velké množství obrázků. Snahou autorů bylo, aby tyto kapitoly byly přístupné a dobře srozumitelné všem zájemcům o sportovní létání, tedy i těm, kdo nemají technické vzdělání a jichž je podle zkušeností většina. Autoři proto omezili používání matematických vztahů na minimum a snažili se spíše o názorné vysvětlení aerodynamických jevů, které by poskytlo správný názor především po stránce kvalitativní. Předpokládá se ovšem, že nejzákladnější vztahy a pojmy z matematiky a mechaniky jsou známé.

Některé stati bylo nutno zjednodušit, aby se vyhovělo požadavkům základní učebnice.

Na konci jednotlivých kapitol jsou připojeny kontrolní otázky. Jsou jednoduché, avšak přitom vyčerpávají celou látku.

Kapitoly, tištěné drobným tiskem, jsou určeny výkonným plachtařům. Při současné úrovni plachtařského sportu je výkonné létání nesporně do značné míry závislé na teoretických znalostech pilota. Všechny nadprůměrné výkony vyžadují umění optimálně využít aerodymických možností větroně. Znalosti, obsažené v těchto kapitolách, patří dnes k nutné teoretické výzbroji výkonného plachtaře.

Poskytnou zároveň dostatečnou úroveň vědomostí, potřebnou k sledování další odborné plachtařské literatury.

Posláním učebnice aerodynamiky a mechaniky letu je nejenom účinně pomoci v přípravě k teoretickým zkouškám. Hlavním jejím cílem je stát se spolehlivým pomocníkem při praktickém létání.

DÍL 1 - AERODYNAMIKA

1. ÚVOD

1.1. VÝZNAM AERODYNAMIKY

Aerodynamika je nauka, zkoumající působení ovzduší na pohybující se tělesa. Význam aerodynamiky pro plachtaře tkví v pochopení principu letu, vzniku aerodynamických sil a jejich působení na větroň. Znalost aerodynamiky je jedním ze základních předpokladů bezpečného létání. Vzhledem k mechanice letu je aerodynamika jakousi přípravnou částí. Bez základních znalostí aerodynamiky nelze porozumět jevům, popisovaným v části Mechanika letu, která poskytne mnoho cenných praktických znalostí pro taktiku výkonného létání.

Část Aerodynamika je zpracována se zřetelem k těmto účelům. Klade důraz na vysvětlení vzniku vztlaku, jednotlivých složek odporu, vysvětlení vztlakových a odporových vlastností profilu, křídla a celého větroně. Část pojednávající o vztlaku je uzavřena kapitolou „Vliv profiláže křídla na výkony větroně", část pojednávající o odporu kapitolou „Snižování odporu výkonných větroňů". Tyto dvě kapitoly jsou určeny pokročilým plachtařům. Popisují praktické využití aerodynamiky při vývoji výkonných větroňů.

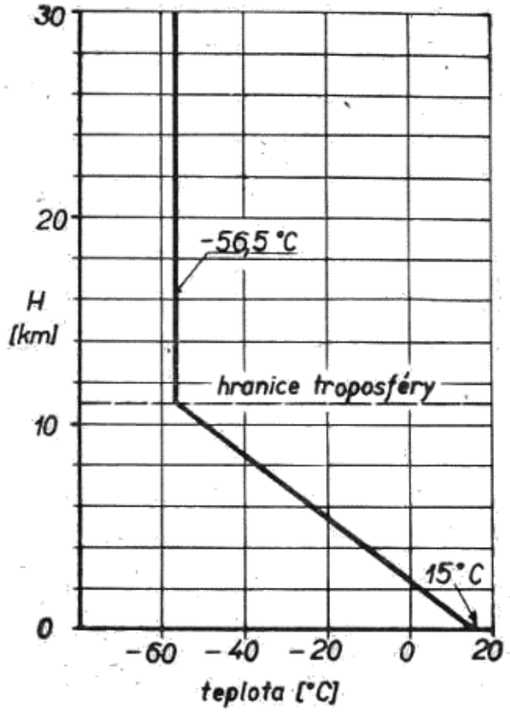
1.2. MEZINÁRODNÍ STANDARDNÍ ATMOSFÉRA

Plachtění je vázáno na atmosféru zeměkoule. Zatím využíváme převážně pouze její nejspodnější vrstvy – troposféry, sahající v naší zeměpisné šířce do výšky 11 km. O jednotlivých vrstvách atmosféry a složení vzduchu jedná učebnice Meteorologie. Zde se omezíme pouze na základní veličiny, ovlivňující velikost aerodynamických sil a tím i výkony a letové vlastnosti větroňů.

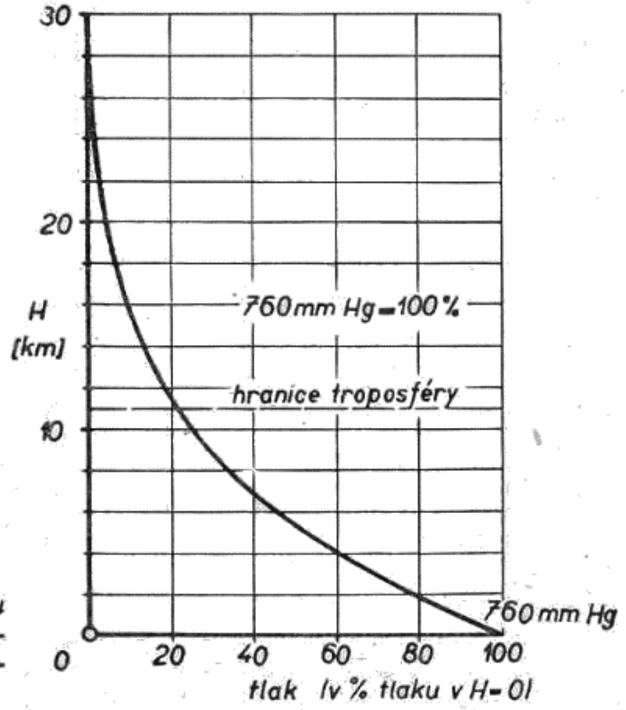
Jsou to teplota, tlak a měrná váha vzduchu. Všechny tyto veličiny se mění s výškou.

Ovzduší zeměkoule převážně zahřívá ohřátý povrch země. Jeho prohřívání proto probíhá zespoda směrem k vyšším vrstvám atmosféry (vyjma případu teplotního zvratu neboli inverze). Teplota vzduchu je tedy nejvyšší u země. S rostoucí výškou klesá.

Horní vrstvy atmosféry stlačují vlastní vahou vrstvy ležící níže.



Obr. 1.1. Závislost teploty vzduchu na výšce v mezinárodní standardní atmosféře



Obr. 1.2. Závislost tlaku vzduchu na výšce v mezinárodní standardní atmosféře

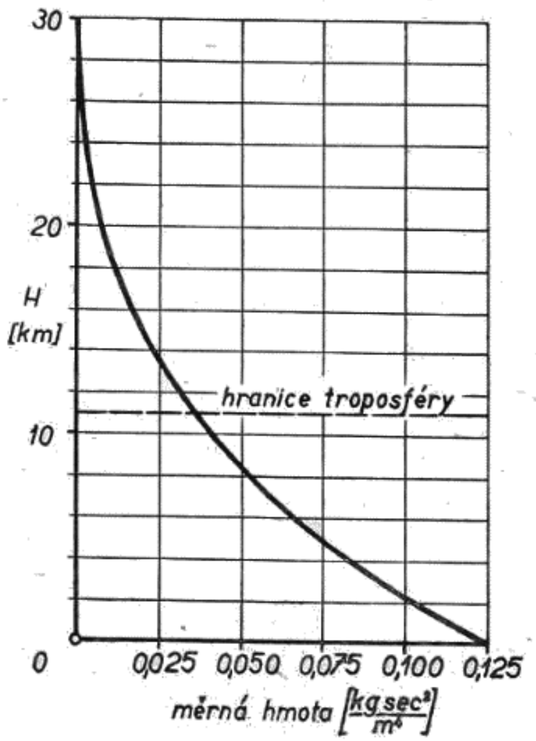
Atmosférický neboli barometrický tlak je tedy nejvyšší u země, s rostoucí výškou opět klesá.

Měrná váha vzduchu je váha 1 m³ vzduchu. Závisí na tlaku a teplotě. Stlačujeme-li určité množství vzduchu, zmenšuje se jeho objem, vzduch houstne a protože jeho krychlový metr váží po stlačení více, měrná váha se zvětšuje. Ohříváme-li vzduch ve volném prostoru, vzduch se rozpíná, jeho objem se zvětšuje a stává se lehčím – měrná váha klesá. Tyto závislosti určují změnu měrné váhy vzduchu s výškou. Protože převažuje vliv tlaku, měrná váha vzduchu s rostoucí výškou klesá. V aerodynamice častěji než pojmu měrná váha vzduchu používáme pojmu měrná hmota vzduchu. Je to hmota jednoho krychlového metru vzduchu. Mezi oběma veličinami platí vztah

$$\gamma = \varrho \cdot g$$

kde γ = měrná váha vzduchu (kg/m³)
ϱ = měrná hmota vzduchu (kg s²/m⁴)
g = zemské zrychlení (m/s²) (v naší zeměpisné šířce g = = 9,81 m/s²)

Teplota, tlak i měrná hmota vzduchu jsou však i ve stejné nadmořské výšce na různých místech zeměkoule různé. Kromě toho se mění i s časem, téměř od hodiny k hodině vlivem okamžité meteorologické situace. Tyto změny bývají zvláště v malých výškách dosti značné. Protože výkony i vlastnosti větroňů závisí na uvedených veličinách, znemožňují jejich změny vzájemné porovnání výkonů větroňů, naměřených v různé době na různých letištích. Abychom je mohli vzájemně porovnávat, bylo by nutno provádět jejich zkoušky v ovzduší se stejnými vlastnostmi. To však není možné. Proto byla zavedena pomyslná atmosféra, nezávislá na poloze na zeměkouli a na meteorologické situaci. V této atmosféře byla pro každou výšku stanovena určitá teplota, tlak i měrná váha vzduchu. Nazý-



Obr. 1.3. Závislost měrné hmoty vzduchu na výšce v mezinárodní standardní atmosféře

váme ji mezinárodní standardní atmosférou a označujeme zkratkou MSA. Protože slouží k srovnávání výkonů jednotlivých letadel, označuje se také jako mezinárodní srovnávací atmosféra. Všechny vypočtené i naměřené výkony a vlastnosti letadel se uvádějí vztažené na nulovou nebo jinou výšku standardní atmosféry. Tím je jednoznačně stanovena teplota, tlak a měrná váha vzduchu, kterým tyto výkony odpovídají. Můžeme je tedy mezi sebou vzájemně porovnávat.

Průběh změny teploty s výškou v mezinárodní standardní atmosféře (obr. 1.1) byl sestaven na základě statistického zpracování dlouhodobých měření troposféry. Teplota klesá z hodnoty 15° C u země na každých 100 m výšky o 0,65° C. Na hranici troposféry – v 11 km – je tedy teplota —56,5° C. Pro tlak v nulové výšce standardní atmosféry byl zvolen tlak rtuťového sloupce o výšce 760 mm, odpovídající tlaku svisle stojícího sloupce vzduchu o výšce, rovné výšce atmosféry při teplotě 0° C ve 45° zeměpisné šířky. Tlak vzduchu v kterékoli výšce je určen vahou sloupce vzduchu o průřezu 1 cm², který je nad touto výškou. Průběh změny tlaku vzduchu s rostoucí výškou znázorňuje obr. 1.2. Uvedeným tlakovým a teplotním poměrům v určité výšce odpovídá určitá měrná hmota vzduchu (obr. 1.3). V nulové výšce MSA je hodnota měrné hodnoty vzduchu $\varrho = 0{,}125$ kg s²/m⁴.

Hodnoty teplot, tlaků a měrných hmot vzduchu v standardní atmosféře představují tedy jakési průměrné hodnoty, vyskytující se v ovzduší Země ve středních zeměpisných šířkách během celého roku. Pro praktické použití bývají často sestavené ve formě tabulky, z níž je možné pro danou výšku odečíst příslušnou teplotu, tlak i měrnou hmotu vzduchu.

Kontrolní otázky

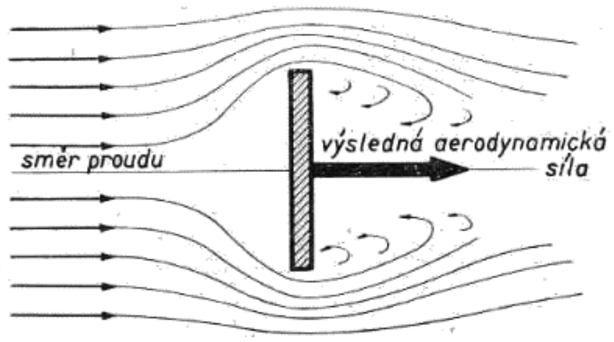
1. Které jsou základní veličiny atmosféry, ovlivňující výkony a vlastnosti větroňů?
2. Jak se mění teplota vzduchu s rostoucí výškou a proč?
3. Jak se mění tlak vzduchu s rostoucí výškou a proč?
4. Co je měrná váha vzduchu, na kterých veličinách závisí a jak se mění s rostoucí výškou?
5. Proč byla zavedena mezinárodní standardní atmosféra?

1.3. POJEM AERODYNAMICKÉ SÍLY

Každé těleso, pohybující se v určitém prostředí, je vystaveno působení sil, vznikajících při jeho pohybu. Tento účinek prostředí dobře známe z denního života; cítíme jej například při chůzi proti větru, při jízdě na kole, při plavání nebo při jízdě na loďce. Velikost a směr vznikající síly nezávisí na tom, zda se pohybuje těleso určitou rychlostí v klidném prostředí nebo zda těleso je v klidu a pohybuje se prostředí. Působení větru o rychlosti 60 km/h na stojícího člověka je stejné jako při jízdě na motocyklu rychlostí 60 km/h v klidném

ovzduší. Pro lepší představu budeme v dalších kapitolách vycházet z případu tělesa v klidu, ofoukávaného pohybujícím se vzduchem.

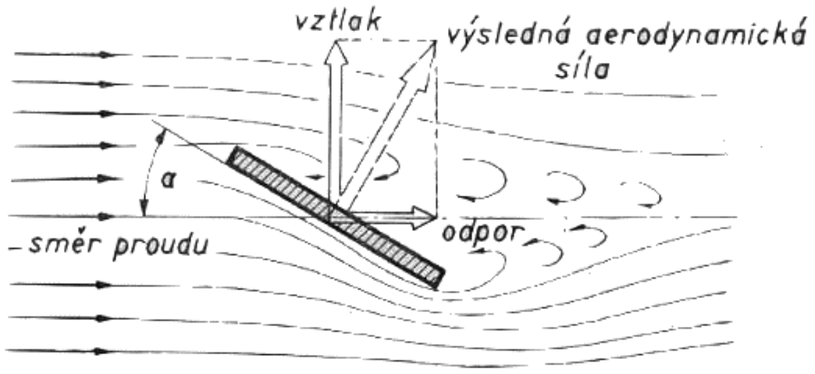
U těles souměrných kolem osy, ležící ve směru proudu, působí výsledná síla vzduchu, kterou nazýváme výsledná aerodynamická síla, ve směru proudu (obr. 1.4). Při obtékání nesouměrných těles nebo souměrných těles, nastavených ke směru proudu v určitém úhlu, nepůsobí již výsledná aerodynamická síla ve směru proudu, ale je od něho odchýlena (obr. 1.5). V tomto případě rozkládáme výslednou aerodynamickou sílu na dvě složky. Složku kolmou ke směru proudu nazýváme vztlak, složku působící ve směru proudu nazýváme odpor (obr. 1.6).



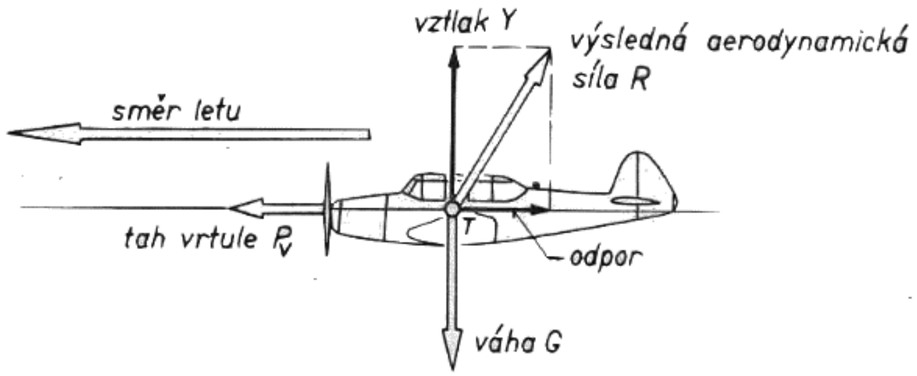
Obr. 1.4. Směr působení výsledné aerodynamické síly u těles souměrných ke směru proudu

Obr. 1.5. Směr působení výsledné aerodynamické síly u těles nesouměrných ke směru proudu

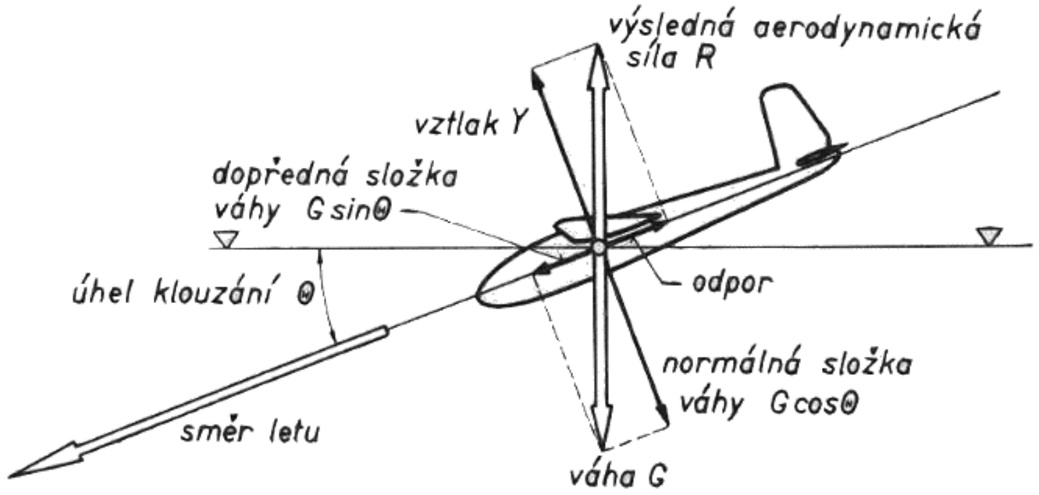
Vztlak je síla, která za letu překonává váhu letounu. Umožňuje tedy let letounů těžších vzduchu. Vzniká na křídlech letounu, a to pouze tehdy, jestliže se křídlo vzhledem k vzduchu pohybuje. Současně se vztlakem však vzniká i odpor, který působí proti směru pohybu a snaží se jej brzdit. Aby se letoun udržel v pohybu a neztratil rychlost, kterou potřebuje ke vzniku vztlaku, musí být tažen určitou silou, překonávající odpor. U vrtulových letounů je odpor překonáván tahem vrtule, u proudových přímo tahem motoru (obr. 1.7). U bezmotorových letadel je nahrazena dopředná tažná síla vrtule složkou váhy větroně, vzniklou sklonem dráhy větroně o určitý úhel vzhledem k vodorovné rovině (obr. 1.8). Větroně tedy využívají k přemáhání odporu složky vlastní váhy, působící ve směru pohybu. Podobného způsobu používá lyžař na svahu. Větroň tedy při volném letu stálou rychlostí musí vlivem obklopujícího jej prostředí neustále klesat. Výšku získává jedině tehdy, jestliže okolní vzduch vystupuje vzhůru vyšší rychlostí, než je vlastní rychlost klesání



Obr. 1.6. Rozklad výsledné aerodynamické síly na vztlak a odpor



Obr. 1.7. Rovnováha sil na motorovém letounu ve vodorovném letu stálou rychlostí



Obr. 1.8. Rovnováha sil na větroni v klouzavém letu stálou rychlostí

větroně. Podobný případ nastává, sestupujeme-li po pohyblivém schodišti, přičemž se schodiště s námi pohybuje vzhůru vyšší rychlostí, než je rychlost našeho sestupu.

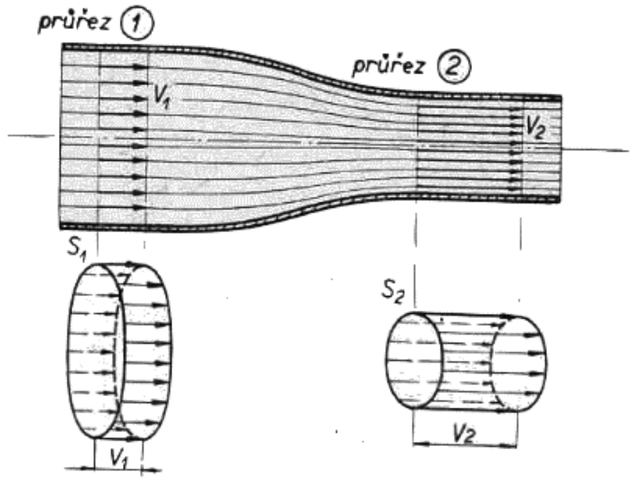
Kontrolní otázky

1. Jak nazýváme složky, na které se rozkládá výsledná aerodynamická síla?
2. K čemu slouží za letu vztlak?
3. Čím překonáváme odpor u motorových letounů?
4. Čím překonáváme odpor u větroňů ve volném letu?
5. Může větroň v klidném ovzduší stoupat?

1.4. ZÁKON SPOJITOSTI PROUDĚNÍ

Výkony větroňů závisí na velikosti aerodynamických sil, působících na větroň. Určení velikosti vztlaku a odporu těles různých tvarů je proto základním úkolem aerodynamiky.

V následujících kapitolách si vysvětlíme příčiny vzniku vztlaku a odporu a objasníme si závislost aerodynamických vlastností částí větroně na jeho geometrických tvarech.



Obr. 1.9. Proudění vzduchu v trubici proměnného průřezu

Vztlak i některé složky odporu vznikají z rozdílu tlaků v proudu vzduchu poblíž větroně. Abychom porozuměli rozložení tlaků v proudu vzduchu poblíž těles, rozeberme si jednoduchý případ proudění vzduchu v trubici proměnného průřezu. Získaných poznatků využijeme k vysvětlení vzniku vztlaku a odporu.

Rovnice spojitosti proudu vyjadřuje zákon o zachování hmoty. Do trubice o proměnném průřezu proudí vstupním průřezem 1 o ploše S_1 vzduch rychlostí V_1. Za jednu vteřinu projde tímto průřezem objem vzduchu rovný objemu válce o základně, rovnající se ploše S_1 a výšce, rovnající se rychlosti V_1. Tento objem se proto rovná

$$O_1 = S_1 \cdot V_1$$

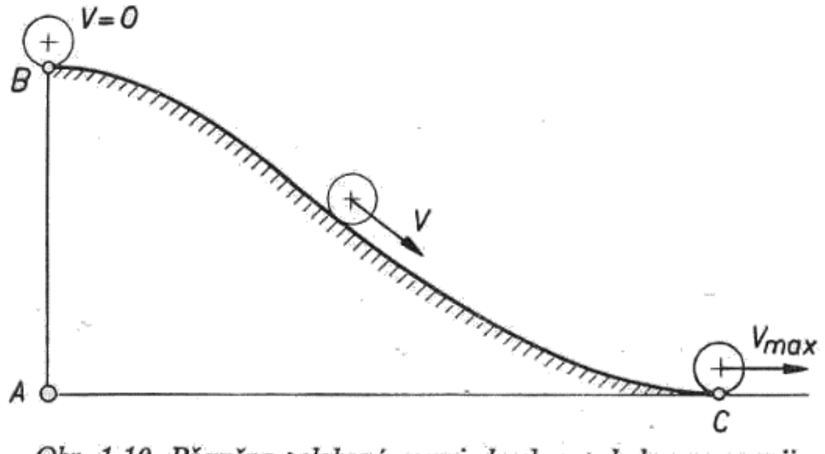
Průřezem 2 projde za jednu vteřinu objem vzduchu, rovnající se

$$O_2 = S_2 \cdot V_2$$

Stěnami trubice nemůže vzduch ani vstupovat ani unikat. Má-li být splněn zákon o zachování hmoty, musí každým průřezem trubice protéci za vteřinu stejný objem vzduchu. Objem, který proteče průřezem 1 se tedy musí rovnat objemu, proteklému průřezem 2

$$S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2 \qquad (1.1)$$

Tato rovnice vyjádřená slovy zní: *Součin plochy průřezu a rychlosti vzduchu musí být stejný ve všech průřezech trubice.* Má-li být stálý



Obr. 1.10. Přeměna polohové energie koule v pohybovou energii

součin dvou veličin, pak zmenší-li se jedna z nich, musí se druhá právě tolikrát zvětšit. Zmenší-li se tedy například průřez S_2 proti průřezu S_1 na polovinu, pak se rychlost V_2 musí proti rychlosti V_1 zdvojnásobit. Závěr:

Zúžením proudové trubice vzroste rychlost proudu (a naopak).

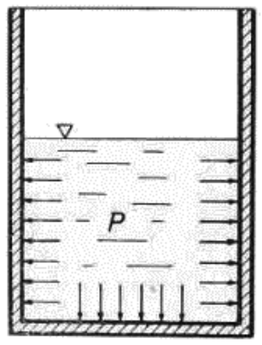
1.5. BERNOULLIHO ROVNICE

Rovnice spojitosti jsme použili k určení změny rychlosti proudu v trubici proměnného průřezu. Pomocí Bernoulliho rovnice stanovíme změnu tlaku v proudu téže trubice.

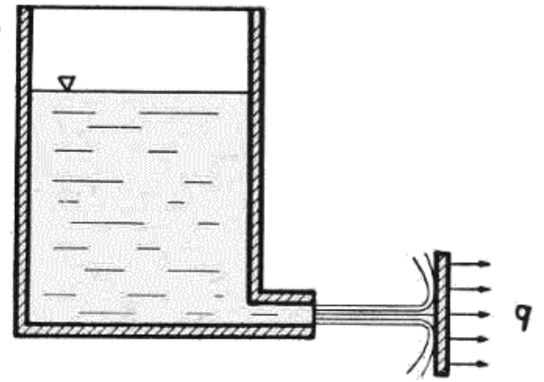
Bernoulliho rovnice vyjadřuje zákon o zachování energie. Energie je schopnost konat práci. K názornému vysvětlení použijeme srovnání s tuhými tělesy. U tuhých těles rozeznáváme dvě formy mechanické energie: polohovou a pohybovou. Zvedneme-li nějaké těleso do určité výše, museli jsme na toto přemístění vynaložit určitou práci, kterou je těleso schopno vrátit (závaží u kyvadlových hodin

vytažené nahoru pohání při pohybu dolů hodinový stroj). Těleso tedy zvednutím získalo určitou energii (energie je schopnost konat práci), a protože ji získalo změnou polohy, nazýváme tuto energii polohovou. Na uvedení tělesa do pohybu je nutno vynaložit také určitou práci, těleso má proto při pohybu určitou energii. Tuto formu energie nazýváme pohybovou energií.

Při přeměně energie z jedné formy ve druhou platí zákon o zachování energie: *součet pohybové a polohové energie zůstává stále stejný*. Zvedneme-li například kouli do určité výšky – z místa A do místa B (obr. 1.10), získá tím koule určitou polohovou energii.



Obr. 1.11. Působení statického tlaku



Obr. 1.12. Představa o působení dynamického tlaku

Necháme-li si ji sjíždět dolů z místa B do místa C, pak koule bude postupně ztrácet výšku a tudíž i svou polohovou energii a získávat rychlost, neboli pohybovou energii. Podle zákona o zachování energie bude se úbytek polohové energie rovnat přírůstku pohybové energie za předpokladu, že zanedbáváme ztráty, ke kterým dojde vlivem tření.

Podobně se přeměňují energie i u kapalin, pouze s tím rozdílem, že u vodorovné trubice nahradí polohovou energii energie tlaková. Její mírou je statický tlak v kapalině p. Projevuje se tlakem na stěny trubice (obr. 1.11). Pohybová energie zůstává a její mírou je dynamický tlak q. Jeho velikost závisí na měrné hmotě prostředí a na čtverci rychlosti proudu

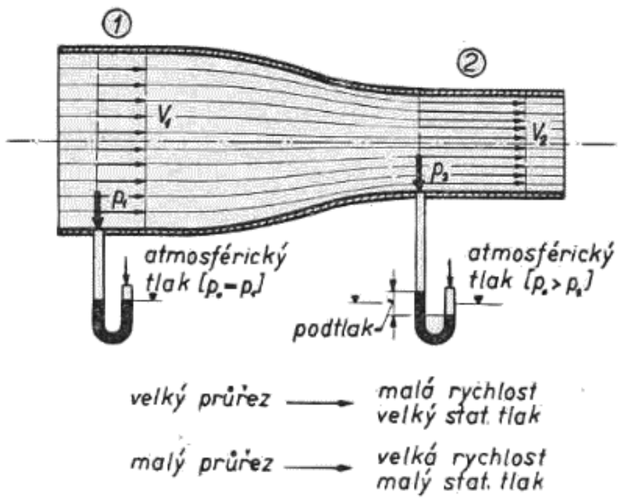
$$q = \frac{\varrho}{2} \cdot V^2 \qquad (1.2)$$

I zde platí zákon o zachování energie. Vyjadřuje jej Bernoulliho rovnice, jejíž zkrácený tvar je

$$p + q = \text{konstantě} = p_c \qquad (1.3)$$

Vyjádřeno slovy: *Součet statického a dynamického tlaku v kapalině je stálý a rovná se celkovému tlaku.*

Jestliže se tedy v naší trubici zmenšuje průřez a podle rovnice spojitosti roste rychlost proudu, roste tím i pohybová energie proudícího vzduchu neboli dynamický tlak. Musí proto podle Bernoulliho rovnice klesnout tlaková energie neboli statický tlak. Statický tlak se projevuje tlakem na stěny trubice. Připojíme-li ve vyšetřovaných průřezech tlakoměry, zjistíme skutečně, že nejnižší statický tlak ukáže tlakoměr v místě největší rychlosti (v místě nejužšího průřezu – obr. 1.13). Každé zvýšení rychlosti proudu v kapalině je tedy spojeno s poklesem jejího statického tlaku a naopak pokles rychlosti v proudící kapalině je spojen se vzrůstem statického tlaku.



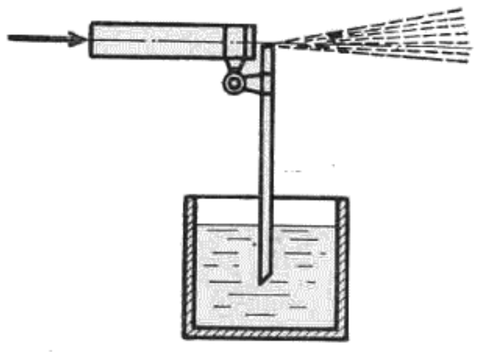
Obr. 1.13. Rychlost proudu a statický tlak v trubici proměnného průřezu

Závěr: *Zvětší-li se rychlost proudu v trubici, zmenší se statický tlak v proudu* (a naopak).

Pomocí obou rovnic – rovnice spojitosti a Bernoulliho rovnice – jsme dospěli k těmto poznatkům o proudění vzduchu v trubici proměnného průřezu: *Při zúžení průřezu trubice vzroste rychlost proudu a klesne statický tlak* (*a naopak*).

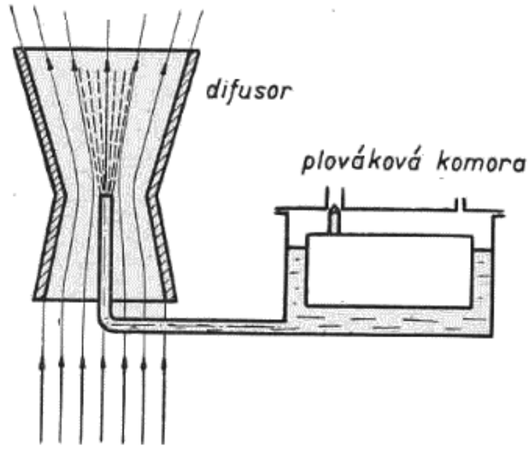
Ukážeme si několik známých případů praktického využití Bernoulliho rovnice.

1. *Princip jemného rozprašování kapaliny pomocí fixírky* (obr. 1.14). Do vodorovné trubice foukáme vzduch. Protože se vzduch ve vodorovné trubici pohybuje, klesne v místě *A* statický tlak. Tlak uvnitř svisle stojící trubice se tedy zmenší pod hodnotu atmosférického tlaku. Na hladinu kapaliny v nádobce působí tlak atmosférický. Vlivem rozdílu obou těchto tlaků vysaje se kapalina z nádobky do svislé trubice a v proudu vzduchu se jemně rozpráší.

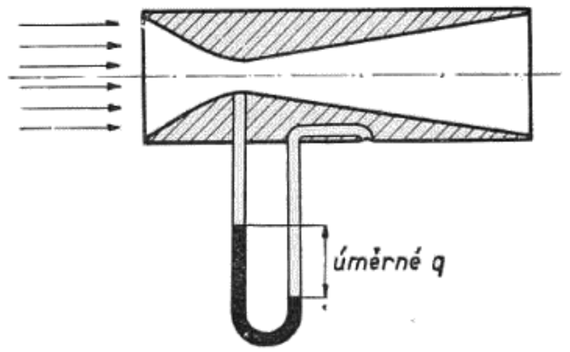


Obr. 1.14. Schéma rozprašovače (fixírky)

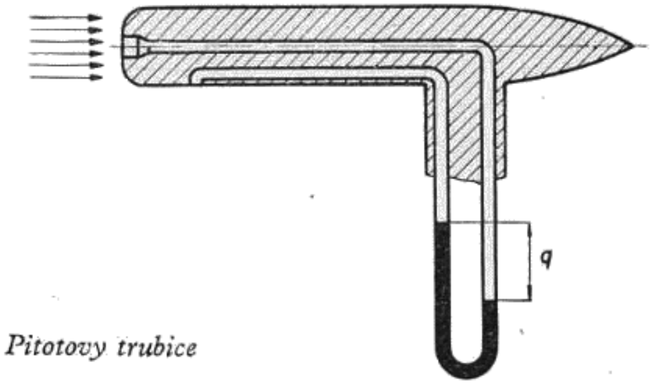
2. *Princip tvoření směsi v karburátoru pístových motorů* (obr. 1.15). Vzduch



Obr. 1.15. Schéma karburátoru



Obr. 1.16. Schéma Venturiho trubice



Obr. 1.17. Schéma Pitotovy trubice

je do motoru nasáván širokou trubicí, do níž ústí palivová tryska, přivádějící palivo z plovákové komory. K zvýšení sacího účinku proudu vzduchu se do této směšovací komory vkládá zužující se kalíšková vložka s nejmenším průřezem v místě palivové trysky. V místě nejmenšího průřezu je největší rychlost a nejmenší statický tlak. Na hladinu paliva v plovákové komoře působí atmosférický tlak. Rozdíl tlaků v plovákové komoře a ve směšovací komoře vysává palivo.

3. *Princip měření rychlosti letu větroňů Pitotovou trubicí* (obr. 1.16). Schéma Pitotovy trubice je zřejmé z obrázku. Používáme jí k měření rychlosti letu větroně. V otvoru na předním ústí trubice se zbrzdí nabíhající vzduch na nulovou rychlost. Podle Bernoulliho rovnice tedy vzroste v tomto místě statický tlak na plnou hodnotu celkového tlaku. V otvorech na povrchu trubice se bude statický tlak rovnat tlaku vzduchu, proudícího kolem těchto otvorů rychlostí rovnou rychlosti letu větroně. Rozdíl tlaků v obou místech Pitotovy trubice se tedy rovná dynamickému tlaku letu. Přenáší se gumovými hadičkami do ukazatele rychloměru, kde deformuje tlakoměrnou krabici. Odtud se tato deformace převádí na ručičku ukazatele rychloměru. Protože dynamický tlak je přímo úměrný rychlosti $\left(q = \frac{\varrho}{2} v^2\right)$, měříme rychlost letu větroně tlakoměrem se stupnicí, cejchovanou již v jednotkách rychlosti. Pilot odečítá na rychloměru přímo rychlost letu.

4. *Princip pohonu některých palubních přístrojů větroňů* (obr. 1.17). Venturiho trubice, znázorněné schématicky na obrázku, se kromě měření rychlosti letu používá i k pohonu některých palubních přístrojů (umělého horizontu, zatáčkoměru atd.). Vysvětlíme si princip: Venturiho trubice je trubice, zužující se do hrdla a odtud se opět zvolna rozšiřující do původního průřezu. V nejužším místě trubice dosáhne vzduch největší rychlosti, statický tlak tam tudíž nejvíce poklesne. Přístroj, jehož setrvačník chceme pohánět, spojíme gumovou hadicí s nejužším průřezem Venturiho trubice. Proud vzduchu, vzniklý rozdílem tlaků v kabině pilota a nejužším místem Venturiho trubice, vede se na lopatky setrvačníků a uvádí je do pohybu.

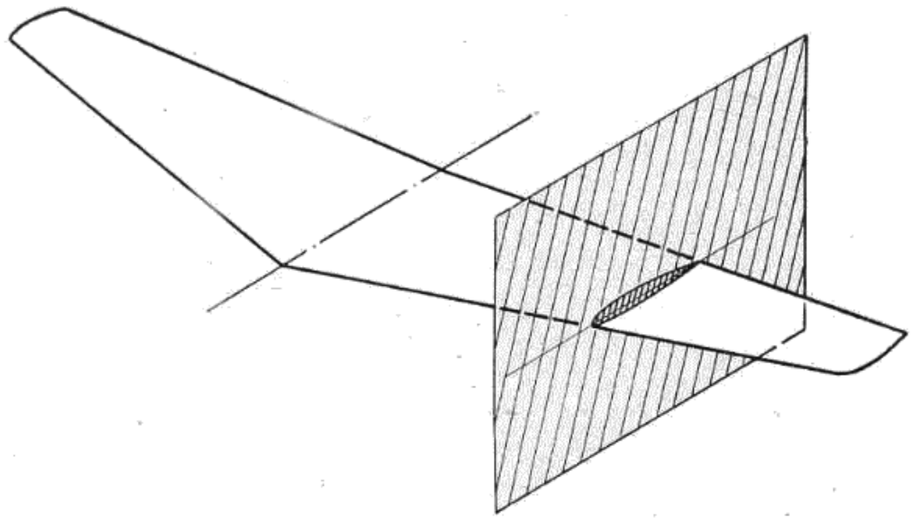
Kontrolní otázky

1. Jak se změní rychlost proudu protékajícího v trubici, zvětší-li se průřez trubice?
2. Jak se změní statický tlak v proudu vzduchu, zvětší-li se rychlost proudu?
3. Který zákon vyjadřuje rovnice kontinuity a který rovnice Bernoulliho?
4. Napište rovnici kontinuity a vysvětlete ji slovy!
5. Napište rovnici Bernoulliho a vysvětlete ji slovy!
6. Které přístroje sestrojené na základě Bernoulliho rovnice znáte?

2. VZNIK AERODYNAMICKÝCH SIL

2.1. VZNIK VZTLAKU

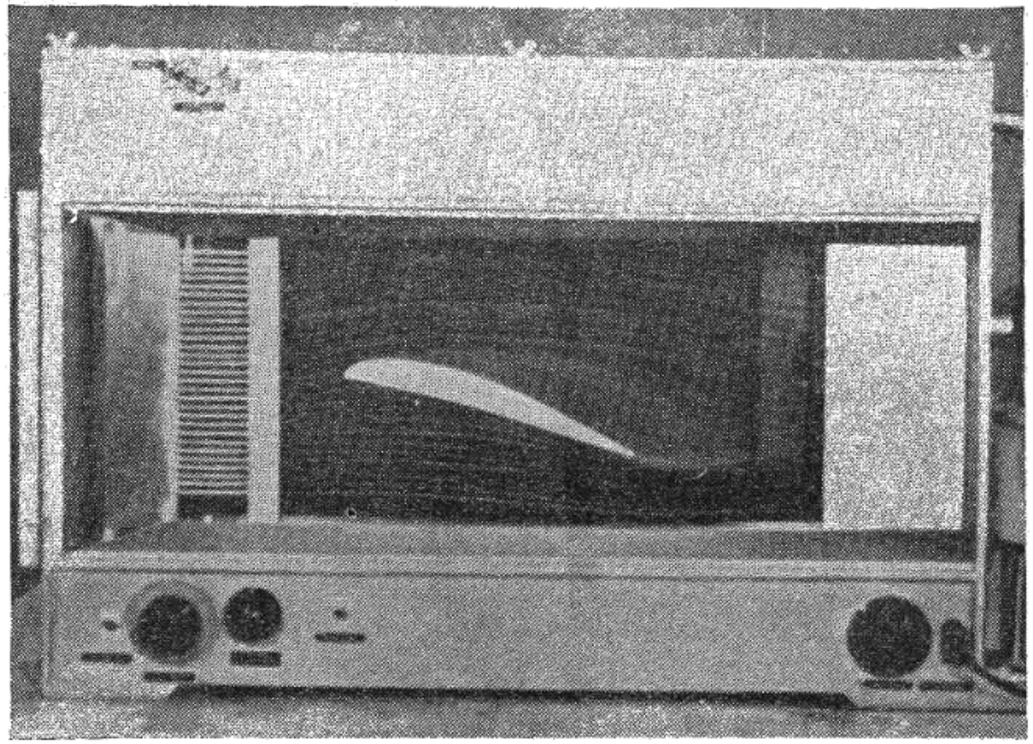
Znalosti zákonů, kterými se řídí proudění vzduchu v trubici proměnného průřezu, využijeme nyní při rozboru proudění na profilu křídla. Profilem nazýváme řez křídlem rovinou kolmou na příčnou osu (obr. 1.18). Pomůžeme si jednoduchým pokusem. Vložíme model profilu křídla do kouřového tunelu. Kouřový tunel je zařízení,



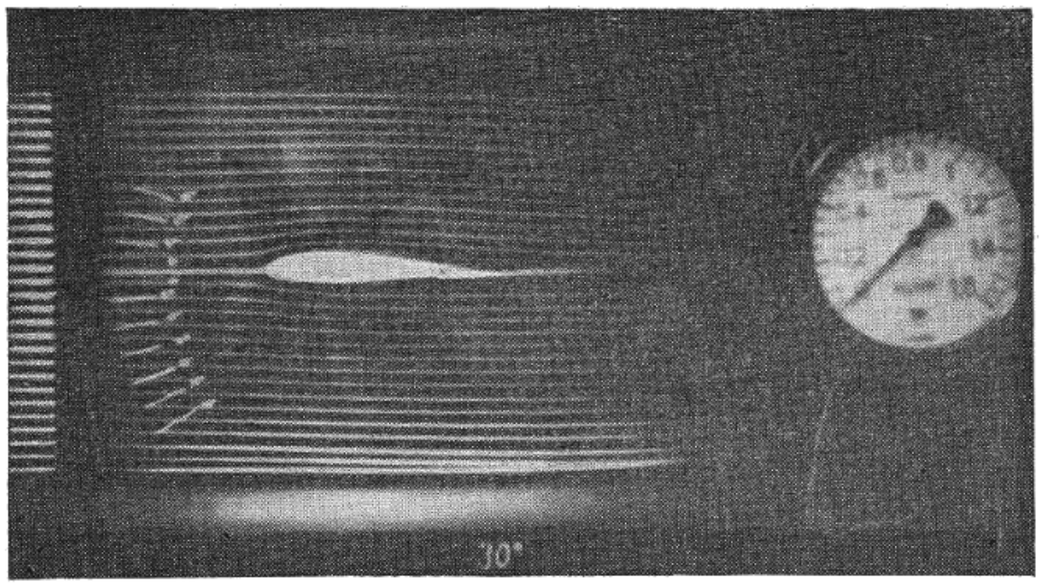
Obr. 1.18. Pojem profilu křídla

v němž vstřiknutím barviva nebo kouře do proudu vzduchu zviditelníme průběh proudění kolem vyšetřovaných těles (obr. 1.19). Obraz proudění vzduchu kolem profilu, získaný v kouřovém tunelu, je znázorněn na obr. 1.20, 1.21. Dráhy jednotlivých částic pohybujícího se vzduchu, v tomto případě zviditelněné kouřem, nazýváme proudnicemi. Několik proudnic tvoří takzvanou proudovou trubici (obr. 1.22). V této myšlené proudové trubici se vzduch chová tak, jako by protékal v potrubí s pevnými stěnami (srovnej obr. 1.22 a obr. 1.13). Proto můžeme použít poznatků, získaných při proudění vzduchu v trubici proměnného průřezu.

Na obrázku modelu profilu v proudu vzduchu vidíme, že na horní straně profilu jsou proudnice a tedy i proudové trubice zúženy, na spodní rozšířeny. Zúžení proudové trubice znamená – jak víme



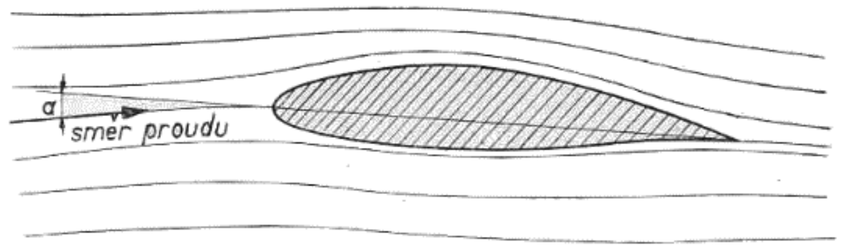
Obr. 1.19. Fotografie kouřového tunelu pro zviditelňování průběhu proudění



Obr. 1.20. Snímek proudění vzduchu na profilu, získaný zviditelněním proudu v kouřovém tunelu

z rovnice spojitosti – zvýšení rychlosti proudění. Na horní straně profilu tedy vzduch proudí rychleji než na straně spodní.

Pro tuto skutečnost můžeme použít i jiného vysvětlení. Proud ofoukávající profil se na přední straně profilu rozděluje. Část proudí



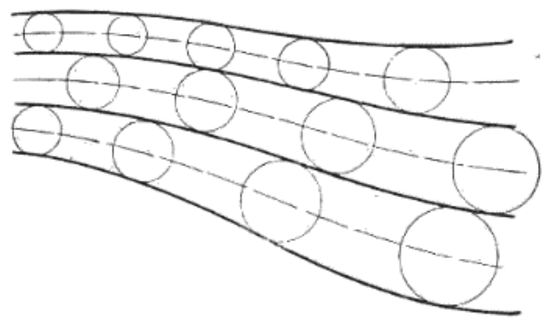
Obr. 1.21. Proudění na profilu.

kolem horní strany profilu, druhá část kolem spodní. Obě části proudu se musí opět spojit přesně na odtokové hraně profilu, nemá-li nastat víření kolem této hrany. Částice vzduchu na horní straně profilu mají vlivem zakřivení profilu delší dráhu než částice na spodní straně. Mají-li ji proběhnout ve stejném čase, musí se pohybovat rychleji než spodní.

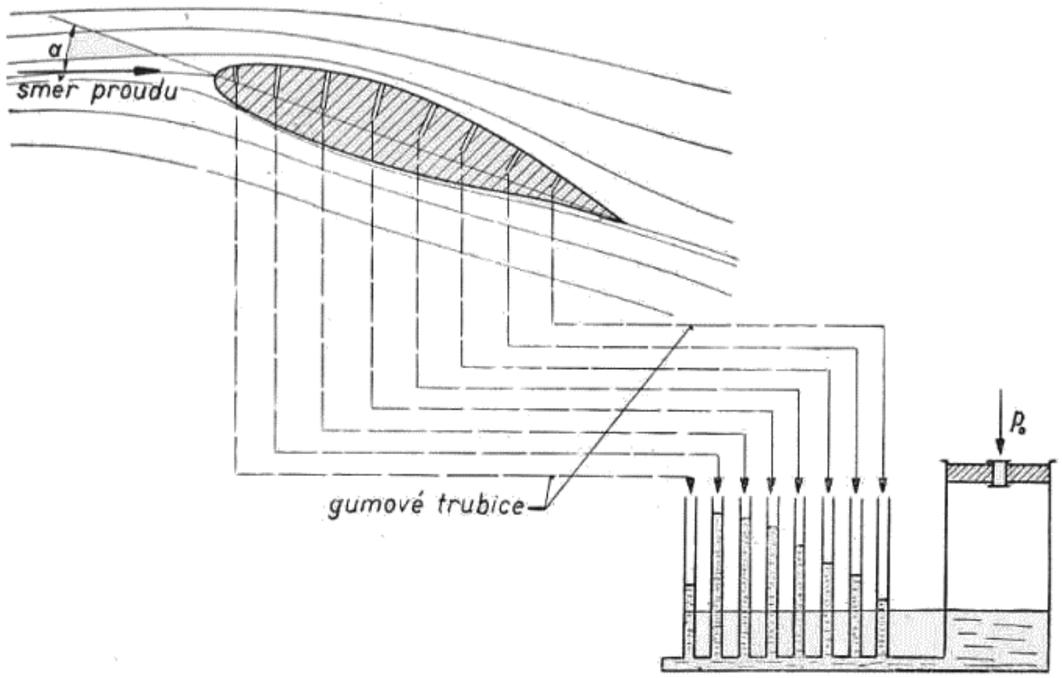
Z Bernoulliho rovnice víme, že v místě zúžení proudové trubice a zvýšení rychlosti proudu klesne statický tlak.

Docházíme ke konečnému závěru: *Při ofoukávání profilu proudem vzduchu vzniká na jeho horní straně oblast sníženého statického tlaku (podtlaku), na spodní straně naopak oblast zvýšeného statického tlaku (přetlaku).* Letící křídlo bude tedy shora vzduchem přisáváno a zespodu tlačeno. (Primitivní představa, že křídlo je nakloněná plocha, která se opírá o vzduch, je proto zásadně nesprávná.)

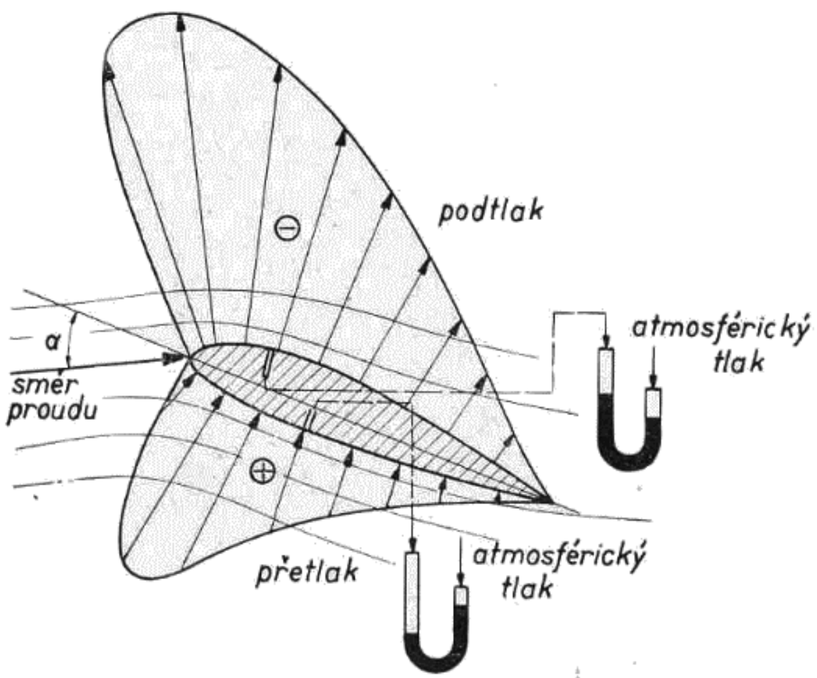
Rozložení podtlaků a přetlaků v různých místech na obvodu profilu zjistíme na modelu profilu, ofoukávaném proudem vzduchu pomocí mnohonásobného tlakoměru (obr. 1.23). Vyneseme-li v jednotlivých bodech obvodu profilu naměřené velikosti tlaků a znázorníme je úsečkami kolmými k povrchu profilu, dostáváme rozložení tlaků na profilu (obr. 1.24). Tlakové působení proudu vzduchu na profil můžeme nahradit výslednou aerodynamickou silou, kterou si roz-



Obr. 1.22. Pojem proudnice a proudové trubice

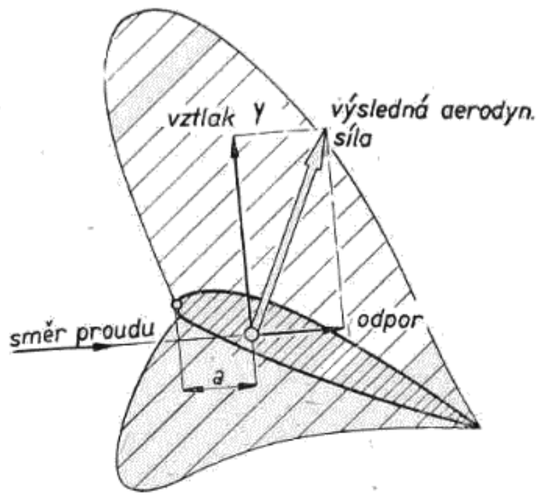


Obr. 1.23. Měření tlaků na povrchu profilu mnohonásobným manometrem



Obr. 1.24. Rozložení tlaků na povrchu profilu

kládáme na vztlak a odpor (obr. 1.25). Z rozložení tlaků na profilu vidíme, že přibližně dvě třetiny celkového tlakového rozdílu tvoří podtlak nad křídlem a pouze třetinu přetlak pod křídlem. Sání na horní straně profilu má tedy na vztlaku daleko větší podíl, než přetlak na spodní straně profilu. Z obrázku rozložení tlaku na profilu vidíme dále, že nejvyšších hodnot dosahují tlaky v přední části profilu. Výsledná aerodynamická síla bude tudíž působit také v jeho přední části.



Obr. 1.25. Nahražení tlakového působení proudu vzduchu na profil výslednou aerodynamickou silou a její rozklad na vztlak a odpor

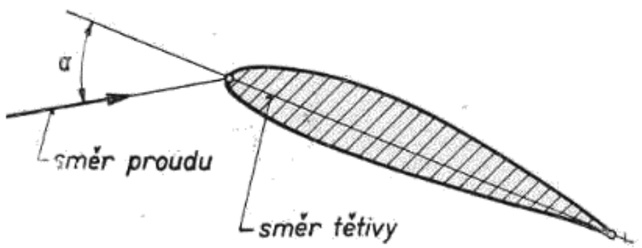
V předcházejícím jsme si vysvětlili fyzikální podstatu vzniku vztlaku na profilu a tedy i na křídle.

Velikost vztlaku křídla je dána vzorcem

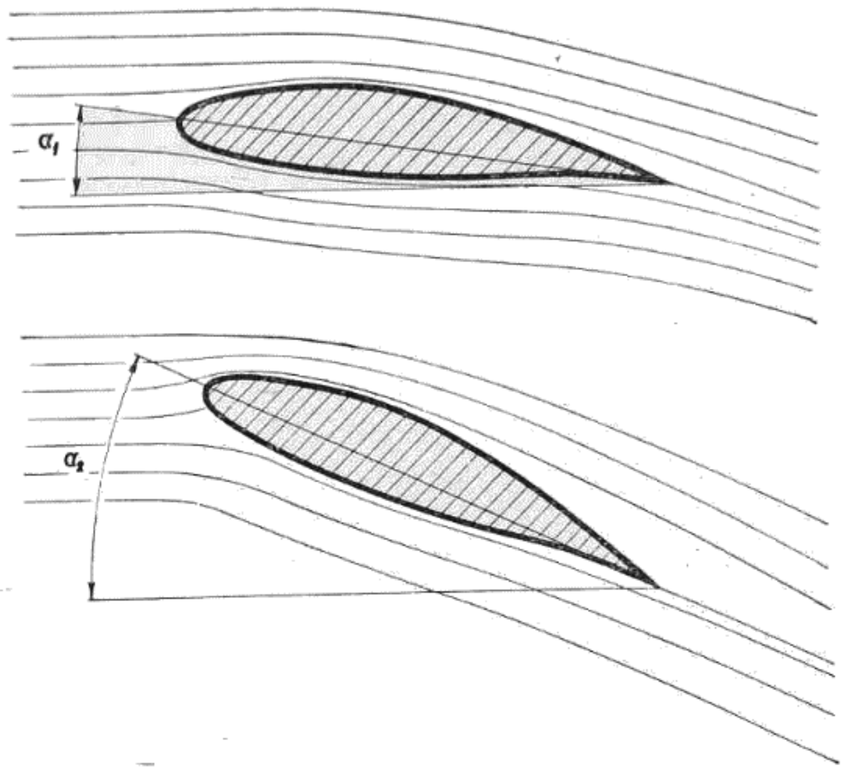
$$Y = c_y \, q \, S \text{ (kg)} \tag{1.4}$$

kde: Y – velikost vztlaku
c_y – součinitel vztlaku
q – dynamický tlak $\left(q = \frac{\varrho}{2} V^2\right)$
S – půdorysná plocha křídla

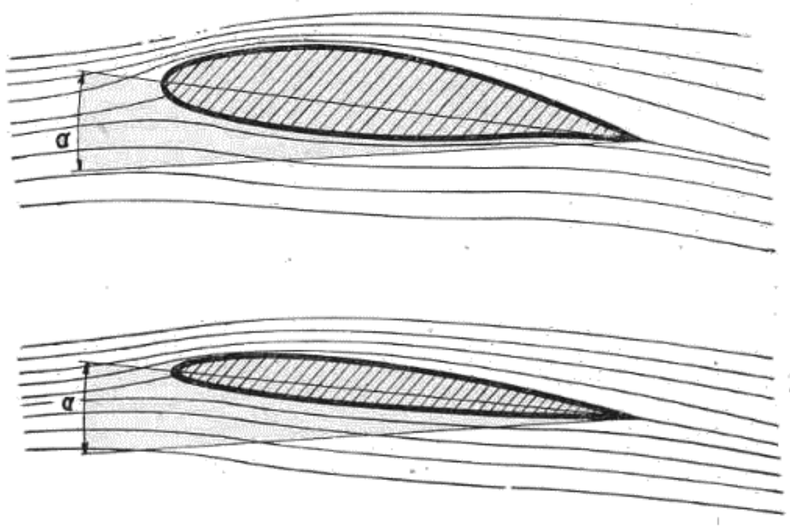
Velikost vztlaku křídla závisí na měrné hodnotě prostředí, v němž se křídlo pohybuje, na čtverci rychlosti letu a na ploše křídla. V rovnici je pro nás zatím ještě neznámý součinitel c_y. Nazýváme jej součinitelem vztlaku. Zahrnuje vliv úhlu náběhu (úhel náběhu je úhel, který svírá tětiva profilu se směrem proudu vzduchu daleko před profilem – obr. 1.26), a vliv tvaru profilu na velikost vztlaku:



Obr. 1.26. Definice úhlu náběhu profilu



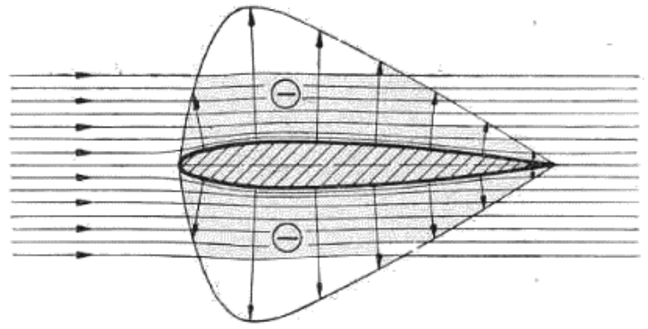
Obr. 1.27. Obtékání dvou profilů o různém úhlu náběhu proudu vzduchu



Obr. 1.28. Obtékání dvou profilů o různém tvaru proudem vzduchu

1. Zvětšením úhlu náběhu proudu u téhož profilu zvětší se rozdíl rychlostí nad a pod profilem. Tím se zvýší podtlak na horní straně a přetlak na spodní straně profilu. Výsledkem je zvýšení vztlaku (obr. 1.27).

2. Obdobný vliv má na vztlak i tvar profilu. Budeme-li ofoukávat při stejném úhlu náběhu dva profily různého tvaru, naměříme různé vztlaky. U prohnutějšího a tlustšího profilu nastane větší rozdíl rychlostí nad a pod profilem. Zvýší se podtlak na horní straně a přetlak na spodní straně profilu. Prohnutější a tlustší profil bude tedy mít při stejném úhlu náběhu vyšší vztlak, než málo zakřivený a tenký profil.



Obr. 1.29. Obtékání symetrického profilu proudem vzduchu při nulovém úhlu náběhu

Pro dokreslení a lepší pochopení obou vlivů – úhlu náběhu a tvaru profilu – na velikost vztlaku uvedeme speciální případ symetrického profilu, obtékaného pod nulovým úhlem náběhu (obr. 1.29). V tomto případě se dráha vzduchu, proudícího na horní straně profilu, rovná dráze vzduchu, proudícího na spodní části. Proud nad profilem i pod profilem se stejně zrychlí a na horní a spodní straně profilu vzniká podtlak stejné velikosti. Oba podtlaky působí proti sobě a proto se vzájemně ruší. Na symetrickém profilu, obtékaném pod nulovým úhlem náběhu proto nenaměříme žádný výsledný vztlak, pouze odpor. Při ostatních úhlech náběhu, nerovnajících se nule, samozřejmě vztlak vznikne.

Na závěr výkladu o vzniku vztlaku se stručně zmíníme i o aerodynamickém momentu, vznikajícím na profilu. V dosavadním jsme pouze konstatovali, že výsledná aerodynamická síla, působící na profil, leží v přední části profilu. U většiny profilů není poloha působiště výsledné aerodynamické síly stálá, ale mění se v závislosti na úhlu náběhu profilu. Posouvá se po tětivě profilu buď dopředu nebo dozadu. Tato poloha působiště výsledné aerodynamické síly se obvykle zjišťuje tak, že se v určitém bodě změří moment výsledné aerodynamické síly. Zvolíme-li za vztažný bod například náběžný bod profilu, pak moment výsledné aerodynamické síly k tomuto bodu bude roven součinu velikosti vztlaku a jeho ramena od náběžného bodu profilu, neboli podle obr. 1.25

$$M = Y \cdot a$$

Zjistíme-li takto velikost aerodynamického momentu profilu, můžeme jej (protože stejně jako vztlak závisí na měrné hmotě prostředí, na rychlosti letu a na ploše křídla) vyjádřit podobnou rovnicí, jakou jsme si napsali pro velikost vztlaku:

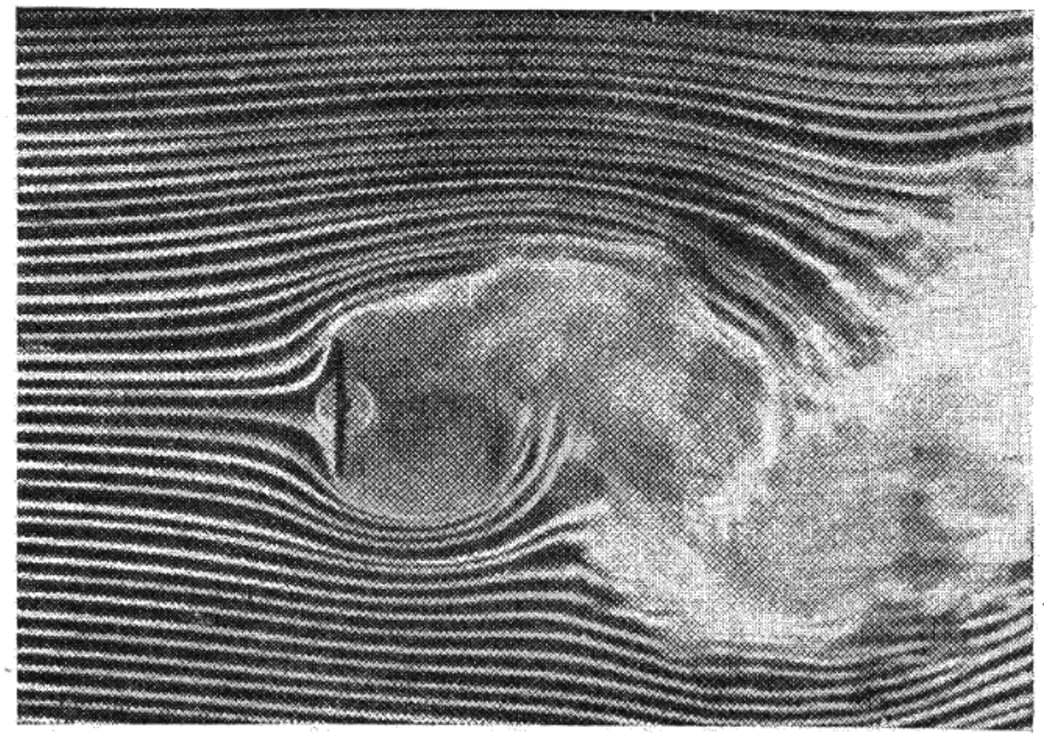
$$M = c_m \, q \, S \text{ (kgm)}$$

c_m – součinitel momentu, obdobně jako součinitel vztlaku proměnný v závislosti na úhlu náběhu a tvaru profilu

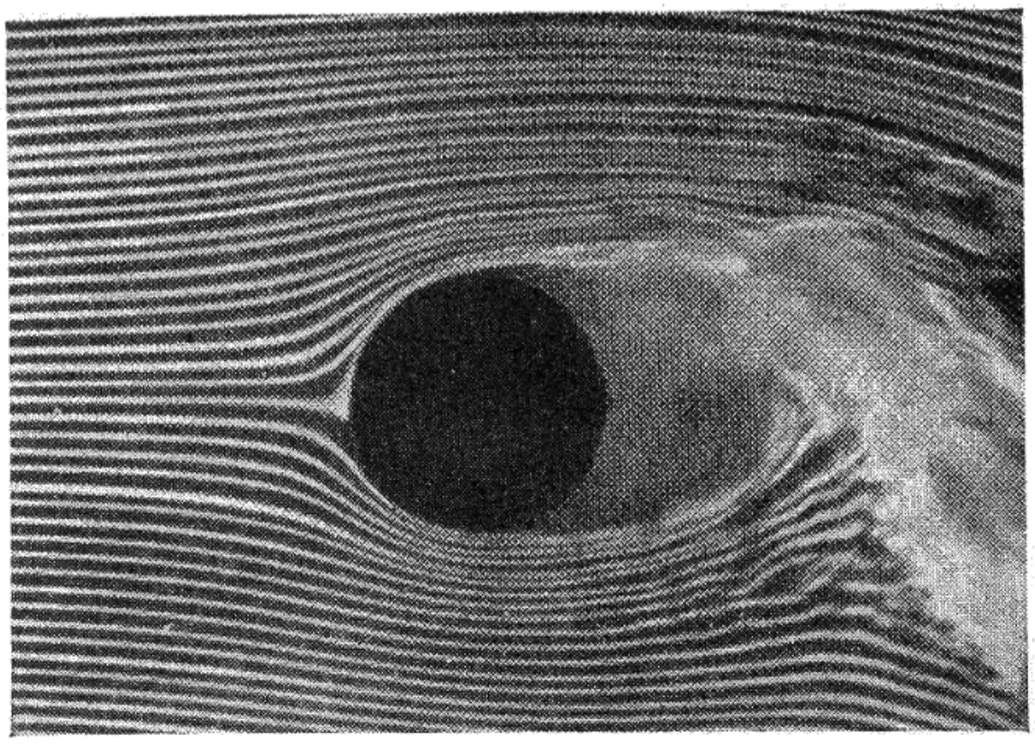
Znalost velikosti momentů je při konstrukci letadla velmi důležitá. V ustálených letech letounu musí být totiž vyváženy nejenom velikosti aerodynamických sil s váhou letounu, případně s tahem jeho pohonné skupiny, ale také i momenty všech těchto sil.

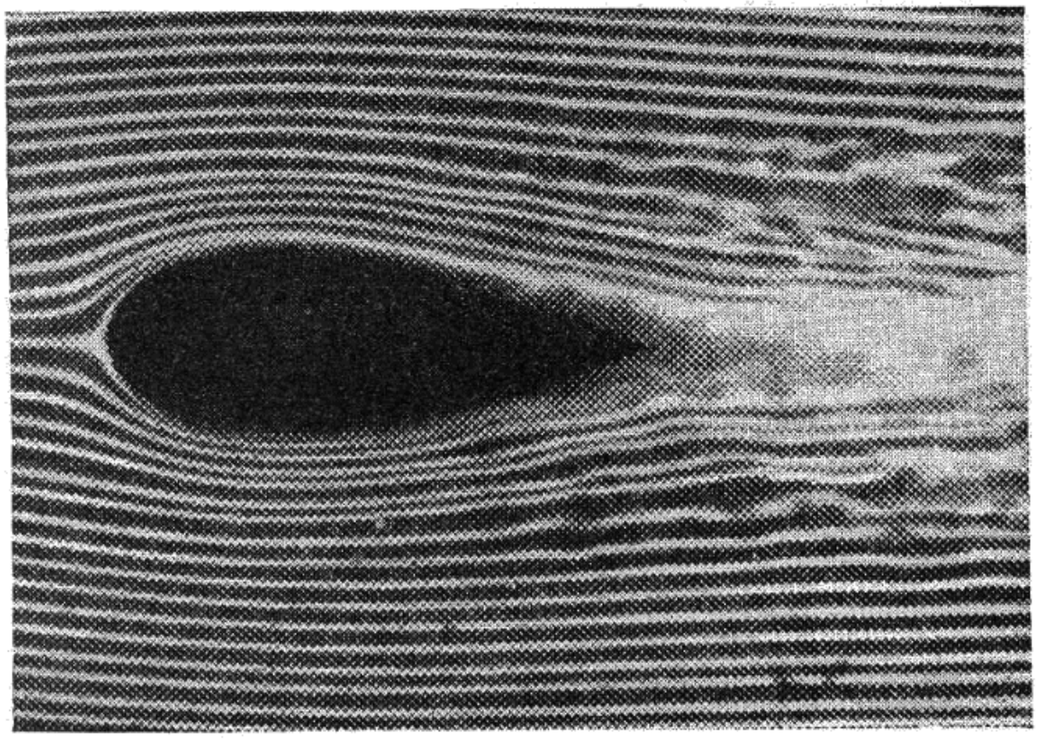
Kontrolní otázky

1. Proč vzniká na křídle vztlak?
2. Nakreslete rozložení tlaku na profilu!
3. Jaký podíl na celkovém vztlaku má podtlak nad křídlem a přetlak pod křídlem?
4. Na čem závisí velikost vztlaku?
5. Jaké vlivy na velikost vztlaku zahrnuje součinitel vztlaku?



Obr. 1.30. Snímek obtékání desky, koule a vřetenovitého tělesa



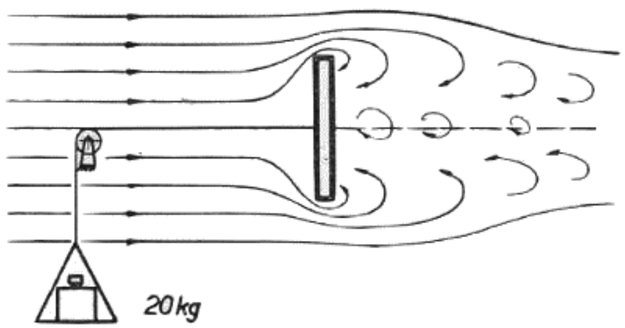


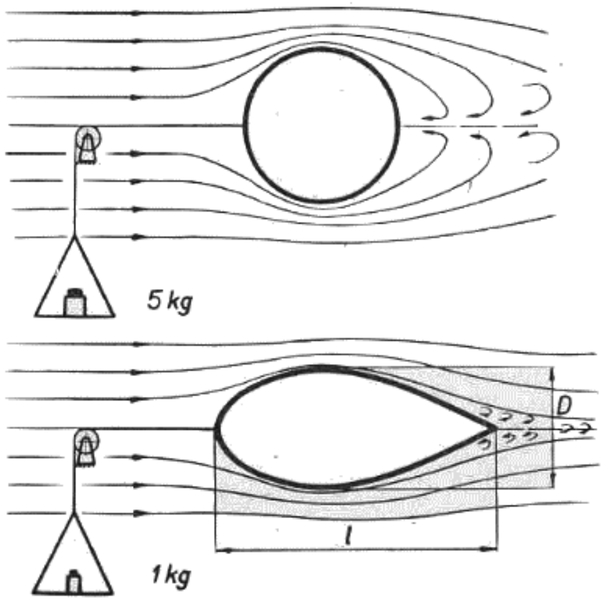
Obr. 1.30.

Odpor profilu se skládá ze dvou složek: tvarového a třecího odporu.

Tlakový (tvarový) odpor

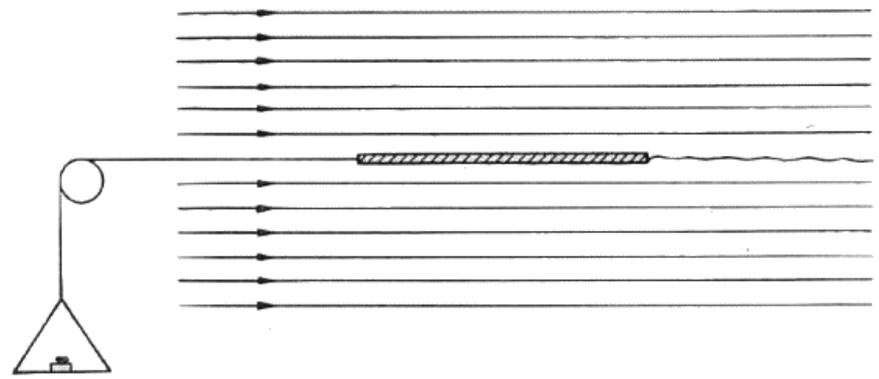
Srovnáme tři různá tělesa o stejné čelní ploše, ofoukávaná stejnou rychlostí – desku, nastavenou kolmo k proudu, kouli a vřetenovité těleso (obr. 1.30). U desky proud naráží na její přední stěnu a rozděluje se na obě strany. Kolem ostrých hran desky se nestačí ohnout, proto se v prostoru za deskou tvoří oblast silných vírů. Na přední straně desky ztrácí proud vzduchu téměř zcela svou rychlost. Proto v této oblasti silně vzroste statický vztlak. V prostoru vírů na zadní straně desky naopak velké rychlosti vířících částí vzduchu vedou k poklesu statického tlaku. Přetlak před deskou spolu s podtlakem za deskou dávají výslednou sílu, působící ve směru pohybu proudu – odpor. U koule vzniká také vírová oblast, protože proudnice na zadní části koule také nestačí sledovat velké zakřivení povrchu koule. Vírová oblast je však mnohem menší, než byla v prvním případě. Nejmenší vírový prostor z těchto tří těles se tvoří za tělesem vřetenovitého tvaru o délce asi trojnásobné než největší průměr.





Obr. 1.31. Obtékání desky, nastavené kolmo k proudu vzduchu, koule a vřetenovitého tělesa

Nejmenší odpor bude mít tedy vřetenovité těleso. Budou-li mít všechna tato tělesa maximální čelní průřez o velikosti 0,25 m² a budou-li ofukována proudem vzduchu o rychlosti 33 m/s, naměříme odpor desky 20 kg, koule 5 kg a vřetenovitého tělesa 1 kg.

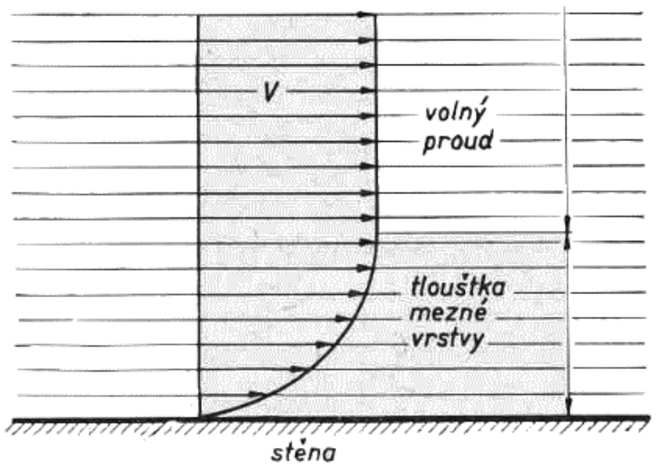


Obr. 1.32. Obtékání desky, nastavené rovnoběžně se směrem proudu vzduchu

Uvedený odpor vzniká z rozdílu tlaků na přední a zadní části tělesa a je způsoben tvarem tělesa. Proto jej nazýváme tlakový (tvarový) odpor.

Třecí odpor

Vložíme-li opět do proudu vzduchu tenkou desku, tentokrát však rovnoběžně se směrem proudu, bude deska obtékána bez zjevných

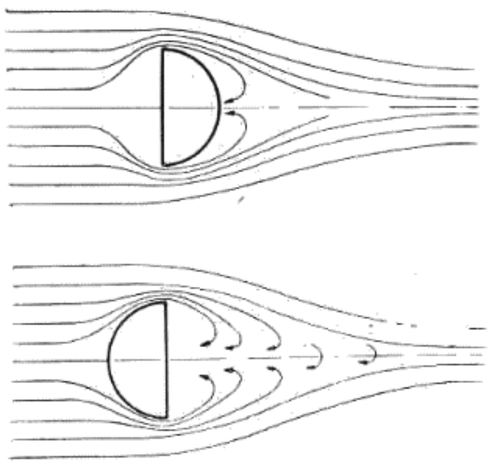


Obr. 1.33. Mezní vrstva na povrchu rovné desky

změn ve tvaru proudnic (obr. 1.32). Přesto však naměříme určitý odpor – asi 0,1 kg, který je způsoben třením, zaviněným vazkostí vzduchu. Při proudění kolem desky omočí vzduch její povrch, při

čemž částečky vzduchu nejbližší k povrchu se o jeho drsnost a nerovnosti zbrzdí.

Vrstvička vzduchu nejbližší povrchu desky vlivem vnitřního tření ve vzduchu částečně zbrzdí vzdálenější vrstvičku, ta opět další atd. Kdybychom částice vzduchu obarvili a vyfotografovali jejich dráhu za jednu vteřinu, zjistili bychom velikost rychlostí jednotlivých částic vzduchu, různě vzdálených od povrchu tělesa. Částice těsně u povrchu tělesa bude mít nulovou rychlost. Rychlost částic vzdálenějších od povrchu desky bude větší, až konečně v určité vzdálenosti od povrchu bude stejně velká, jako rychlost vzduchu v proudu daleko od povrchu desky (obr. 1.33). Vrstvu, v níž probíhá toto zbrzdění rychlosti proudu, nazýváme mezní vrstvou. Tloušťka mezní vrstvy se u lodí, pohybujících se ve vodě, měří řádově v decimetrech, u trupů letadel v centimetrech a u křídel letadel v milimetrech. Složku odporu profilu, vznikající vlivem zbrzdění vzduchu v mezní vrstvě, nazýváme podle příčiny jejího vzniku třecím odporem.



Obr. 1.34. Obtékání dvou polokoulí, různě orientovaných vzhledem k směru proudu vzduchu

Celkový odpor profilu je součtem tlakového a třecího odporu. Ze srovnání velikosti odporu uvedených těles vyplývá, že u těles s velkou vírovou oblastí převládá odpor tlakový. Všimněme si, že odpor koule je pětkrát větší, odpor desky dokonce dvacetkrát větší, než je odpor vřetenovitého tělesa o stejném příčném průřezu. Z tohoto srovnání vidíme, že při odtržení proudu na tělese, doprovázeném intenzívním vířením vzduchu, odpor tělesa několikanásobně vzroste. Obecně si můžeme zapamatovat, že jakékoliv víření je vždy spojeno se vzrůstem odporů. Proto se při tvarování částí letounů zásadně vyhýbáme takovým tvarům, za nimiž by mohly vzniknout víry. Víme již, že to jsou tělesa o náhlé změně průřezu, který proudnice nestačí sledovat, nebo tělesa s ostrými hranami, za kterými nastává ještě intenzívnější víření. Zvláště velkou pozornost je nutné věnovat zadní části tělesa, která musí být tvarována tak, aby rozšiřování proudu nastávalo postupně a zvyšování statického tlaku v proudu bylo pomalé. V tom případě nemá proud snahu odtrhnout se od povrchu tělesa.

Důležitost tvaru zadní části tělesa vidíme jasně z obr. 1.34, kde je znázorněno obtékání dvou polokoulí o stejné čelní ploše, různě nastavených vzhledem ke směru proudu.

U těles s aerodynamicky nevhodnými tvary tvoří celkový odpor profilu téměř výlučně jen tvarový odpor. Podíl třecího odporu je nepatrný. U dokonale tvarovaných těles tvarový odpor klesá a třecí odpor získává na významu, protože se poměrně podílí na celkovém odporu v daleko větší míře. Třecí odpor snížíme zvýšením kvality povrchu tělesa. Proto se snažíme u jednotlivých částí letadel dosáhnout co nejhladšího povrchu bez drsnosti a nerovností.

Podobně jako u vztlaku vypočteme velikost celkového odporu z rovnice

$$X = c_x \, q \, S \ \text{(kg)} \qquad (1.5.)$$

kde: X = velikost odporu
c_x = součinitel odporu
q = dynamický tlak $\left(q = \frac{\varrho}{2} v^2\right)$
S = půdorysná plocha křídla

Velikost odporu závisí stejně jako u vztlaku na měrné hmotě prostředí, na čtverci rychlosti letu a na ploše křídla. Součinitel odporu c_x opět zahrnuje vliv úhlu náběhu proudu a vliv tvaru tělesa. V tomto případě navíc ještě i vliv drsnosti povrchu. Pro informaci si znovu uvedeme obrázek našich tří srovnávaných těles, nyní s hodnotami součinitele odporu, příslušejícími jejich tvarům (obr. 1.35).

Kontrolní otázky

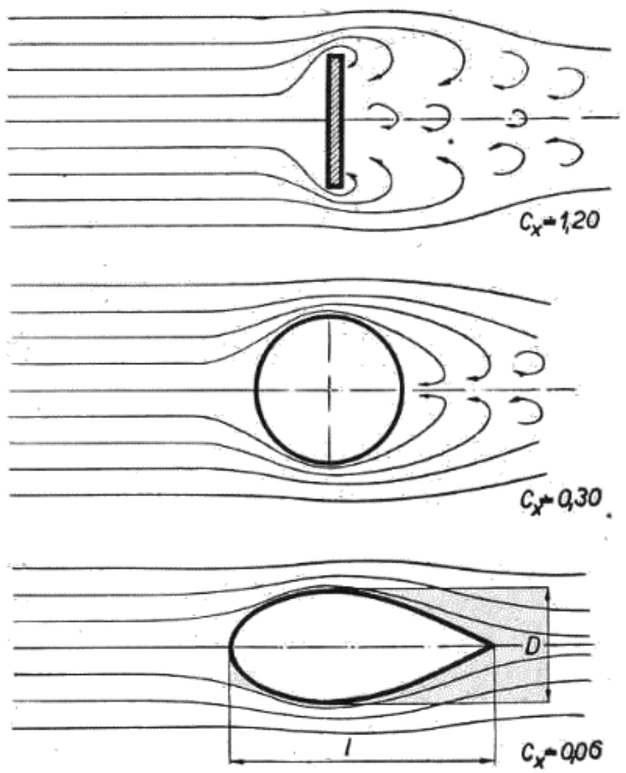
1. Které složky tvoří celkový odpor profilu?
2. Čím je způsoben tlakový odpor?
3. Čím můžeme snížit tlakový odpor?
4. Čím je způsoben třecí odpor?
5. Jak jej můžeme snížit?
6. Co je mezní vrstva?
7. Na čem závisí velikost odporu?

2.3. ZJIŠŤOVÁNÍ SOUČINITELŮ VZTLAKU A ODPORU

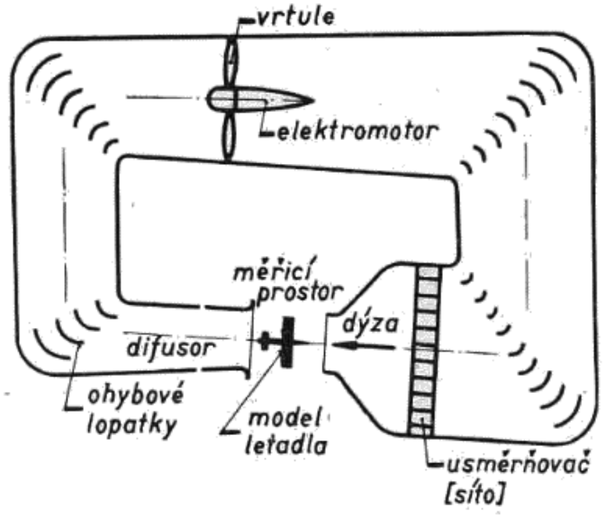
Součinitel vztlaku c_y a součinitel odporu c_x, vyskytující se v rovnicích vztlaku a odporu

$$Y = c_y \, q \, S \qquad X = c_x \, q \, S$$

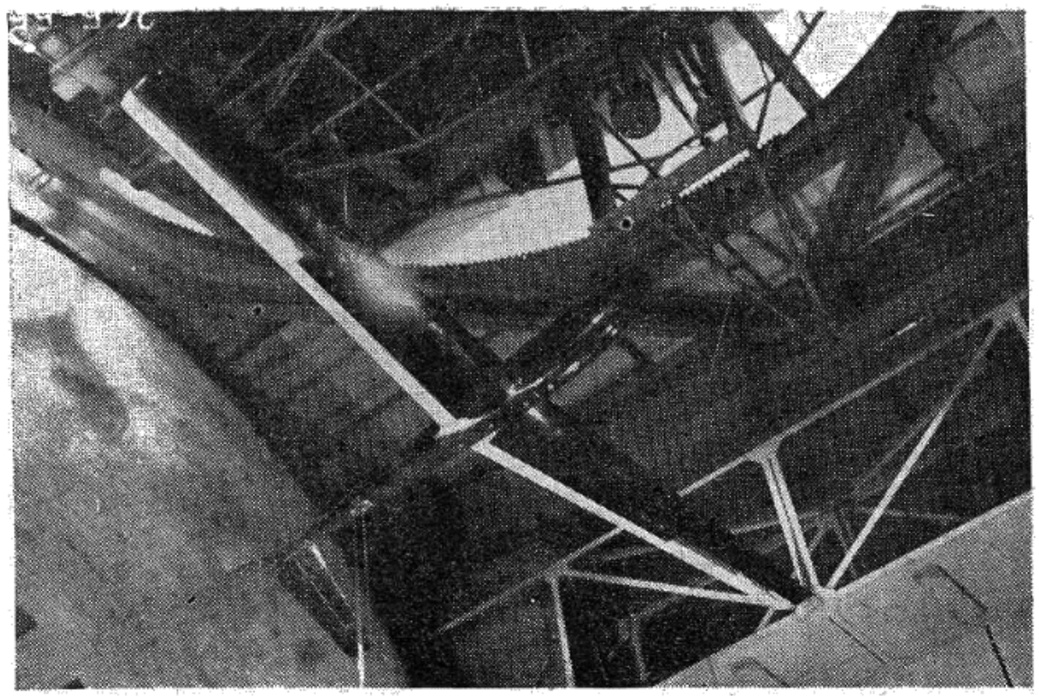
zachycují vliv tvaru, polohy a jakosti povrchu profilu na velikost aerodynamických sil. K určení velikosti vztlaku a odporu musíme hodnoty obou součinitelů znát. Výpočty je nelze s dostatečnou přes-



Obr. 1.35. Velikost součinitelů odporu desky, koule a vřetenovitého tělesa



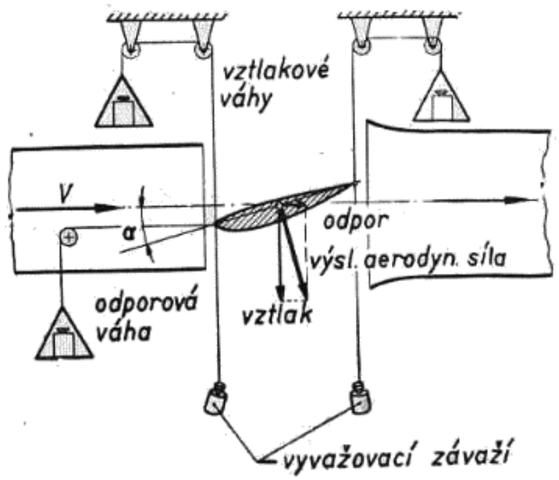
Obr. 1.36. Schéma cirkulačního aerodynamického tunelu



Obr. 1.37. Snímek modelu větroně Blaník při měření aerodynamických charakteristik v letňanském tunelu

ností stanovit a proto je musíme velmi nákladným způsobem měřit. Nejběžnější způsob určení součinitelů vztlaku a odporu jednotlivých částí nebo celých letadel je měření na zmenšených modelech v aerodynamických tunelech.

Aerodynamický tunel je zařízení, ve kterém uvádíme ventilátorem do pohybu vzduch ofukující model, zavěšený tak, aby bylo možno měřit síly, které na něm vznikají. Schéma tzv. uzavřeného cirkulačního aerodynamického tunelu znázorňuje obr. 1.36. Možností měření aerodynamických součinitelů je více, například měření na létajících modelech, měření za letu na skutečných letounech atd. Převážně se však používá měření v aerodynamických tunelech, protože měření tímto způsobem je pohodlnější a



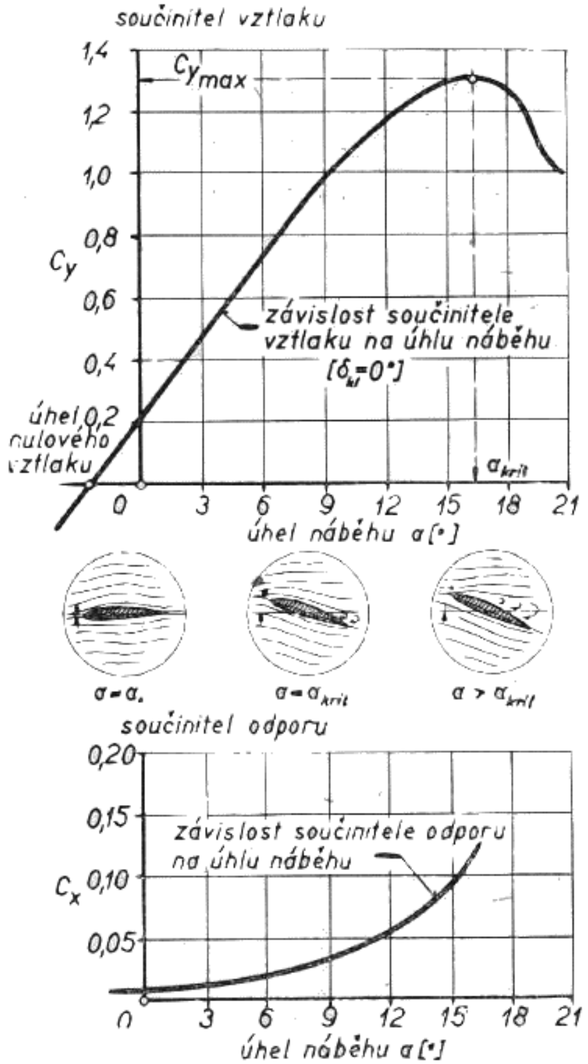
Obr. 1.38. Schéma zavěšení modelu v aerodynamickém tunelu

umožňuje získat přesnější výsledek. Aerodynamický tunel je zařízení značně rozměrné, měřicí zařízení je velmi jemné a složité. Tunel spotřebuje velké množství elektrické energie. Poskytuje však poměrně přesné hodnoty součinitelů, které při téže přesnosti zatím nelze zjistit nějakým jiným, méně nákladným způsobem.

NACA 63 615

$\alpha°$	-3	0	2	4	7	10
C_y	0,07	0,43	0,65	0,86	1,15	1,37
C_x	0,006	0,005	0,006	0,006	0,011	0,020

Obr. 1.39. Příklad naměřených hodnot součinitelů vztlaku a odporu profilu, použitého na Blaníku



Obr. 1.40. Závislost součinitele vztlaku a součinitele odporu na úhlu náběhu profilu

Principiální schéma zavěšení modelu v měřicím prostoru aerodynamického tunelu a měřicího zařízení, na němž zjišťujeme velikost aerodynamických sil, znázorňuje obr. 1.38.

Měřený model (v tomto případě model profilu) nastavujeme na různé úhly náběhu. Při každém úhlu náběhu měříme na tunelových vahách hodnoty vztlaku a odporu. Měrnou hmotu vzduchu ϱ, plochu křídla modelu S známe, rychlost proudu v tunelu V změříme a z rovnic pro vztlak a odpor můžeme pak vypočíst součinitele vztlaku a odporu:

$$c_y = \frac{2\,Y}{\varrho\,V^2\,S}$$

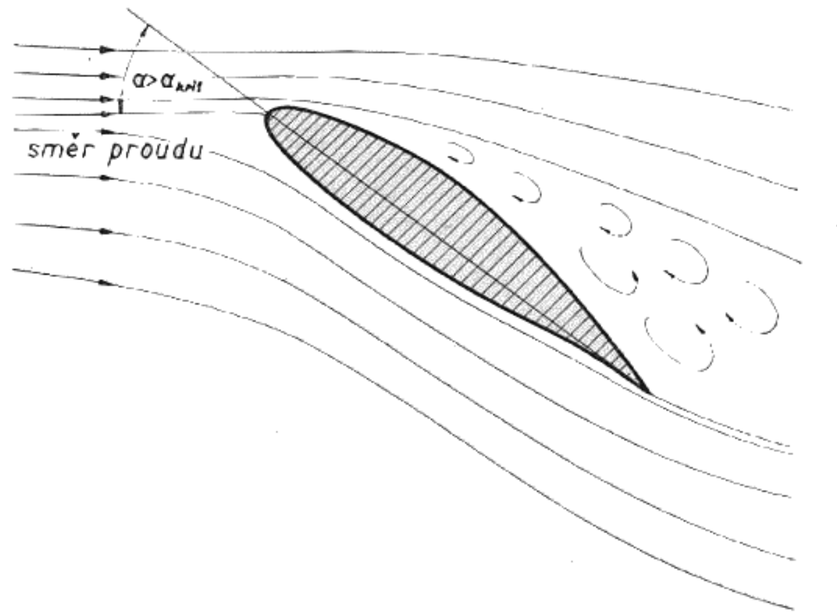
$$c_x = \frac{2\,X}{\varrho\,V^2\,S}$$

Hodnoty součinitelů vztlaku a odporu se sestavují do tabulek (příklad viz na obr. 1.39, uvedené hodnoty platí pro profil křídla větroně Blaník) nebo se kreslí do diagramů,

z nichž pak můžeme pro zvolený úhel náběhu odečíst pro měřený profil příslušné součinitele vztlaku a odporu. Povšimněme si průběhu závislostí těchto součinitelů na úhlu náběhu. V obr. 1.40 je v horní části vynesena závislost součinitele vztlaku c_y na úhlu náběhu α, v dolní části závislost součinitele odporu c_x na úhlu náběhu α. Oba diagramy platí pro profil, použitý na křídle větroně Pionýr.

2.4. ODTRŽENÍ PROUDU

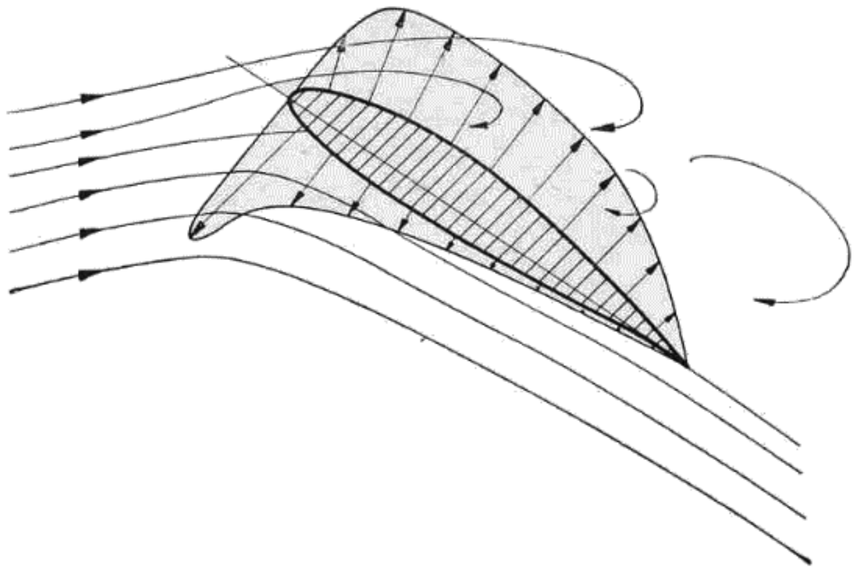
Z obr. 1.40 vidíme, že součinitel vztlaku roste při zvyšování úhlu náběhu přímkově až do určitého úhlu (u profilu Pionýra do úhlu



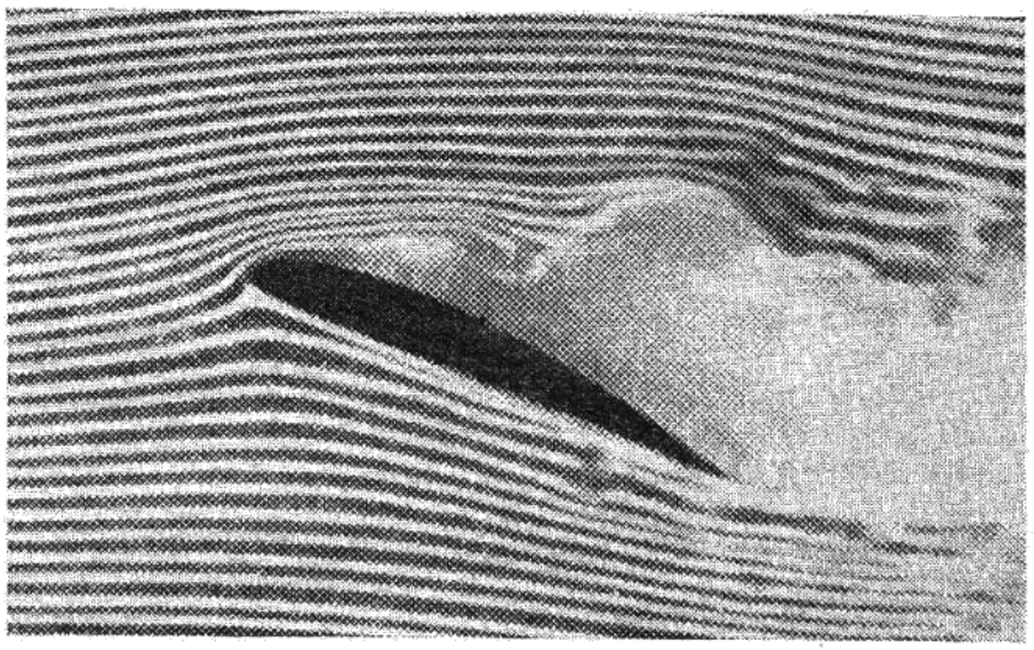
Obr. 1.41. Schematické znázornění odtržení proudu na profilu

9°), pak se jeho růst zpomalí a po dosažení tzv. kritického úhlu náběhu (u profilu Pionýra 16°) začíná klesat. Ve spodním diagramu vidíme, že současně s poklesem součinitele vztlaku nastává rychlý vzrůst součinitele odporu. Příčinou obou těchto jevů je odtržení proudu vzduchu od povrchu profilu. Přestože profil křídla je tvarován tak, aby byl co nejlépe obtékán, při určitém velkém úhlu náběhu (u profilu Pionýra na našich diagramech vidíme, že jde o úhel asi kolem 16°) již proudnice na horní straně profilu nestačí sledovat zakřivení povrchu profilu a odtrhnou se od něho. V odtržené oblasti je porušeno plynulé proudění a počnou se tvořit víry. Nastává snížení podtlaku na horní straně křídla; zmenší se hlavně

podtlaková špička na přední části profilu. Rozložení tlaku na profilu při odtrženém proudění znázorňuje obr. 1.42. Zmenšení podtlaku na horní straně křídla, kde došlo k odtržení proudnic, vede k snížení vztlaku. Tvoření vírů vyvolává, jak již víme z kapitoly

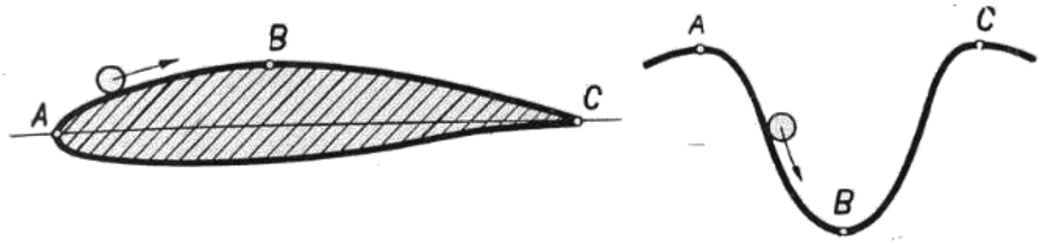


Obr. 1.42. Rozložení tlaků na povrchu profilu po odtržení proudu vzduchu



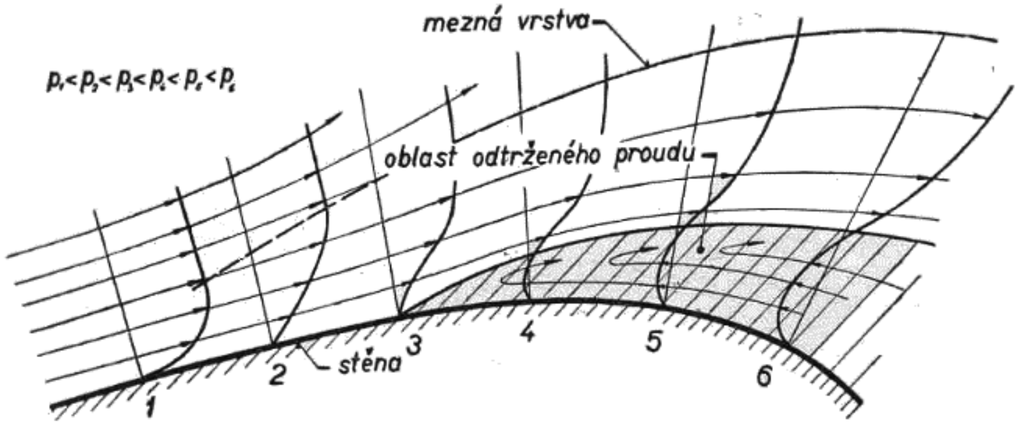
Obr. 1.43. Snímek odtržení proudu na profilu, získaný zviditelněním proudění v kouřovém aerodynamickém tunelu

o tvarovém odporu, vzrůst odporu. Odtržení proudu zpravidla začíná na odtokové hraně profilu. Při dalším zvyšování úhlu náběhu se šíří směrem dopředu k náběžné hraně. Čím větší je oblast odtrženého proudu, vyplněná víry, tím větší je pokles vztlaku a vzrůst odporu profilu.



Obr. 1.44. Analogie proudění vzduchu na profilu s pohybem koule

Hlubší příčina odtržení proudu vzduchu od povrchu profilu tkví v mezní vrstvě. Proto také podstatu odtržení proudu lze pochopit jasněji z procesu, odehrávajícího se v mezní vrstvě. Sledujme částici vzduchu při jejím pohybu po profilu (obr. 1.44). Při pohybu na dráze mezi body *A* a *B* se částice vzduchu zrychluje. Statický tlak proudu vzduchu klesá. V bodě *B* bude mít částice největší rychlost a v proudu vzduchu bude nejmenší statický tlak. Při pohybu na



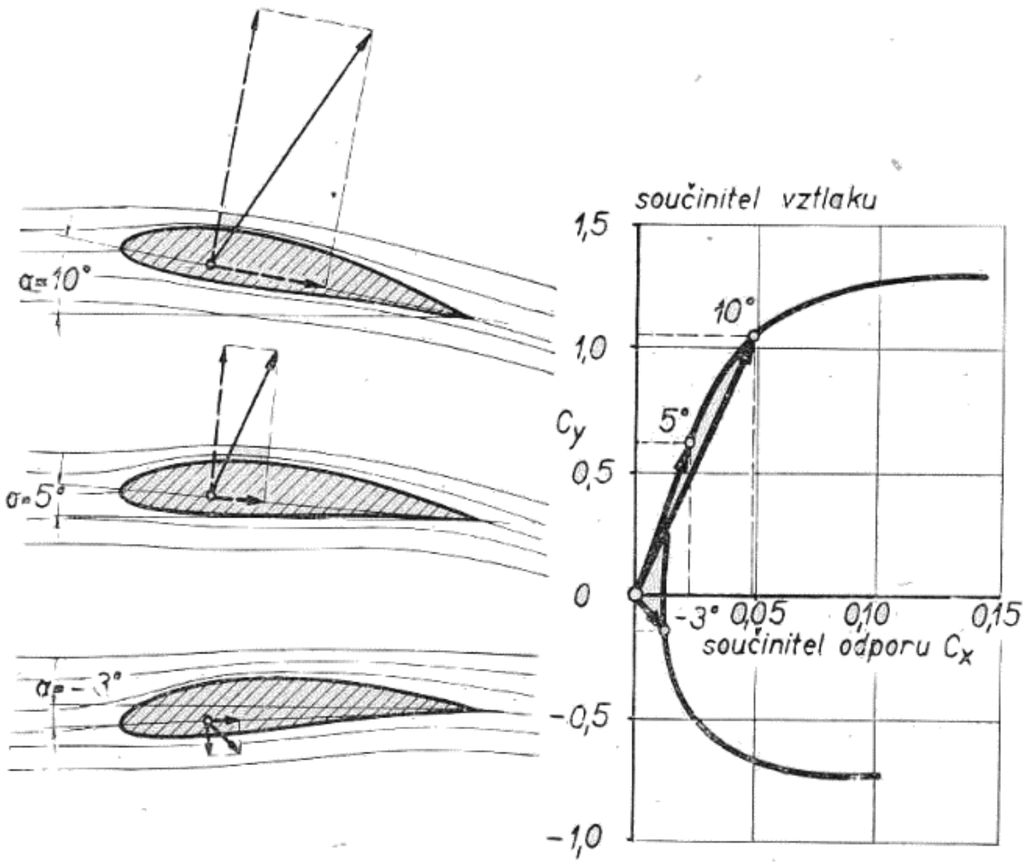
Obr. 1.45. Vznik odtržení proudu v mezní vrstvě

dráze z bodu *B* do *C* se rychlost částice zpomaluje, statický tlak v proudu vzduchu roste (viz rovnici kontinuity a Bernoulliho rovnici). Analogií tohoto pohybu částice vzduchu po profilu je pohyb koule po trati, znázorněné v obr. 1.44. Z bodu *A* do *B* trať klesá, koule se zrychluje. V bodě *B* má koule největší rychlost. Bod *B* je současně nejnižším bodem trati. Z bodu *B* do *C* trať stoupá, pohyb koule se zpomaluje. Tření vznikající při pohybu způsobí, že koule jím brzděná nevyjede až do bodu *C*, ale zastaví se někde mezi body *B* a *C*. Bude-li koule na dráze sama, rozjede se zpět do bodu *B*. Totéž platí i o částici vzduchu v mezní vrstvě, která je vystavena účinkům tření. Stejně jako se koule vlivem tření při pohybu na stoupajícím úseku trati z bodu *B* do *C* zastavila, zastaví se i částice vzduchu vlivem tření v mezní vrstvě někde mezi bodem *B* a *C*, kde se částice

vzduchu pohybuje z místa nižšího tlaku do místa vyššího tlaku a musí tudíž překonávat tlakový spád. Nejdříve se zastaví ty částice vzduchu nejblíže u povrchu profilu, které jsou účinkům tření vystaveny nejvíce. Začnou proudit zpět, jsou však částicemi vzdálenějšími od stěny, které mají ještě dostatečnou rychlost obraceny a strhávány zpět do původního směru. Výsledkem je vířivý pohyb v části povrchu za bodem *3* – počátkem odtržení (obr. 1.45) mezi povrchem křídla a vnějším proudem. Prvotní příčina odtržení proudu je tedy tření v mezní vrstvě.

Kontrolní otázky

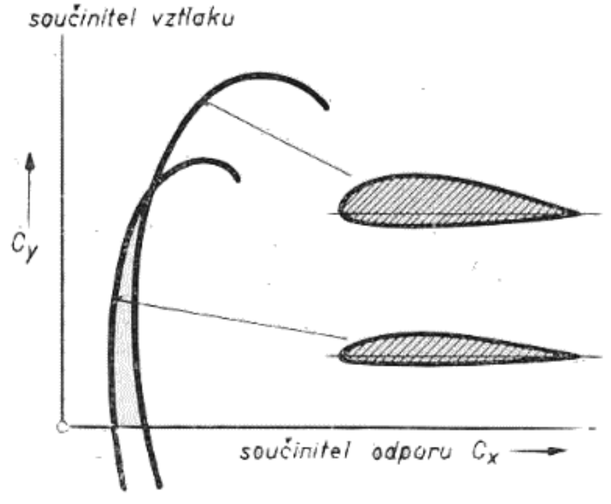
1. Jak zjišťujeme součinitele aerodynamických sil?
2. Nakreslete schéma aerodynamického tunelu!
3. Nakreslete schéma zavěšení modelu v tunelu!
4. Popište postup, kterým získáme závislosti součinitele vztlaku a součinitele odporu na úhlu náběhu!
5. Nakreslete charakteristický tvar závislosti součinitele vztlaku a součinitele odporu na úhlu náběhu!



Obr. 1.46. Mechanický význam křivky, nazývané aerodynamickou polárou

2.5. POLÁRA

Hodnoty součinitelů vztlaku a odporu, naměřené v aerodynamickém tunelu, jsme v předcházející kapitole znázornili ve dvou diagramech – jedním byla závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu, druhým závislost součinitele odporu na úhlu náběhu. Obvykle se však kreslí jen jedna závislost, a to závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu. Nazýváme ji aerodynamickou polárou. Tento způsob zobrazování zavedl inž. Otto Lilienthal, proto je někdy nazývána Lilienthalovou polárou.



Obr. 1.47. Srovnání polár dvou profilů, silně se lišících svým tvarem

Této křivce lze dát jednoduchý mechanický smysl. Představme si, že ofukujeme profil proudem vzduchu a měníme úhel náběhu profilu. Při určitém úhlu náběhu obdržíme určitou velikost výsledné aerodynamické síly. Vyneseme na počátku diagramu součinitele výsledné aerodynamické síly pro různé úhly náběhu, přičemž zachováme jeho směr a velikost. Spojením koncových bodů všech takto zakreslených sil dostáváme poláru profilu (obr. 1.46).

Z obrázku vidíme, že polára má dva vrcholy, v nichž nastává pokles součinitele vztlaku a vzrůst součinitele odporu. Víme již, že je to projev odtržení proudu od povrchu profilu. U poláry zobrazené na obr. 1.46 (polára profilu větroně Pionýra) si všimneme, že při záporných úhlech náběhu nastává odtržení již při nižším záporném součiniteli vztlaku. Je to způsobeno tím, že v tomto případě jde o poláru nesouměrného profilu. Při záporných úhlech náběhu je u těchto profilů obtékána náběžná hrana z méně výhodné strany. K odtržení proudu tedy dojde dříve, než v případě kladných úhlů náběhu.

Polární diagram je jednou z nejdůležitějších křivek v aerodynamice. Máme-li k dispozici poláry profilů, můžeme podle nich určovat, posuzovat a srovnávat jejich aerodynamické vlastnosti. Možnost vzájemného srovnávání profilů mezi sebou je dána tím, že poláru zásadně kreslíme v hodnotách součinitelů vztlaku a odporu. Při

vynášení polár přímo v hodnotách vztlaku a odporu museli bychom mít u téhož letounu pro každou rychlost a každou výšku zvláštní, byť i podobnou křivku. Protože součinitelé aerodynamických sil nezávisí na výšce a při nízkých rychlostech, kdy nepřichází v úvahu vliv stlačitelnosti vzduchu, nezávisí prakticky ani na rychlosti letu, vystačíme pro jeden letoun s jedinou křivkou. Polára, vynášená v hodnotách součinitelů, charakterizuje tedy kvality tvarování těles bez ohledu na rychlost a velikost. Má-li určitý profil maximální součinitel vztlaku $c_{y\,max} = 1{,}5$, jiný profil 1,8, křídlo s druhým profilem dosáhne při stejné rychlosti a velikosti obou křídel vyšší maximální vztlak, než křídlo první. Přitom nezáleží na tom, při jaké rychlosti a velikosti se tak stane. Podobně srovnáváme i součinitele odporu. Polára nám tedy určuje aerodynamické vlastnosti profilů.

Srovnáme si pro názornost poláry dvou silně se lišících profilů: první profil je silně prohnutý, má střední tloušťku a velký poloměr náběžné hrany, druhý profil je málo prohnutý, má malou tloušťku a ostrou náběžnou hranu. Poláry obou těchto profilů znázorňuje obr. 1.47. První profil dosáhne vyššího maximálního součinitele vztlaku, odtržení proudu bude pozvolné (plochý vrchol poláry), současně však bude mít větší minimální součinitel odporu než tenký profil. Porovnáváním naměřených polár profilů si vybíráme profil, který pro daný letoun nejlépe vyhovuje. Z obou porovnávaných profilů první by byl pro vysoký maximální součinitel vztlaku vhodný pro dopravní letoun, létající poměrně malými rychlostmi letu, druhý profil by byl pro svůj malý odpor výhodný pro stíhací letoun, létající vysokými rychlostmi.

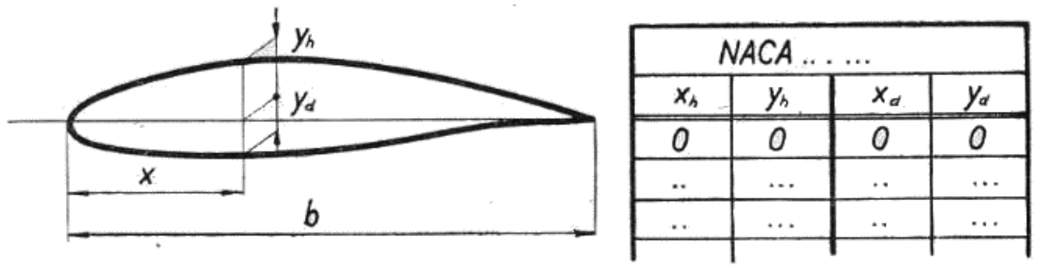
Kontrolní otázky

1. Nakreslete charakteristický tvar poláry profilu!
2. Proč kreslíme poláru v hodnotách součinitelů vztlaku a odporu a nikoliv přímo v hodnotách vztlaku a odporu?
3. Jaký je význam aerodynamické poláry?
4. Proč dochází k odtržení proudu na profilu a jak se projeví v poláře?

3. AERODYNAMICKÉ SÍLY NA PROFILU

3.1. GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY PROFILU

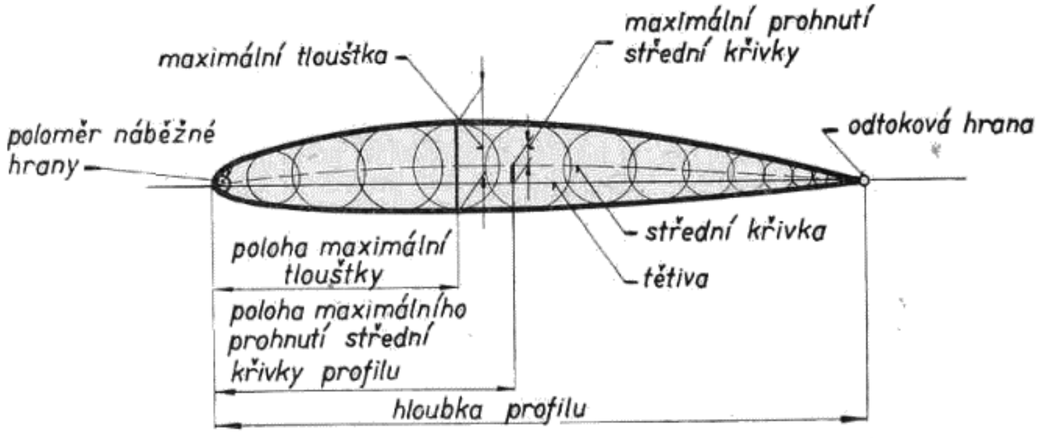
Profilem rozumíme řez křídla rovinou kolmou na příčnou osu křídla (obr. 1.18). Protože aerodynamické vlastnosti profilu závisí na jejich geometrickém tvaru, udává se tvar profilu v přesných hod-



Obr. 1.48. Způsob udávání tvaru profilu v jeho souřadnicích

notách. Jednotlivé souřadnice profilu se sestavují do tabulek a vyjadřují v procentech hloubky profilu b (obr. 1.48). Každý profil má několik základních geometrických charakteristik (obr. 1.49). Všechny se opět uvádějí v procentech hloubky profilu. Jsou to:

1. *Maximální tloušťka* je průměr největší vepsané kružnice do obrysu profilu.



Obr. 1.49. Základní geometrické charakteristiky profilu

2. *Poloha maximální tloušťky* je vzdálenost maximální tloušťky profilu od náběžné hrany.

3. *Maximální prohnutí střední křivky* je výška nejvyššího bodu střední křivky nad tětivou profilu.

4. *Poloha maximálního prohnutí střední křivky* je vzdálenost maximálního prohnutí od náběžné hrany profilu.

5. *Poloměr náběžné hrany.*

6. *Rozložení tloušťky podél tětivy profilu.*

Série příbuzných profilů tvoří tzv. profilovou řadu.

Řada profilů je skupina profilů, které mají stejný základní symetrický tvar a charakter střední čáry. Liší se navzájem velikostí maximální tloušťky, maximálního prohnutí střední křivky a polohy maximálního prohnutí. Každý profil má určité označení, z něhož většinou lze vyčíst jeho základní charakteristiky. Jako příklad si uvedeme profil označený čtyřmístným číslem:

NACA 2412

Význam označení je tento:

NACA – označení laboratoří, kde byl profil navržen a kde byly změřeny aerodynamické vlastnosti

2 – maximální prohnutí střední křivky v procentech tětivy profilu

4 – poloha maximálního prohnutí střední křivky v desetinách tětivy profilu

12 – maximální tloušťka profilu v procentech tětivy profilu. Toto označení uvádíme pouze jako příklad. Profily označené pětimístnými či šestimístnými čísly jsou označeny jiným způsobem. Jednotlivá čísla nepopisují geometrické, ale přímo aerodynamické charakteristiky profilu.

3.2. AERODYNAMICKÉ VLASTNOSTI PROFILŮ

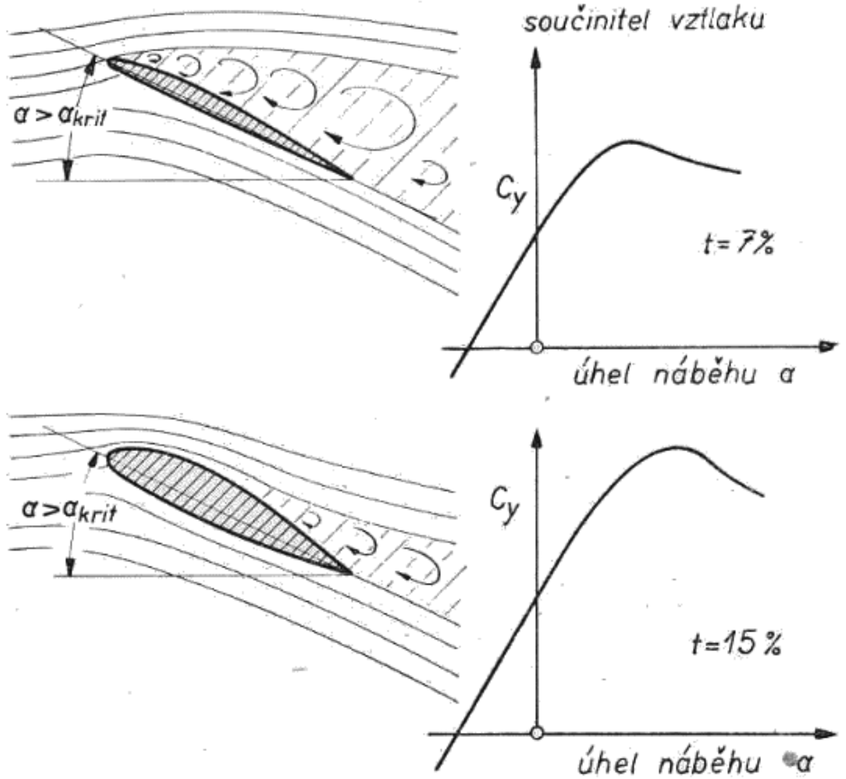
Víme již, že aerodynamické vlastnosti profilů se vyjadřují pomocí součinitelů, které se měří v aerodynamickém tunelu a závisí na úhlu náběhu a tvaru profilu. Součinitele vztlaku a odporu profilů se zakreslují do aerodynamické poláry profilu. Aerodynamické vlastnosti profilů tedy zjišťujeme z jejich polár.

Závislosti aerodynamických vlastností profilů na jejich geometrickém tvaru jsou velmi jemné. Uvedeme si proto pouze základní.

Ze vztlakových charakteristik je nejdůležitější *hodnota maximálního součinitele vztlaku.* V zásadě můžeme říci, že profily tenké a málo prohnuté mají nízký maximální součinitel vztlaku. Způsobuje to odtržení proudu na horní straně profilu při poměrně nízkých

úhlech náběhu profilu. Profily tlustší a prohnutější dosahují vysokých hodnot maximálního součinitele vztlaku. Obtékání je přilehlé k povrchu až do vysokých úhlů náběhu.

Z odporových charakteristik profilu je důležitá *velikost minimálního součinitele odporu.* Profil má minimální součinitel odporu při



Obr. 1.50. Srovnání závislostí součinitelů vztlaku na úhlu náběhu profilů, lišících se prohnutím střední křivky a tloušťkou

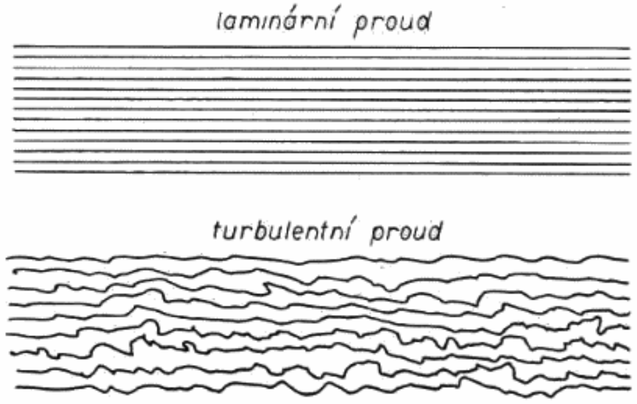
nízkém úhlu náběhu, kdy je obtékán plynule, bez odtržení proudu a kdy proto v celkovém odporu převládá třecí odpor, zatímco tlakový odpor je poměrně malý. Třecí odpor si probereme podrobněji v kapitole o laminárních profilech. Pro druhou složku profilového odporu – tvarový odpor platí jednoduchá závislost na tvaru profilu. Tvarový odpor vzrůstá s rostoucí tloušťkou profilu.

Kontrolní otázky

1. Které jsou základní geometrické charakteristiky profilu?
2. Co je řada profilů?
3. Které jsou nejdůležitější aerodynamické charakteristiky profilů?
4. Jak závisí dosažitelný maximální součinitel vztlaku na tvaru profilu?
5. Jak závisí minimální součinitel odporu na tvaru profilu?

Podstatného snížení velikosti třecího odporu lze dosáhnout u tzv. laminárních profilů. Ještě než si povíme něco o těchto profilech, vysvětlíme si stručně rozdíl mezi laminárním a turbulentním prouděním.

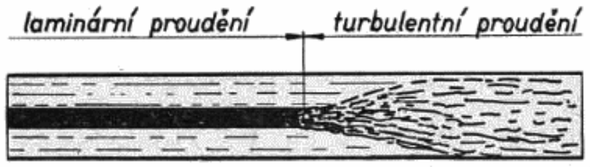
U skutečných tekutin rozeznáváme dva druhy proudění: *proudění turbulentní*, při němž se částečky kapaliny pohybují jednak ve směru proudu, jednak mají vlastní malé pohyby různými směry, takže jejich dráhy se navzájem kříží a celé proudění působí neuspořádaným dojmem, a



Obr. 1.51. Rozdíl mezi turbulentním a laminárním prouděním

proudění laminární, při němž každá částečka kapaliny proudí nezávisle na sousední. Dráhy jednotlivých částic jsou souběžné, proudění je uspořádané.

Oba druhy proudění známe z denního života. Kouř z cigarety proudí nejprve laminárně, v určité vzdálenosti se přemění v neuspořádaný, nepravidelný turbulentní pohyb. Proud vody vytékající z vodovodního kohoutku při určitém pootevření tvoří klidný, průhledný pramínek. Při větším pootevření kohoutku přejde v turbulentní proud. Rozdíl mezi laminárním a turbulentním proudem lze velmi názorně ukázat, necháme-li z nádobky vytékat vodu skleněnou trubicí, do které úzkou trubkou vpustíme pramének barevné kapaliny. Za určitých podmínek po proběhnutí krátkého úseku laminárního proudění se pramének barevné kapaliny vlivem přechodu z laminárního do turbulentního proudění rychle promísí s vodou (viz obr. 1.52).



Obr. 1.52. Přechod laminárního proudění v turbulentní při proudění v trubici

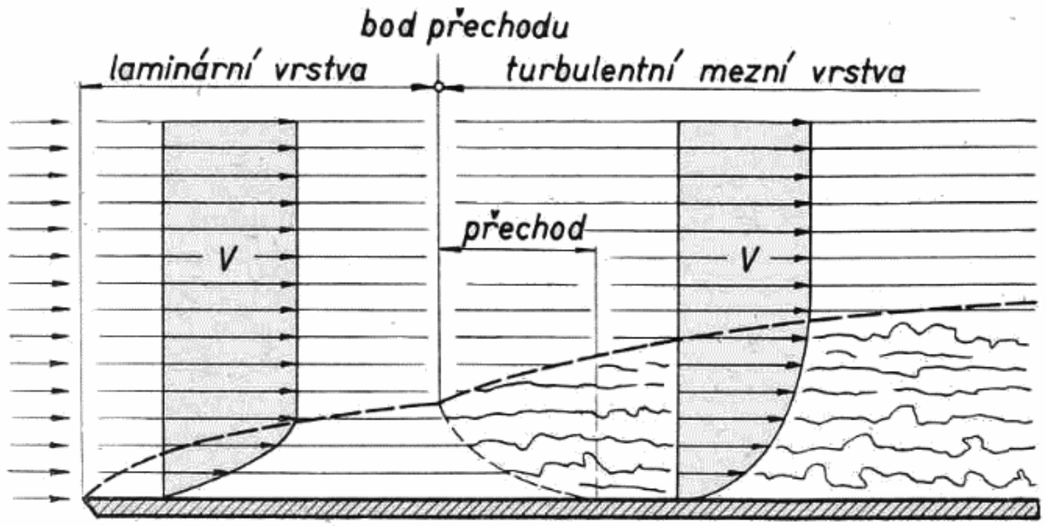
Laminární proudění má pro větší uspořádanost pohybu menší vnitřní tření. Křídlo s laminárním prouděním v mezní vrstvě má

podstatně menší třecí odpor než křídlo s turbulentní mezní vrstvou.

O tom, zda vznikne proudění laminární nebo turbulentní, rozhoduje tzv. Reynoldsovo číslo a tlakový spád v proudu. Vliv Reynoldsova čísla si ukážeme na proudění na rovné desce, abychom vyloučili vliv tlakového spádu. Reynoldsovo číslo určuje vztah

$$Re = \frac{V\,b}{\nu} \tag{1.6}$$

kde V – rychlost
b – charakteristická délka obtékaného tělesa (u křídla hloubka profilu křídla)
ν – kinetická vazkost vzduchu (v nulové výšce standardní atmosféry je hodnota $\frac{1}{\nu}$ přibližně rovna 69 000 (m^2/s).



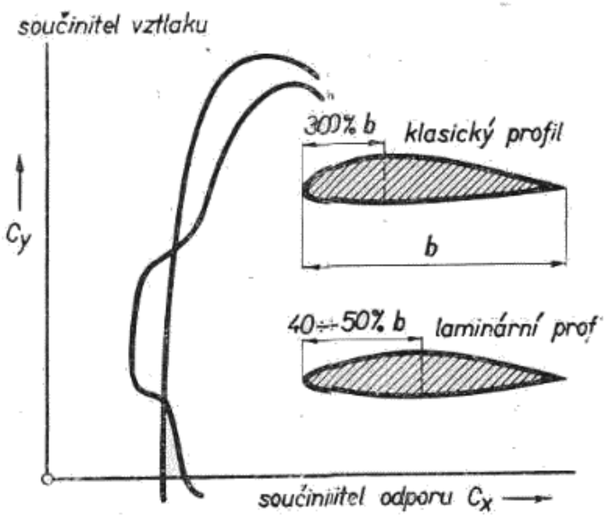
Obr. 1.53. Přechod laminární mezní vrstvy v turbulentní na povrchu rovné desky

Jestliže Re desky o určité hloubce v proudu o určité rychlosti je menší než $Re \doteq 500\,000$ (toto číslo nazýváme kritickým Reynoldsovým číslem), vytvoří se na desce pouze laminární mezní vrstva. Ze vzorce pro Reynoldsovo číslo vidíme, že tento případ nastane při malé rychlosti proudu a malé hloubce desky. Jestliže Re desky bude větší než kritické, pak laminární proudění v zadní části desky přechází do turbulentního (obr. 1.53). Reynoldsovo číslo křídel větroňů se pohybuje v mezích asi od 500 000 do 3 000 000. Obtékání křídel větroňů se tedy skládá zčásti z laminární, zčásti z turbulentní mezní vrstvy.

Místo, kde začíná přechod laminární mezní vrstvy do turbulentní, nazýváme bodem přechodu. U zakřivených těles má na polohu bodu přechodu z laminární do turbulentní mezní vrstvy podstatný vliv, jak jsme si již naznačili, spád tlaku. Laminární mezní vrstva se obvykle udrží v oblasti klesajícího tlaku. Na profilu křídla klesá statický tlak v oblasti od náběžného bodu zhruba do bodu maximální tloušťky profilu. Posuneme-li tedy místo maximální tloušťky profilu dále dozadu, vytvoříme předpoklady k tomu, aby se laminární mezní vrstva udržela déle.

3.4. LAMINÁRNÍ PROFILY

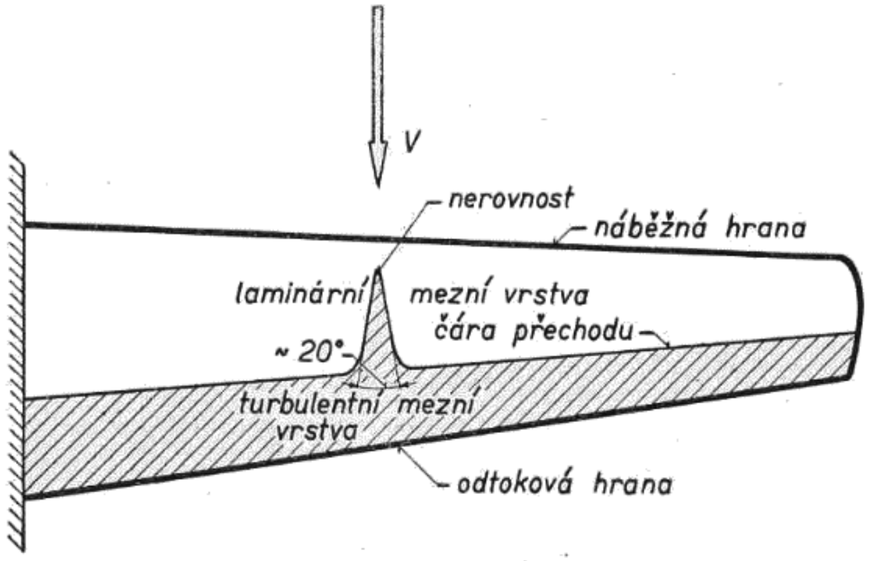
Posunutí polohy maximální tloušťky profilu směrem k odtokové hraně je principem laminárních profilů. Klasické profily mívají maximální tloušťku asi v 30 % hloubky tětivy, laminární profily ji mají ve 40 % až 70 % hloubky profilu. Vlivem skutečnosti, že se laminární proudění udrží déle, poklesne podstatně třecí odpor těchto profilů. Tento jev se projeví výrazně na poláře laminárního profilu (obr. 1.54). Oblast zmenšeného odporu na poláře laminárního profilu nazýváme laminární boulí. Nízký součinitel odporu si však laminární profil zachová pouze v určitém rozsahu úhlů náběhu. Při vyšších úhlech náběhu se bod minimálního tlaku a tím i bod přechodu z laminární mezní vrstvy do turbulentní posouvá dopředu. Proto nastává zvýšení odporu. Na obr. 1.54, kde vidíme srovnání polár klasického a laminárního profilu si povšimněme toho, že laminární profily mají mižší maximální součinitel vztlaku, což je způsobeno větší náchylností laminární mezní vrstvy k odtržení.



Obr. 1.54. Srovnání tvarů a polár laminárního a klasického profilu

Laminární mezní vrstva je velmi nestabilní. Vyžaduje hladký povrch křídla, bez nerovností. Za sebemenší nerovností nastává rozrušení proudu, které působí předčasný přechod laminární mezní vrstvy do turbulentní. O citlivosti laminární mezní vrstvy svědčí,

že přechod je způsoben například zvlněním povrchu nedokonale zapuštěnými nýty, drsným nátěrem povrchu křídla, vodními kapkami a dokonce i prachem na náběžné hraně křídla. Porucha laminární mezní vrstvy se šíří dozadu klínovitě, takže již malá nerovnost na náběžné hraně vyřadí laminaritu na relativně velké části křídla (obr. 1.55). Křídlo s laminárním profilem je tedy velmi náročné na jakost povrchu, která musí být i při provozu, hlavně v přední části křídla, pečlivě udržována leštěním. Zisk ve zmenšení odporu laminárního křídla s dobře ošetřovaným povrchem je však podstatný.



Obr. 1.55. Účinek nepatrné nerovnosti nebo částice, ulpělé na povrchu křídla v jeho náběžné části na přechod mezní vrstvy z laminární do turbulentní

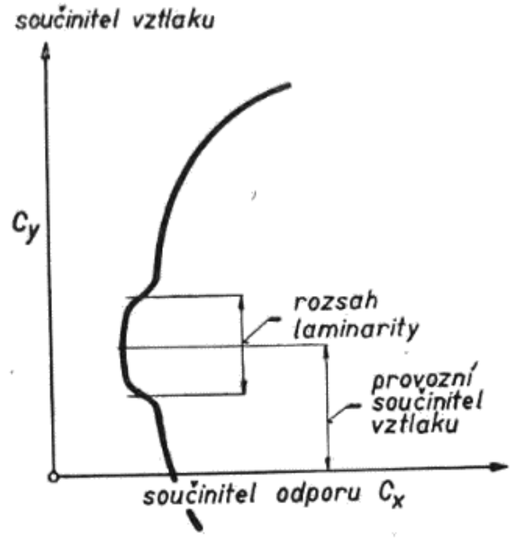
Proto také všechny novější výkonné větroně používají laminárních profilů. Na mistrovství světa v plachtění v Lešně 1958 bylo mezi 26 typy zúčastněných větroňů 18 typů s laminárními profily.

3.4.1. Označování laminárních profilů

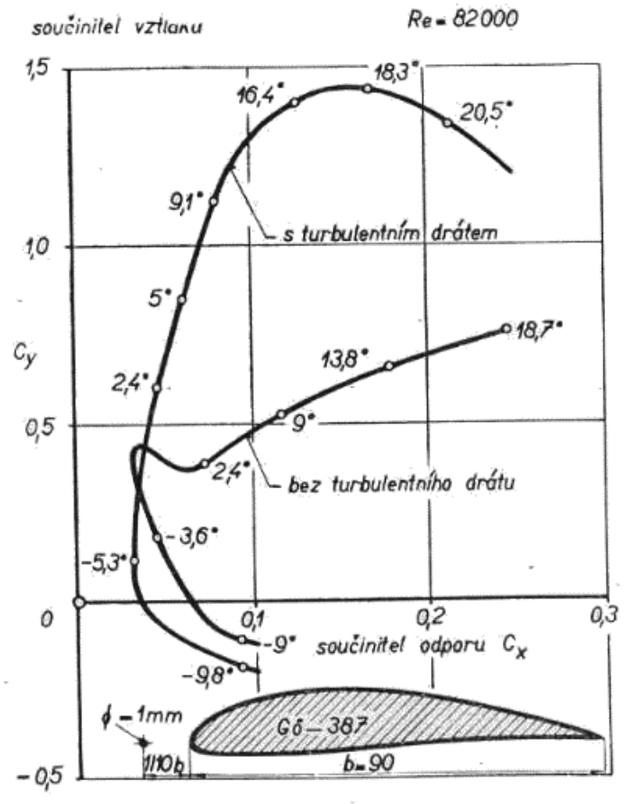
V dalších kapitolách budeme mluvit o laminárních profilech některých větroňů. Seznámíme se proto nejprve s označováním těchto profilů. Jsou označeny obvykle šestimístným číslem, přičemž označení vystihuje jak geometrické, tak aerodynamické vlastnosti. Použijeme jako příkladu profilu Démantu

NACA 63_2615

NACA – označení laboratoří, kde byl profil navržen a kde byly proměřeny jeho aerodynamické vlastnosti
6 – označení profilové řady
3 – poloha bodu minimálního tlaku, měřená od náběžné hrany profilu, vyjádřená v desetinách hloubky tětivy profilu



Obr. 1.56. Provozní součinitel vztlaku laminárního profilu



Obr. 1.57. Účinek turbulentního drátu, používaného u modelů na jejich aerodynamické charakteristiky

2 – poloviční rozsah oblasti sníženého součinitele odporu na poláře profilu, vyjádřený v desetinách součinitele vztlaku
6 – desetinásobek provozního součinitele vztlaku profilu (odpovídá velikosti součinitele vztlaku středního bodu oblasti sníženého odporu na poláře profilu) – viz obr. 1.56
15 – maximální tloušťka profilu, vyjádřená v procentech hloubky profilu

3.4.2. Laminarita při malých *Re*

Uvedené poznatky o laminárním obtékání křídel větroňů neplatí pro všechna letadla. Mnozí z plachtařů prošli kursy leteckého modelářství. Vědí, že modeláři se u svých modelů naopak snaží dosáhnout turbulentního proudění. Reynoldsova čísla, při nichž létají modely, jsou totiž podstatně menší než u větroně. Průměrný pokojový model má *Re* menší než 10 000, model střední velikosti pod 50 000, největší modely asi do 300 000. Obtékání je tudíž podkritické a mezní vrstva zůstává laminární až do odtokové hrany. Znamená to snížení třecího odporu. Protože povrch modelu je velmi malý, je i tato úspora malá. Laminární mezní vrstva má však větší sklon k odtržení proudu od povrchu profilu. Odtržení začíná již při velmi malých úhlech náběhu. Výsledkem odtržení je oblast vírů na horním povrchu křídla a zvýšení tlakového odporu. U modelu s laminárním prouděním je tedy zisk na třecím odporu daleko převýšen ztrátou na tlakovém odporu. Výkony modelu s laminární mezní vrstvou na křídle budou tedy horší. Proto se u modelů používá některých úprav, které způsobují turbulentní obtékání. Turbulence se dociluje buď volbou profilu křídla s ostrou náběžnou hranou a malou tloušťkou při velkém zakřivení, nebo se na náběžné hraně křídla vytvoří zdrsnění povrchu, případně se do určité vzdálenosti před křídlem napne podél náběžné hrany křídla tzv. turbulentní drát nebo nit. Vliv turbulentního drátu před náběžnou hranou profilu je vidět z obr. 1.57, kde je výsledek měření profilu *Gö 387* při nízkém Reynoldsově čísle (*Re* měření = 82 000). U poláry profilu bez drátu (profil s laminární mezní vrstvou) vidíme jasně pokles vztlaku a vzrůst odporu při nízkých úhlech náběhu, způsobený brzkým odtržením proudu.

Kontrolní otázky

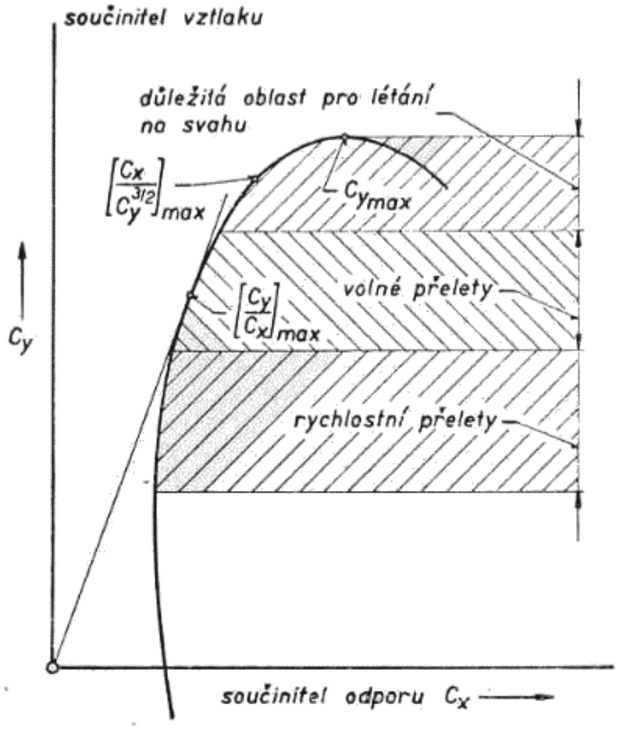
1. Jaký je rozdíl mezi laminárním a turbulentním prouděním?
2. Jak se liší tvar laminárního profilu od klasického profilu?
3. Proč má laminární profil posunutou maximální tloušťku hodně dozadu?
4. Nakreslete poláru laminárního profilu!
5. Jaký povrch křídla vyžaduje laminární profil?

3.5. VLIV PROFILÁŽE KŘÍDLA NA VÝKONY VĚTRONĚ

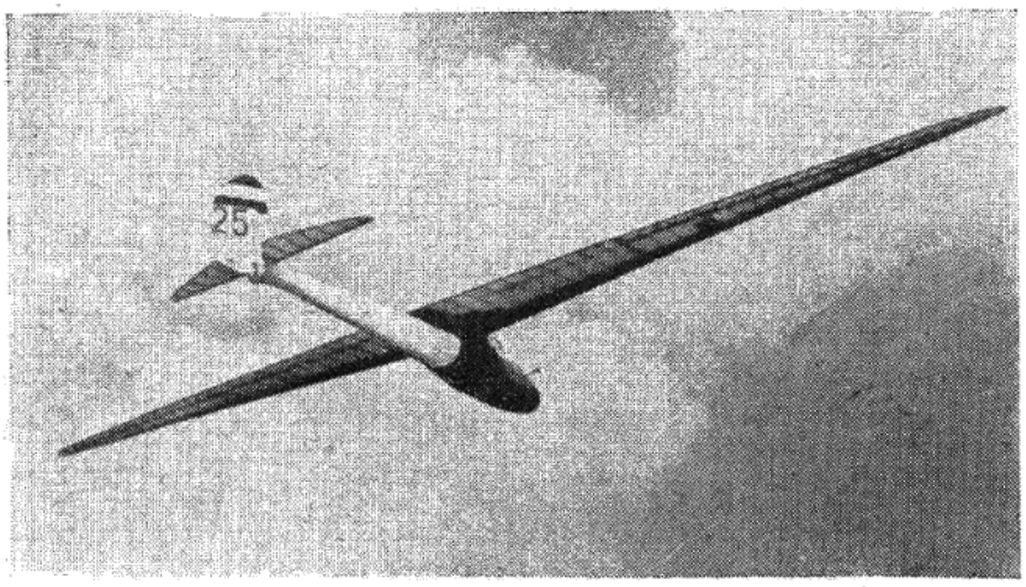
I když při volbě profilu křídla nejsou aerodynamická hlediska jediným kritériem, protože tvar a rozměry profilů (hlavně jejich maximální relativní tloušťky a polohy těchto tlouštěk) jsou důležité i pro pevnost a tudíž i váhu křídla, přece jen výběr profilu křídla je hlavně záležitostí aerodynamiky. Výběr profilu závisí na výkonech a vlastnostech, které se na daném výkonném větroni požadují.

V prvních letech vývoje plachtění (období 1920÷1930) byli plachtaři odkázáni hlavně na svahové létání. Startovní možnosti byly omezené (starty pouze gumovým lanem) a nebyly ještě ani prozkoumány jiné možnosti využití energie ovzduší, kromě svahového větru. Svahové létání vyžadovalo větroně s nízkým

plošným zatížením, u nichž se největší pozornost soustřeďovala na dosažení minimální klesavosti, která rozhoduje o trvání letu. Bod minimální klesavosti $\left(\text{nejmenší poměr } \frac{c_x}{c_{y\frac{3}{2}}}\right)$ leží na poláře těsně pod jejím vrcholem, při vysokých součinitelích vztlaku (obr. 1.58). Oblast poláry v rozsahu nízkých součinitelů vztlaku byla méně důležitá, protože větroně nad svahem nepotřebovaly létat vysokými rychlostmi. Proto pro výkonné větroně tehdejší doby byly nejvýhodnější profily, dosahující vysokých součinitelů vztlaku při ještě snesitelném odporu (minimální klesavost závisí na vztlaku více než na odporu; ve vztahu $\frac{c_x}{c_{y\frac{3}{2}}}$ je součinitel vztlaku c_y ve vyšší mocnině než součinitel odporu c_x). Víme již, že těmto požadavkům vyhovuje profil o velkém prohnutí střední křivky a střední nebo velké maximální relativní

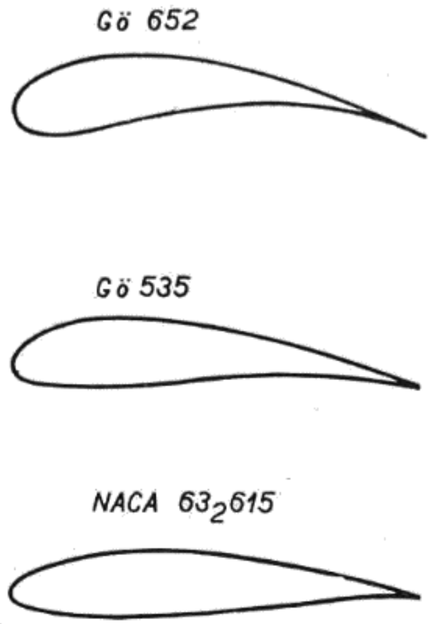


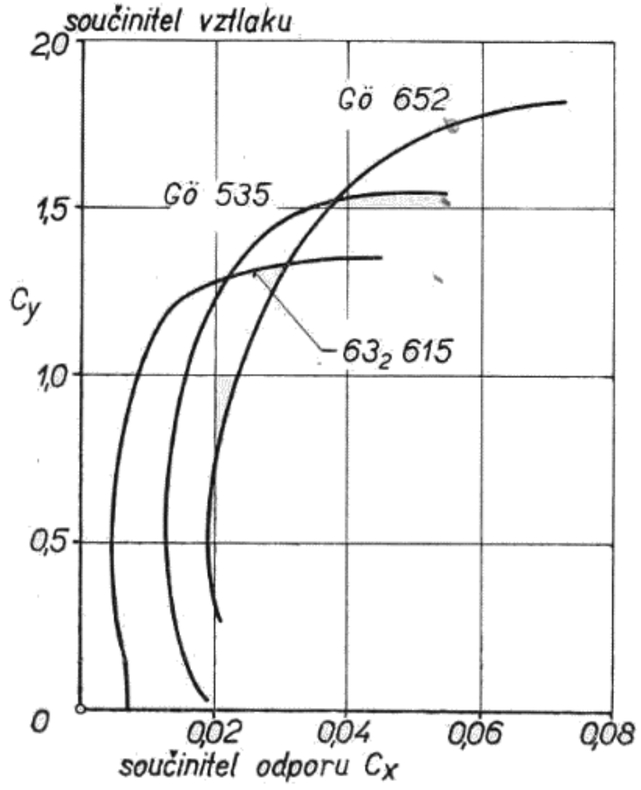
Obr. 1.58. Důležité oblasti na poláře větroně pro létání svahové, volné přelety a rychlostní přelety



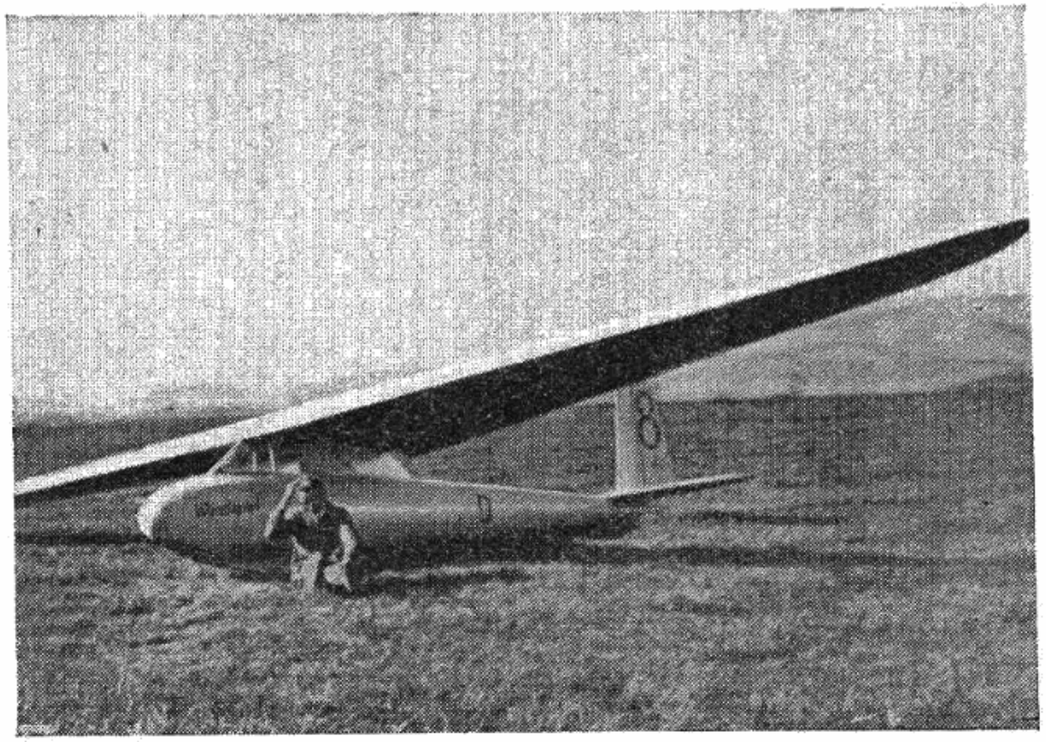
Obr. 1.59. Výkonný větroň Rhönadler s profilem křídla Gö 652

Obr. 1.60. Charakteristické profily, používané pro výkonné větroně v různých vývojových obdobích

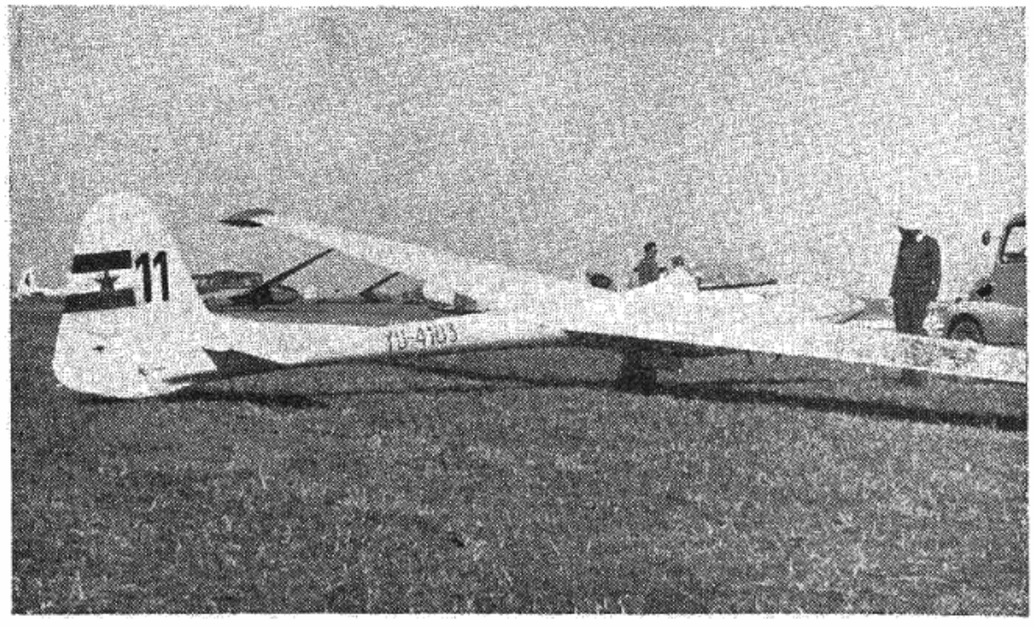




Obr. 1.61. Poláry tří typických profilů výkonných větroňů různých období vývoje plachtění



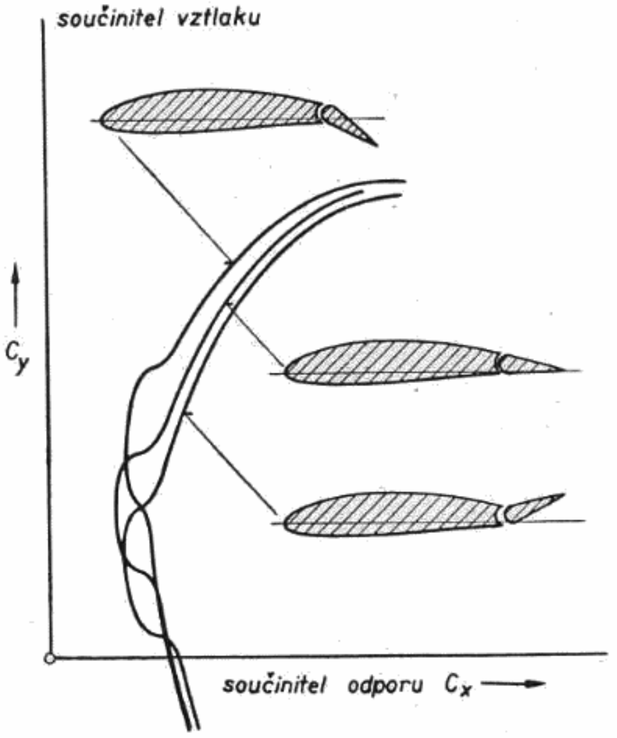
Obr. 1.62. Výkonný větroň Windspiel s profilem křídla Gö 535



Obr. 1.63. Vysokovýkonný větroň Meteor s laminárním profilem křídla (NACA 63$_2$616)

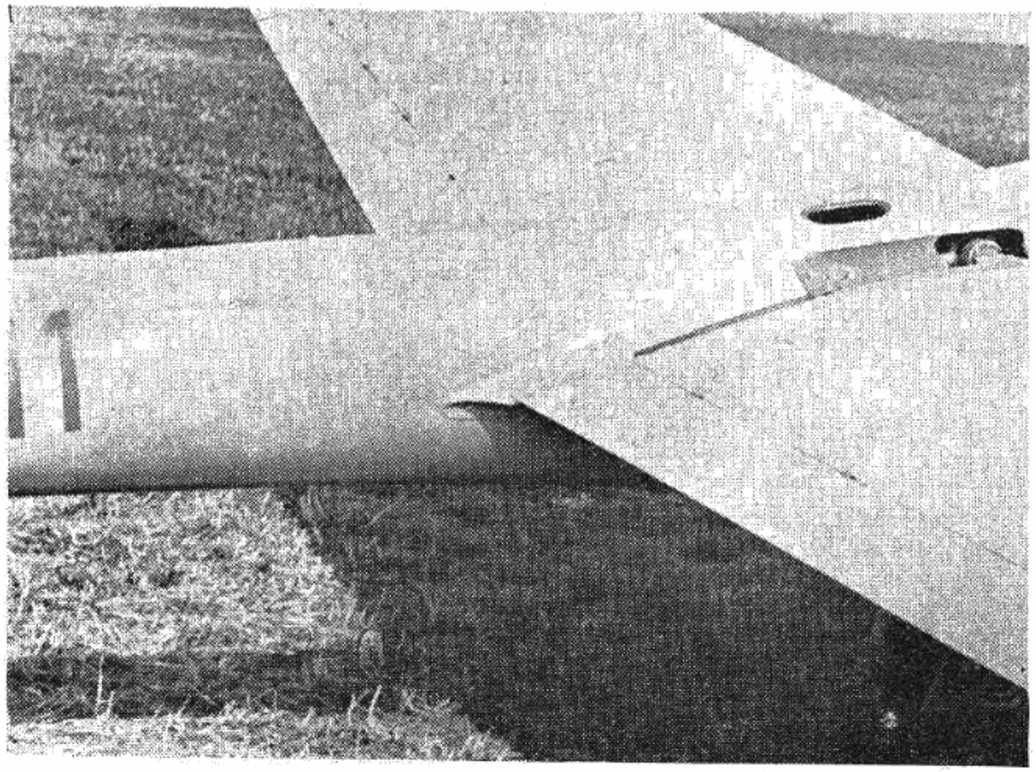
tloušťce. Typickým profilem, vhodným pro tyto účely a také velmi široce používaným byl profil, navržený a proměřený v německé laboratoři v Göttingen a označený *Gö 652*. Měly jej například větroně Austria, Fafnir, Rhönadler. Profil *Gö 652* má maximální relativní tloušťku 17 % v 20 % hloubky profilu, maximální prohnutí střední křivky 9 % v 50 % hloubky profilu. (Tvar viz obr. 1.60, poláru obr. 1.61.)

V roce 1930 podnikl známý německý plachtař Wolf Hirth první termické lety a v roce 1931 neméně známý Günther Groenhoff první aerovlek. Tyto dva průkopnické činy osvobodily plachtění od svahu. Nastává velký rozvoj plachtění, létá se i na rovinných letištích a další léta, až do druhé světové války, jsou ve znamení výškových letů a volných přeletů. Pro konstruktéry výkonných větroňů přinesly nové způsoby využití energie ovzduší v tomto období rozšíření požadavků na výkony větroňů. Větroně musí mít dobré vlastnosti nejenom při malých rychlostech letu, tj. v blízkosti vrcholu poláry – v kroužení, ale i při vyšších rychlostech, na poláře asi v oblasti bodu nejlepší klouzavosti – v přeskocích mezi jednotlivými vzestupnými proudy. Tyto požadavky lépe splňuje profil o menším prohnutí střední křivky, případně i menší maximální relativní tloušťce. Jedním z nejpoužívanějších profilů těchto let byl opět göttingenský profil *Gö 535*. Byl použit mimo jiné na větroních Konsul, Windspiel, Rhönsperber, Kranich. Profil *Gö 535* má maximální relativní tloušťku 16 % v 25 % hloubky profilu a maximální prohnutí střední křivky 5,8 % v 50 % hloubky profilu. (Tvar viz obr. 1.60, poláru viz obr. 1.61.)



Obr. 1.64. Klapka, měnící tvar prohnutí profilu a tím posouvající oblast nízkého odporu laminárního profilu k vyšším nebo nižším provozním součinitelům vztlaku

Poválečný vývoj charakterizuje zvýšení požadavků na rychlostní a cílové přelety. Při rychlostním přeletu pilot větroně, pokud má dostatečnou výšku nad terénem a nemusí letět tak, aby se vyhnul přistání, létá rychlostí vyšší, než je rychlost nejlepší klouzavosti. Tato přeskoková rychlost bude tím vyšší, čím intenzívnější stoupavé proudy může pilot při přeletu na trati předpokládat. Z hlediska aerodynamiky to znamená zvýšení důrazu na malou klesavost při rychlostech vyšších, než rychlost optimální klouzavosti. Na poláře je to oblast pod bodem optimální klouzavosti, při poměrně nízkých součinitelích vztlaku (obr. 1.58). Dnešní větroně dosahují těchto vlastností jednak volbou vyššího plošného zatížení křídla, dále pak volbou profilu, který má při nízkých součinitelích vztlaku malý součinitel odporu. Tomuto požadavku vyhovují především laminární profily. Proto se jich používá na všech novějších výkonných větroních. Nejvíce se používá profilů s maximální relativní tloušťkou 15 % až 18 % v 30 % až 50 %



Obr. 1.65. Klapka, měnící prohnutí profilu na větroni Meteor

hloubky profilu (při dokonalém povrchu tedy laminární oblast sahá do 30 % až 50 % od náběžné hrany) s operačním součinitelem vztlaku (součinitel vztlaku ve středu laminární nízkoodporové oblasti) $c_{y\,oper} = 0{,}5$ až $0{,}8$. Mezi nejužívanější laminární profily patří:

NACA 63_2615 větroně RJ5, Zugvogel
NACA 63_2616 větroně Meteor
NACA 63_3618 větroně Bréquet 901, Geier II
NACA 64_3618 větroně Olympia 419, Sirály
NACA 65_2515 větroně Démant
NACA 65_3618 větroně Eolo, Spartak
NACA 65_2714 větroně HKS 1, HKS 3

(Tvar profilu 63_2615 viz obr. 1.60, polára viz obr. 1.61.)

Laminární profily tedy zajišťují dobré výkony větroně při vysokých přeskokových rychlostech. Každý termický přelet je však složen jak z přeskoků, tak i z kroužení ve vzestupných proudech, při kterém je žádoucí, aby větroň měl co nejmenší dopřednou a klesací rychlost. Pro oblasti nebo období s převážně se vyskytující slabou termikou (příklad mistrovství světa v plachtění ve francouzském Saint Yan 1956) může být zisk při kroužení důležitější než zisk z extrémně vysokých přeskokových rychlostí, naopak pro silnou termiku (mistrovství světa v plachtění v polském Lešnu 1958) převažuje zisk při klouzání mezi jednotlivými termickými proudy. Ideální větroň pro rychlostní přelety v termice by tedy měl mít malou minimální rychlost, malou klesavost při kroužení a vysokou klouzavost při ještě snesitelné klesavosti při vysokých přeskokových rychlostech. Žádný technický výrobek však nemůže být dobrý pro všechno. Lze postavit větroň s klesavostí asi 1 m/s při rychlostech nad 100 km/h, lze postavit větroň s klesavostí 1 m/s při zatáčce o poloměru 30 m. Oba požadavky současně však při dané úrovni letecké techniky zatím splnit nelze. Jak jsme již uvedli, představují nízké odpory laminárních profilů zisk při vyšších rychlostech letu. Laminární profily mají však i své nevýhody: nižší maximální součinitel vztlaku (laminární mezní vrstva je méně stabilní než turbulentní, proto je náchylnější k odtržení proudu). Nižší maximální součinitel vztlaku znamená vyšší maximální rychlost. Další nevýhodou je vyšší klesavost při malých rychlostech letu. U větroňů s laminárními profily by proto mohl být zisk při seskoku do značné míry znehodnocen špatnými vlastnostmi v kroužení.

Tento problém řeší někteří konstruktéři větroňů kombinací použití laminárního profilu o malém prohnutí střední křivky, vhodné pro vyšší rychlosti, s použitím vztlakových klapek, které zlepšují vlastnosti větroně v kroužení. Vychýlení vztlakové klapky zvýší maximální součinitel vztlaku. Výsledek je snížení minimální rychlosti letu větroně a možnost kroužení o menším poloměru. Lze lépe využít jádra termického stoupavého proudu, kde je stoupání nejsilnější. Tento zisk převáží i poněkud horší klesavost, kterou způsobuje vychýlení vztlakových klapek. Tento způsob řešení zvolila většina konstruktérů moderních výkonných větroňů s laminárními profily křídel.

Další možností je použití profilu s vyšším operačním součinitelem vztlaku – profilu s vyšším prohnutím střední křivky. Tento způsob zvolil konstruktér Heinz Kensche na větroni HKS 1 a HKS 3 ($c_{y\,oper} = 0{,}7$). Profil s tak vysokým operačním součinitelem vztlaku zlepšuje výkony při malých rychlostech letu, má ovšem poněkud větší odpor při rychlostech, používaných při přeskocích. Tuto nevýhodu lze do jisté míry odstranit použitím klapky na odtokové hraně křídla. Klapka používaná k těmto účelům mívá menší hloubku, než obvyklé vztlakové klapky. V rychlém letu se vychyluje směrem nahoru, snižuje tím křivost střední křivky profilu a posouvá rozsah nízkých odporů laminárního profilu směrem k nižším vztlakům, tj. zlepšuje klesavost větroně při přeskoku (obr. 1.64, 1.65).

4. AERODYNAMICKÉ SÍLY NA KŘÍDLE

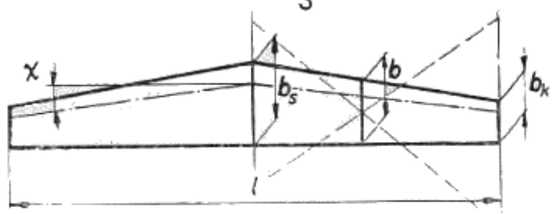
4.1. GEOMETRICKÉ VLASTNOSTI KŘÍDLA

Křídlo je základní nosnou částí větroně. Stejně jako u profilu jsou i aerodynamické vlastnosti křídla dány jeho geometrickým tvarem. Základní geometrické charakteristiky křídla (obr. 1.66) jsou: hloubka křídla b, rozpětí křídla l, plocha křídla S, štíhlost křídla λ, zúžení křídla η, šíp křídla X, zkroucení křídla. Štíhlost křídla definujeme u obélníkového křídla jako poměr rozpětí k hloubce

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

zúžení křídla $\eta = \frac{b_k}{b_s}$

štíhlost křídla $\lambda = \frac{l^2}{S}$



Obr. 1.66. Základní geometrické charakteristiky křídla

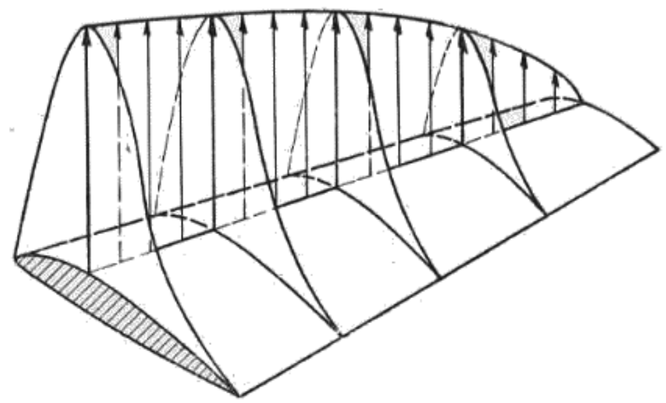
U křídel jiných půdorysných tvarů, kde se hloubka podél rozpětí křídla mění a byli bychom na rozpacích, jakou hloubku pro určení štíhlosti vzít, definujeme štíhlost poměrem

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

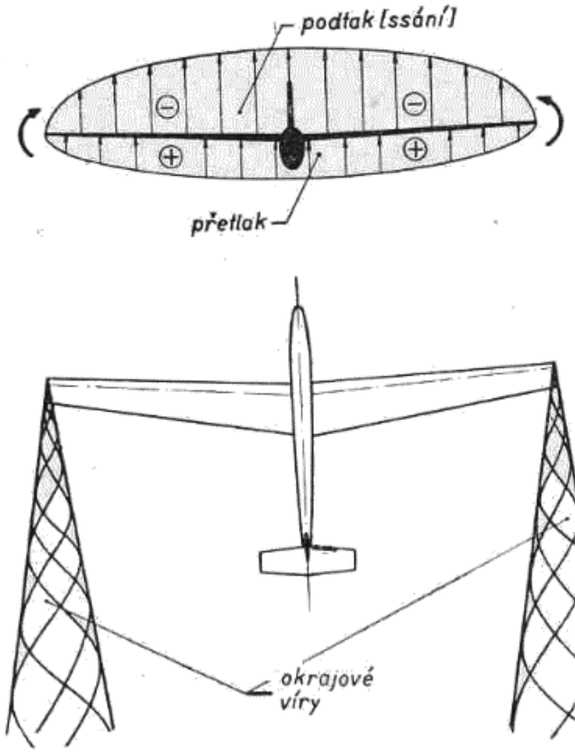
Zúžení křídla je poměr hloubky křídla na konci k hloubce v ose symetrie křídla. Zkroucení křídla je dvojího druhu: geometrické a aerodynamické. O geometrickém zkroucení křídla mluvíme tehdy, jestliže se mění úhel nastavení jednotlivých profilů podél rozpětí křídla, o aerodynamickém tehdy, mění-li se tvar profilu podél rozpětí křídla. (Na jednom křídle jsou dva nebo více profilů, lišících se zakřivením střední křivky, popřípadě i jinými geometrickými parametry).

4.2. VZTLAK KŘÍDLA

Tvar rozložení tlaků po profilu již známe. Rozložení tlaků podél rozpětí křídla je znázorněno na obr. 1.67. Z obrázku vidíme, že tlaky nejsou podél rozpětí křídla konstantní, ale směrem ke konci křídla klesají. Tento pokles je zaviněn tzv. okrajovými víry. Víme již, že nad křídlem je oblast podtlaku, pod křídlem přetlak. Na kon-

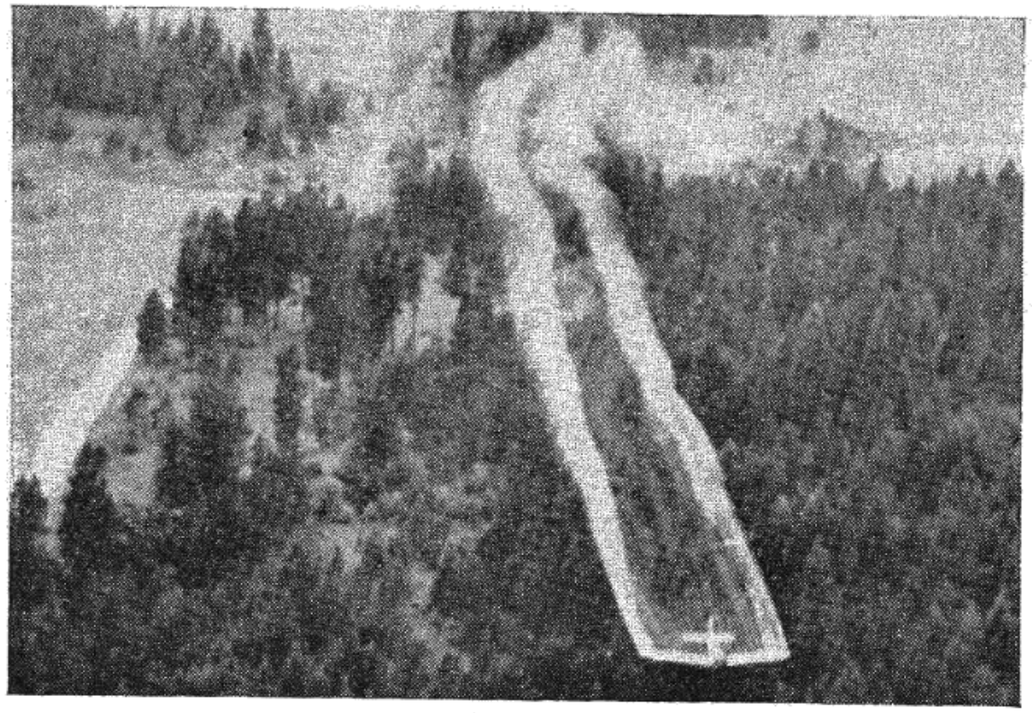


Obr. 1.67. Rozložení tlaků podél rozpětí křídla



Obr. 1.68. Vznik koncových vírů na křídle

cích křídel se oblasti různého tlaku stýkají a dochází k vyrovnání tlakového rozdílu. Poněvadž vzduch vždy proudí z místa vyššího tlaku do místa nižšího tlaku, přefukuje kolem konců křídel vzduch ze spodní strany na horní. Vzhledem k dopřednému pohybu křídla za letu tvoří se na okrajích křídla tzv. koncové nebo okrajové víry (obr. 1.68). Tyto víry můžeme zjistit při ofoukávání modelů křídla v kouřovém tunelu, jsou vidět dokonce i za letu například u zemědělského letounu, který by měl trysky poprašovacího zařízení na



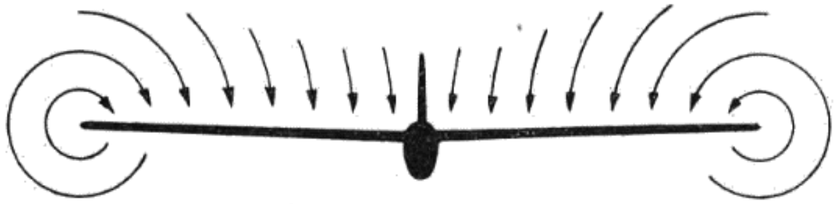
Obr. 1.69. Snímek zemědělského letounu, poprašujícího lesní oblast. Trysky poprašovacího zařízení letounu jsou rozmístěny na křídle, čímž dochází k zviditelnění okrajových vírů za křídlem

křídle. Okrajové víry vytvářejí po celém křídle svislou složku rychlosti (obr. 1.70). Tato rychlost, kterou nazýváme indukovanou rychlostí se sčítá s rychlostí proudu vzduchu, nabíhajícího na křídlo. Jednotlivé profily křídla nejsou tedy ofukovány pod geometrickým úhlem náběhu (úhel tětivy profilu vzhledem ke směru proudu daleko před profilem), nýbrž pod určitým menším úhlem, nazývaným efektivní úhel náběhu (obr. 1.71). Z obrázku vidíme, že

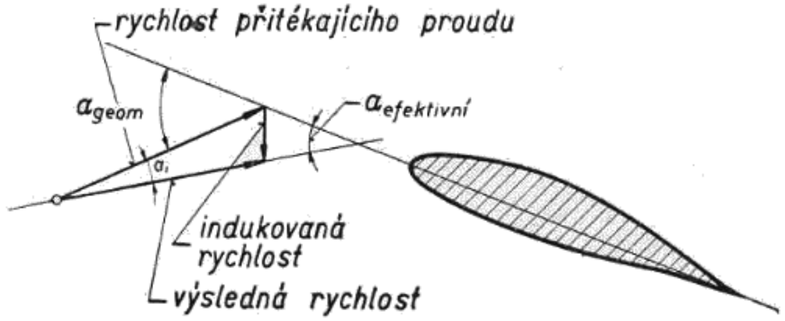
$$\alpha_{\text{efektivní}} = \alpha_{\text{geometrický}} - \alpha_{\text{indukovaný}}$$

Velikost indukované rychlosti se podél rozpětí křídla (kromě křídla

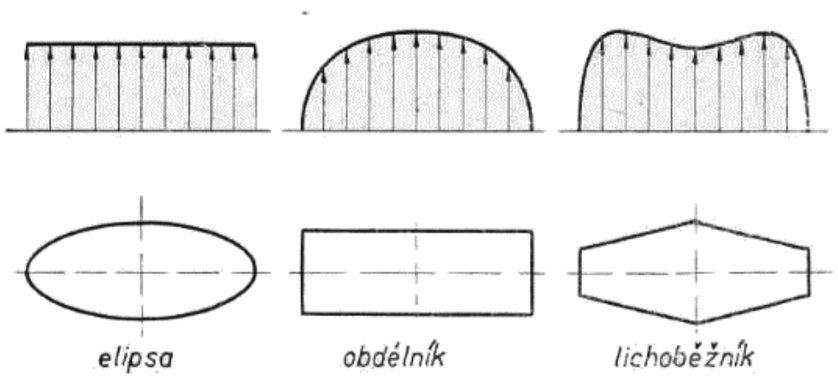
s eliptickým půdorysem) mění. Mění se tedy podél rozpětí křídla i efektivní úhel náběhu jednotlivých profilů křídla. Protože místní součinitel vztlaku je závislý na efektivním úhlu náběhu, není rozložení součinitelů vztlaku podél rozpětí konstantní, ale mění se. V místě



Obr. 1.70. Vznik indukované rychlosti



Obr. 1.71. Geometrický, indukovaný a efektivní úhel náběhu



Obr. 1.72. Rozložení součinitelů vztlaku podél rozpětí obdélníkového, lichoběžníkového a eliptického křídla

velké indukované rychlosti je efektivní úhel náběhu malý a součinitel vztlaku také malý. Na obr. 1.72 jsou uvedena tři křídla o různých půdorysných tvarech: eliptickém, obdélníkovém a lichoběžníkovém. Eliptické křídlo je zvláštní případ, indukované rychlosti jsou podél celého rozpětí stejné, a proto jsou stejné podél celého

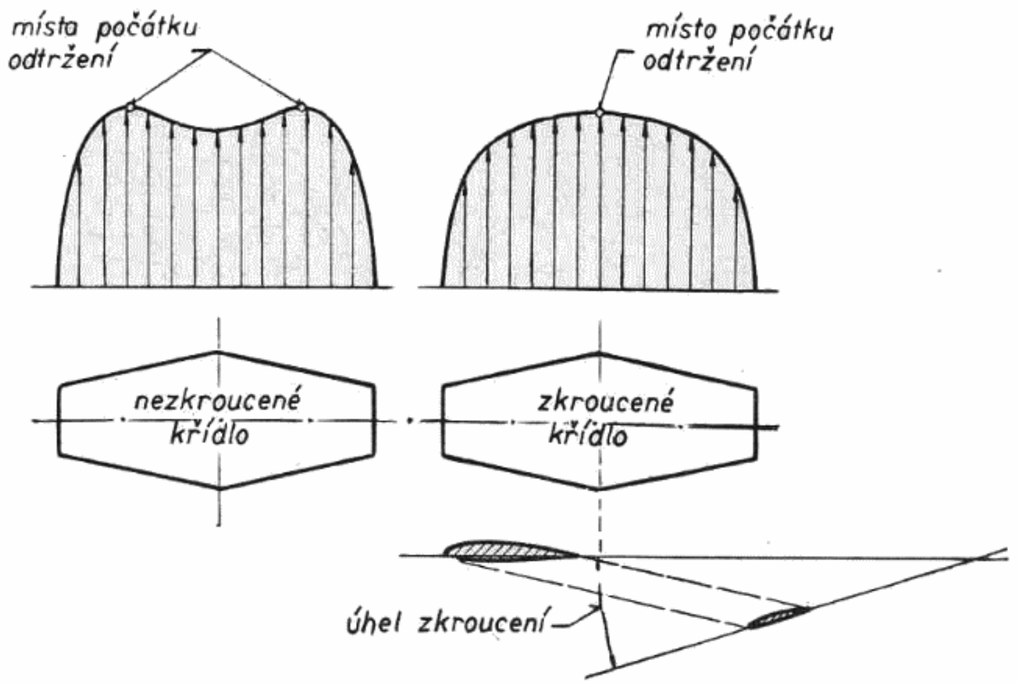
rozpětí i součinitele vztlaku. U obdélníkového křídla jsou indukované rychlosti největší u konců křídel, proto součinitele vztlaku směrem ke koncům křídel klesají. U lichoběžníkového křídla je tomu naopak.

Kontrolní otázky

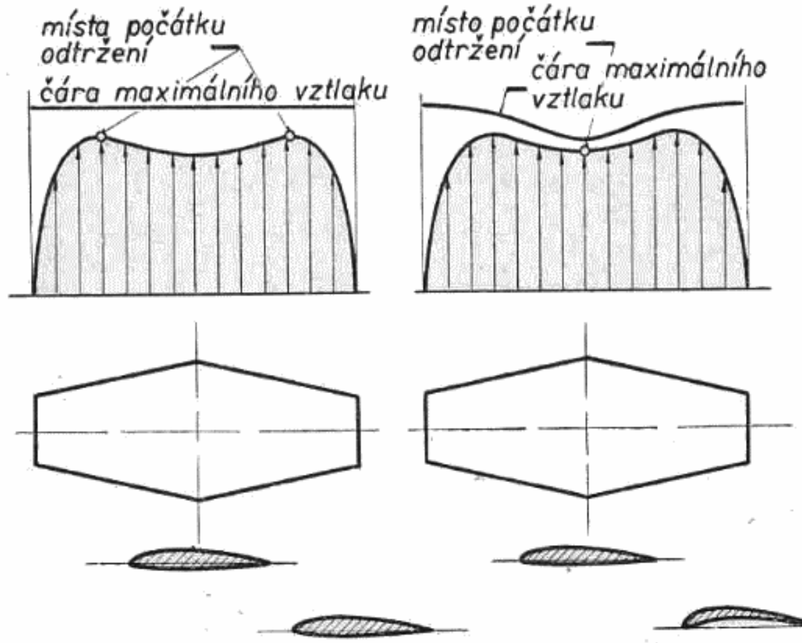
1. Které jsou základní geometrické charakteristiky křídla?
2. Jaký poměr nazýváme geometrickou štíhlostí křídla?
3. Jaký je rozdíl mezi geometrickým a aerodynamickým zkroucením křídla?
4. Proč vznikají na křídle okrajové víry?
5. Nakreslete rozložení místních součinitelů vztlaku podél rozpětí obdélníkového křídla!
6. Proč dochází k poklesu součinitelů vztlaku na koncích obdélníkového křídla?

4.3. ODTRŽENÍ PROUDU NA KŘÍDLE A VLASTNOSTI PŘI PŘETAŽENÍ

Při zvyšování úhlu náběhu křídla dojde při dosažení kritického úhlu náběhu jednotlivých profilů křídla k odtržení proudu. Místo, kde se proud na křídle začne odtrhávat nejdříve, je tedy závislé na místním efektivním úhlu náběhu. U eliptického křídla jsou indukované rychlosti podél rozpětí křídla stejné, jsou tedy stejné i efektivní úhly náběhu jednotlivých profilů. Všechny profily při zvyšování úhlu náběhu křídla dosáhnou kritického úhlu náběhu současně a odtržení proudu nastane současně na celém povrchu křídla. U obdélníkového křídla jsou indukované rychlosti nejmenší ve středu křídla. Jsou tam tudíž největší efektivní úhly náběhu, kritický úhel tedy bude překročen nejprve ve středu křídla a k odtržení



Obr. 1.73. Posunutí počátku odtržení proudu na křídle směrem k trupu geometrickým zkroucením křídla



Obr. 1.74. Posunutí počátku odtržení proudu na křídle směrem k trupu aerodynamickým zkroucením křídla

dojde nejprve ve středu křídla. Teprve při dalším zvyšování úhlu náběhu křídla se bude postupně šířit k okrajům. U lichoběžníkového křídla tomu bude naopak, proud se začne odtrhávat nejprve poblíž konců křídel a při zvyšování úhlů náběhu se odtržení rozšíří směrem k trupu a současně i ke koncům křídel.

Odtržení proudu na křídle znamená pokles vztlaku křídla. Vztlak křídla klesne natolik, že nestačí k vyrovnání váhy letounu a letoun přejde do pádu nebo do vývrtky. Pro chování letounu při odtržení proudu je velmi důležité místo na křídle, v němž se proud vzduchu začne odtrhávat. Odtržení proudu poblíž konců křídel v oblasti křidélek je nepříjemné, protože má za následek ztrátu účinnosti křidélek. Daleko výhodnější je odtržení proudu u trupu, kdy křidélka nejsou zasažena víry odtrhávajícího se proudu a zachovávají si svou účinnost. Při odtržení proudu u trupu zasahují víry odtrže-

ného proudu vodorovné ocasní plochy. Jejich nárazy na výškovku pilot ucítí nárazy v řídicí páce. Chvěním řídicí páky nebo i celého letounu je pilot vhodným způsobem varován před blížícím se pádem. Letoun tedy bude mít dobré vlastnosti při přetažení tehdy, začne-li se proud odtrhávat v blízkosti trupu a bude-li šíření odtržení na křídle postupovat rychleji směrem k trupu, než směrem ke koncům křídel. Tyto požadavky na průběh odtržení splňuje obdélníkové křídlo, u něhož začíná odtržení na křídle v blízkosti trupu. Obdélníkového křídla se proto často používá u školních větroňů, které musí mít bezpodmínečně dobré vlastnosti při přetažení. Proto má obdélníkové křídlo například větroň Pionýr. Pro výkonné větroně je však obdélníkové křídlo méně vhodné. Má velký indukovaný odpor a je i váhově nepříznivé. U křídel výkonných větroňů se proto volí spíše lichoběžníkový půdorysný tvar a vhodných vlastností při přetažení se dosahuje zkroucením křídla. Zlepšit vlastnosti křídla při přetažení lze předně geometrickým zkroucením. Křídlo se kroutí tak, aby konce měly menší geometrický úhel náběhu. Profily na koncích křídla dosáhnou pak kritického úhlu náběhu později než profily u trupu. Tím se místo počátku odtržení přesune k trupu (obr. 1.73). Druhou možností je aerodynamické zkroucení křídla. V tomto případě se na konec křídla dávají profily s větším prohnutím střední křivky, které mají vysoký kritický úhel náběhu. Protože profily u trupu mají nižší kritický úhel, dojde k odtržení také nejprve u trupu (obr. 1.74).

Kontrolní otázky

1. Kde musí nastat nejdříve odtržení na křídle, má-li mít větroň dobré vlastnosti při přetažení?
2. Jaké výhody má počátek odtržení proudu na křídle v blízkosti trupu?
3. Je lepší při přetažení křídlo obdélníkové nebo lichoběžníkové a proč?
4. Čím je možno zlepšit vlastnosti křídla při přetažení a proč?

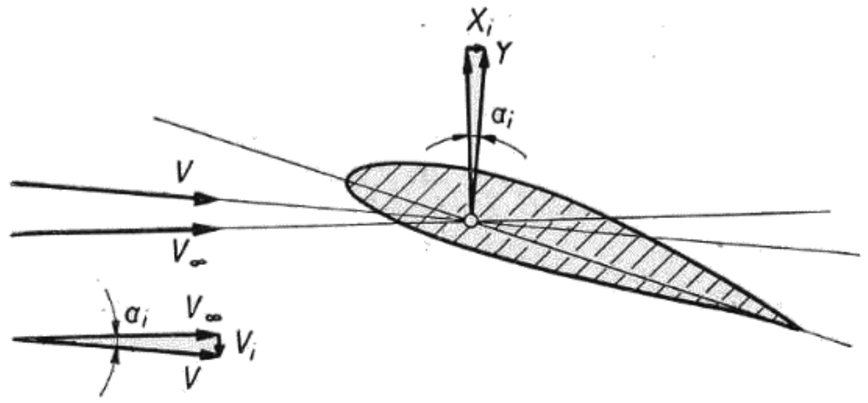
4.4. INDUKOVANÝ ODPOR

Okrajové víry, vznikající vyrovnáváním tlaků na konci křídla, znamenají jako každé víření ztráty, projevující se zvýšením odporu. Takto vzniklý odpor nazýváme indukovaným odporem. Lze jej vysvětlit i pomocí indukovaného úhlu náběhu. Vlivem indukovaných rychlostí, způsobených koncovými víry, natočí se směr proudu, nabíhající na křídlo, o indukovaný úhel náběhu. Protože vztlak je síla kolmá na směr tohoto natočeného proudu, vznikne tak složka vztlaku do směru původního proudu, kterou nazýváme indukovaným odporem (obr. 1.75). Velikost indukovaného odporu je dána vztahem

$$c_{x1} = \frac{c_y^2}{\pi \lambda} \tag{1.6}$$

kde c_{x1} = součinitel indukovaného odporu
λ = štíhlost křídla

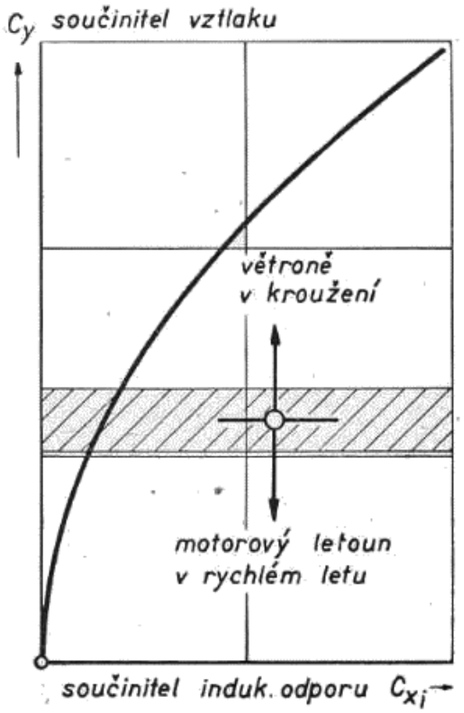
Indukovaný odpor tedy závisí především na velikosti součinitele vztlaku. Čím vyšší součinitel vztlaku, tím větší rozdíl mezi podtlakem nad křídlem a přetlakem pod křídlem a tudíž i intenzívnější vyrovnávání tohoto tlakového rozdílu okrajovými víry na konci křídla.



Obr. 1.75. Indukovaný odpor

Obr. 1.76. Koncová tělesa na křídle větroně

Indukovaný odpor závisí dále nepřímo úměrně na štíhlosti křídla. Čím je křídlo štíhlejší, tím menší je jeho indukovaný odpor. Větroně mají proti motorovým letounům nápadně štíhlejší křídla. Létají totiž převážně při vyšších součinitelích vztlaku, kdy je indukovaný odpor velký a má velký podíl na celkovém odporu větroně (obr. 1.77). Zmenšení indukovaného odporu zvýšením štíhlosti křídla dává relativně velké snížení celkového odporu. Určitého snížení indukovaného odporu lze v některých případech dosáhnout pomocí okrajových vřetenovitých těles na koncích křídel. Těchto těles se použilo na více nových větroních (Blaník). Okrajová vřetenovitá tělesa do jisté míry snižují vyrovnávání tlakového rozdílu na koncích křídel a tím i intenzitu okrajových vírů.



Obr. 1.77. Oblasti na poláře, kde převážně létají větroně a motorové letouny

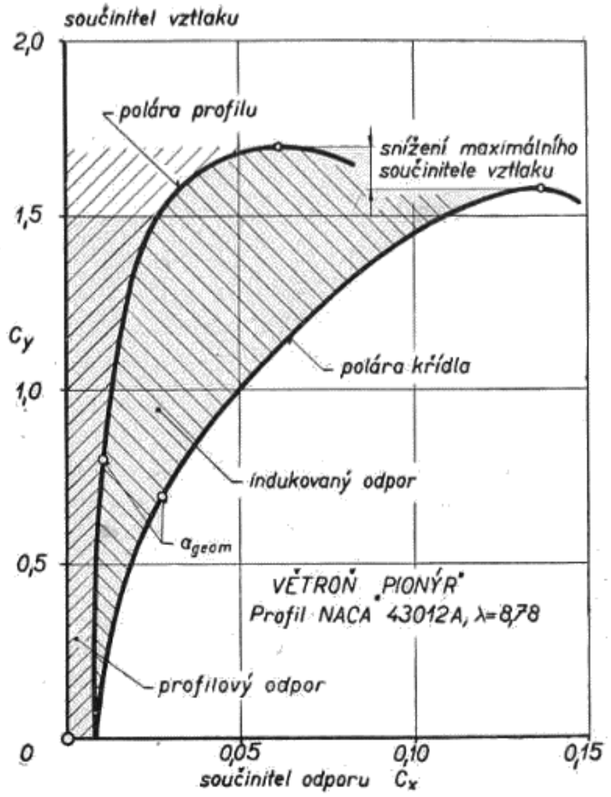
4.5. POLÁRA KŘÍDLA

Podobně, jako jsme již znázornili aerodynamické vlastnosti profilu v poláře profilu, zobrazíme si i aerodynamické vlastnosti křídla v poláře křídla. Polára křídla je závislost součinitele vztlaku křídla na součiniteli odporu křídla (obr. 1.78). V kapitole o vztlaku křídla jsme si vysvětlili, že svislá složka rychlosti, indukovaná koncovými víry, zmenšuje úhel náběhu proudu vzduchu, nabíhajícího na křídlo. Křídlo letící pod určitým geometrickým úhlem náběhu bude tedy ofukováno pod menším úhlem, tzv. efektivním (viz obr. 1.71). Velikost součinitele vztlaku je úměrná skutečnému úhlu ofukování, tudíž efektivnímu úhlu náběhu. Proto bude i součinitel vztlaku křídla, příslušející určitému geometrickému úhlu náběhu menší, než součinitel vztlaku profilu při stejném úhlu. V obr. 1.78 jsou součinitele vztlaku profilu a křídla, příslušející stejnému geometrickému úhlu náběhu označeny kroužky.

Vlivem indukovaných rychlostí nejsou dále všechny profily na křídle ofukovány pod stejným úhlem náběhu (vyjma nezkrouceného křídla o eliptickém půdorysu). Proto nastává snížení maximálního

součinitele vztlaku, který dosáhne křídla, proti maximálnímu součiniteli vztlaku, dosaženému na profilu (srovnej vrcholy poláry křídla a poláry profilu na obr. 1.78).

Okrajové víry, vznikající na křídle, zaviňují vznik další složky odporu – indukovaného odporu. Celkový odpor křídla se tedy bude skládat ze součtu profilového odporu a indukovaného odporu. Polára křídla se pak liší od poláry profilu o hodnotu indukovaného odporu. Indukovaný odpor závisí na velikosti součinitele vztlaku. Při nulovém součiniteli vztlaku, kdy nad i pod křídlem jsou stejné tlaky, je indukovaný odpor nulový. S rostoucím součinitelem vztlaku indukovaný odpor roste. Všechny tyto změny poláry křídla proti poláře profilu jsou patrny z obr. 1.78, kde jsou obě poláry pro porovnání zakresleny společně.



Obr. 1.78. Srovnání poláry profilu a poláry křídla

Kontrolní otázky

1. Proč vzniká indukovaný odpor?
2. Na čem závisí velikost indukovaného odporu?
3. Proč mívají větroně štíhlejší křídla než motorové letouny?
4. Proč má Blaník na koncích křídel vřetenovitá tělesa?
5. Nakreslete poláru křídla a poláru profilu!

5. AERODYNAMICKÉ SÍLY NA VĚTRONI

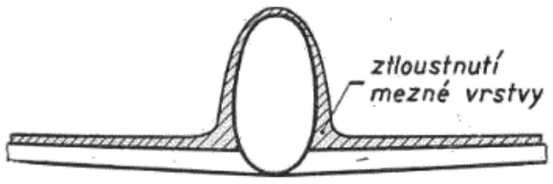
Větroně normálního typu mají kromě křídla trup, ocasní plochy a přistávací zařízení. Tyto části přispívají k celkovému vztlaku větroně velmi nepatrně, naopak dochází spíše k poklesu součinitele vztlaku vlivem spojení křídla s trupem a v některých režimech letu i vlivem vodorovných ocasních ploch.

5.1. ŠKODLIVÝ ODPOR

Všechny tyto části větroně však zvyšují odpor. Protože nepřispívají k vztlaku letounů anebo jen velmi málo, nazýváme jejich odpor škodlivým odporem. Stejně jako profilový, je i škodlivý odpor složen z odporu vzniklého třením a z odporu vzniklého rozdílem tlaků na přední a zadní části tělesa. Obě tyto odporové složky lze zmenšit: třecí odpor snížením plochy povrchu a zlepšením jakosti povrchu, tlakový odpor pečlivým tvarováním částí větroně bez výstupků, ostrých hran a štěrbin.

5.2. INTERFERENČNÍ ODPOR

Součet profilového odporu, indukovaného odporu a škodlivého odporu je o něco menší než skutečný odpor celého větroně. Rozdíl je způsoben tzv. interferenčním odporem, vznikajícím v místech spojení jednotlivých částí větroně. Vznik interferenčního odporu si vysvětlíme na spojení křídla s trupem. Na povrchu křídla i trupu vzniká při obtékání vzduchem mezní vrstva. V mezní vrstvě je rychlost proudění zmenšována třením. V místě spojení dvou částí větroně se částice vzduchu v mezní vrstvě zbrzďují ze dvou stran, čímž tloustne mezní vrstva



Obr. 1.79. Ztloustnutí mezní vrstvy v koutě spojení trupu a křídla

a zvyšuje se odpor. Spoj mezi trupem a křídlem má vliv i na velikost součinitele vztlaku. V místě silnější mezní vrstvy dochází k většímu zbrzdění rychlosti proudu. Tím může v tomto místě dojít daleko snáze k odtržení proudu a tím k zvýšení tlakového odporu a snížení vztlaku.

Spojení jednotlivých částí letounu, obzvláště spojení trupu a křídla se věnuje pečlivá pozornost. Nejmenší pokles vztlaku má hornoplošník, jehož sací strana křídla není trupem vůbec porušena. Nejmenší vzrůst odporu má středoplošník. Úhel, sevřený mezi bokem trupu a křídlem je u středoplošníku velký, nevzniká tedy v místě spojení ostrý kout a mezní vrstva tloustne daleko méně než například u hornoplošníku nebo dolnoplošníku. Zmenšení interferenčního odporu u daného uspořádání křídla a trupu lze dosáhnout pečlivým přechodem mezi trupem a křídlem. Proto bývají, zvláště u výkonných větroňů, místa spojení trupu a křídla pečlivě zaoblena.

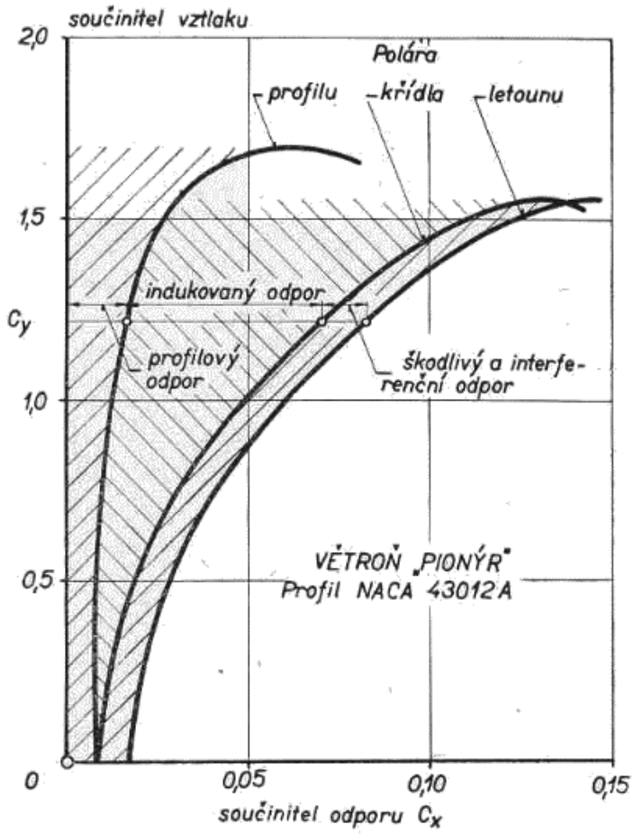
5.3. POLÁRA CELÉHO VĚTRONĚ

Vztlak celého větroně se proti vztlaku křídla o něco zmenší vlivem interference mezi křídlem a trupem. Odpor větroně se naopak proti odporu křídla zvýší o škodlivý odpor trupu, ocasních ploch a podvozku. Dále se zvýší o odpor vznikající interferencí mezi jednotlivými částmi větroně. Srovnání mezi polárou profilu, křídla a celého větroně znázorňuje obr. 1.80.

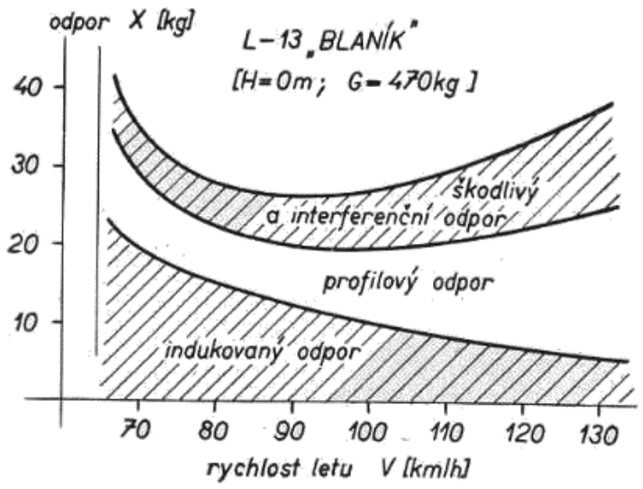
5.4. SLOŽKY CELKOVÉHO ODPORU VĚTRONĚ

Obr. 1.80 jasně ukazuje podíl jednotlivých složek odporu na celkovém odporu větroně. Shrneme si nyní ještě jednou přehledně všechny složky celkového odporu větroně. *Celkový odpor větroně se skládá:*

1. *Z profilového odporu*, který tvoří tvarový odpor (je způsoben tvarem profilu) a třecí odpor (příčinou je tření vzduchu o povrch křídla).
2. *Z indukovaného odporu*, který vzniká vyrovnáváním tlaků na koncích křídel a jím způsobenými koncovými víry.
3. *Ze škodlivého odporu*, což je odpor všech částí větroně kromě křídla a který je tvořen opět tvarovým a třecím odporem těchto částí.
4. *Z interferenčního odporu*, který vzniká vzájemným působením jednotlivých částí větroně v místech jejich spojení.



Obr. 1.80. Srovnání poláry profilu, křídla a celého větroně



Obr. 1.81. Velikost jednotlivých složek odporu Blaníka při různých rychlostech letu

Schéma jednotlivých složek celkového odporu větroně vypadá takto:

Názornou představu o kvantitativním podílu odporových složek na celkovém odporu větroně získáme z obr. 1.81, kde je vynesena velikost profilového, indukovaného a škodlivého odporu přímo v kilogramech v závislosti na rychlosti letu pro větroň Blaník. Z obrázku vidíme, že při malých rychlostech letu převládá indukovaný odpor, při větších rychlostech škodlivý a profilový odpor. Nejmenší celkový odpor má Blaník při rychlosti letu 87 km/h a jeho hodnota činí 27 kg.

Kontrolní otázky

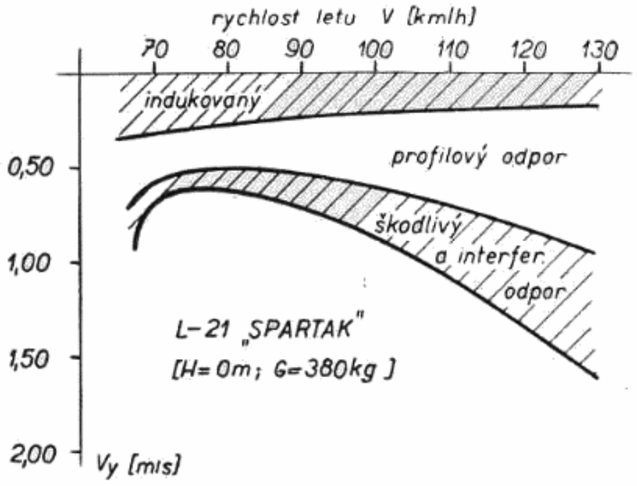
1. Co je to škodlivý odpor a z jakých složek se skládá?
2. Čím vzniká interferenční odpor?
3. Jak lze zmenšit interferenční odpor?
4. Nakreslete poláru profilu, křídla a větroně!
5. Vyjmenujte jednotlivé složky celkového odporu větroně!

5.5. SNIŽOVÁNÍ ODPORU VÝKONNÝCH VĚTROŇŮ

Přestože od prvních plachtařských závodů, pořádaných na Wasserkuppe v roce 1920, uplynulo pouze 40 roků, představuje vývoj větroňů od prvních typů Blaue Maus a Wampyr až k našemu Démantu, Spartaku, jugoslávskému Meteoru a německému HKS 3 pozoruhodný technický pokrok. Vývoj motorových letadel až k dnešním proudovým a raketovým nadzvukovým letounům je sice bouřlivější, je však nutno si uvědomit, že konstruktéři větroňů nemohou zvyšovat výkony větroňů použitím výkonnějších pohonných jednotek, ale že hlavním prostředkem zlepšování výkonu větroňů je zlepšení aerodynamické.

O vlivu profiláže křídla na zvyšování výkonu větroňů jsme se stručně zabývali na závěr kapitoly o profilech. Věnujme se nyní podrobněji metodám snižování odporu větroňů. V kapitole o celkovém odporu letounu jsme si přehledným způsobem rozdělili odpor na jeho jednotlivé složky. Pro ilustraci jsme v této kapitole uvedli diagram, znázorňující podíl jednotlivých složek odporu na celkovém odporu větroně Blaník při různých rychlostech letu. Tento rozbor uvedeme obdobným diagramem, znázorňujícím podíl jednotlivých složek odporu větroně na jeho klesavosti při různých rychlostech letu (obr. 1.82). Diagram platí pro náš výkonný větroň Spartak. Při malých rychlostech letu má největší

podíl na klesavosti větroňů indukovaný odpor, při větších rychlostech škodlivý odpor a profilový odpor. Zlepšení klesavosti při malých rychlostech letu dosáhneme tedy nejsnáze snížením indukovaného odporu, výkony v rychlém letu zlepšíme snížením profilového a škodlivého odporu.

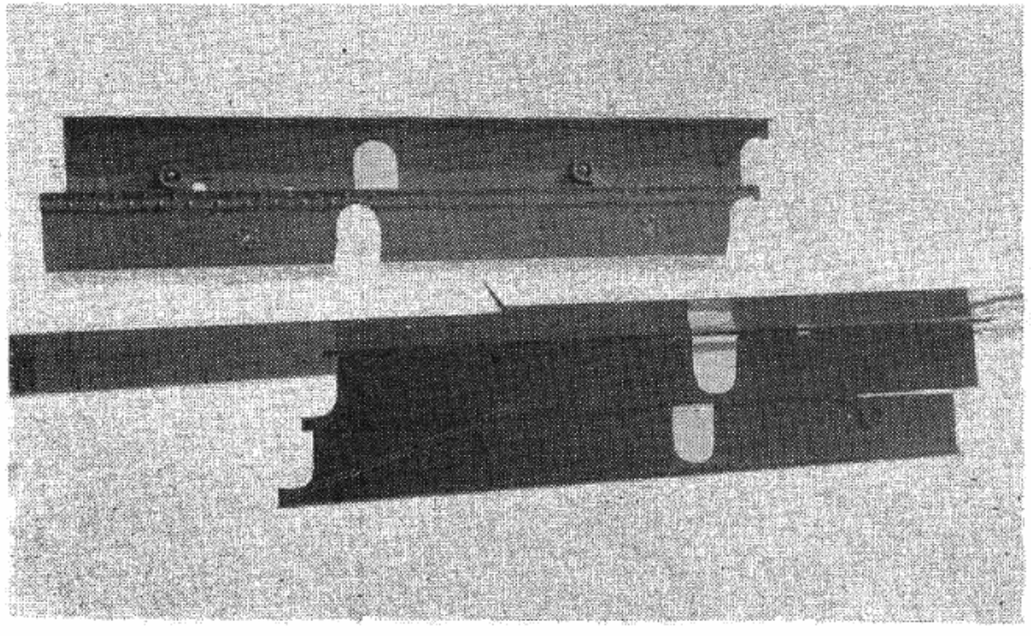


Obr. 1.82. Podíl jednotlivých složek odporu Spartaku na klesavosti při různých rychlostech letu

Profilový odpor se skládá z tvarového odporu a třecího odporu.

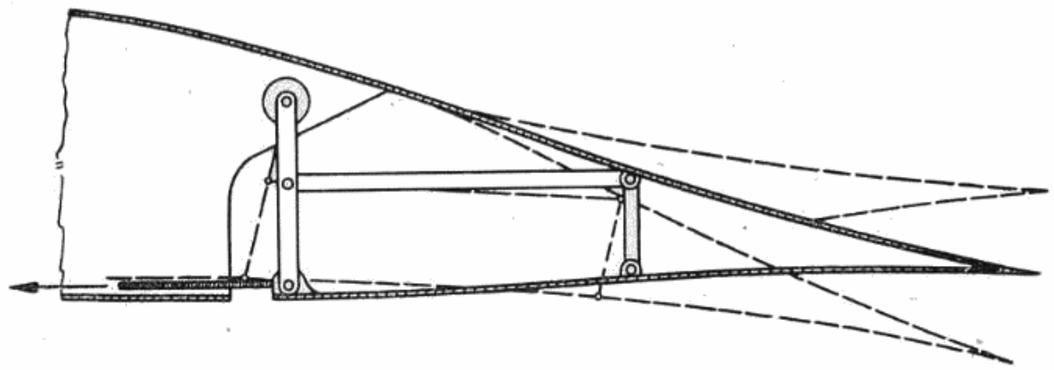
Protože profil představuje dobře obtékané těleso, bývá jeho *tvarový odpor* relativně malý. Lze jej snížit použitím profilů o menší maximální relativní tloušťce. Toto řešení však naráží na pevnostní obtíže. Křídlo s tenkým profilem by totiž pro nízkou výšku nosníku, přenášejícího ohybové namáhání, vyšlo při velkých rozpětích křídel větroňů relativně těžké. Kromě toho profil o malé maximální tloušťce mívá nízký maximální součinitel vztlaku a nevhodné vlastnosti při odtržení.

Tvarový odpor křídla zvyšují i různé štěrbiny na křídle. Jde o štěrbiny, vzniklé mezi křídlem a křidélkem, křídlem a vztlakovými klapkami, křídlem a brzdicími klapkami a o výřezy v místech ložisek ovládacích táhel těchto zařízení. Snažíme



Obr. 1.83. Vysunuté brzdicí klapky větroně Meteor

se proto tyto štěrbiny buď zmenšit na minimum zvýšenou přesností při výrobě nebo zcela odstranit konstrukční koncepcí. Například brzdicí klapky se umísťují více vzadu, aby povrch křídla nerušily štěrbiny klapek alespoň v náběžné části, kde lze udržet laminární obtékání. Jaskólka má brzdicí klapky v 60 % hloubky křídla, Démant v 55 %, Spartak v 62 %, maďarský větroň Sirály používá ve funkci brzdicích klapek vztlakových klapek u odtokové hrany křídla. V případě použití jako brzdicích klapek se vychylují na 90°. Brzdicích klapek je možno



Obr. 1.84. Schematické znázornění funkce ohebné odtokové hrany křídla větroně HKS 3

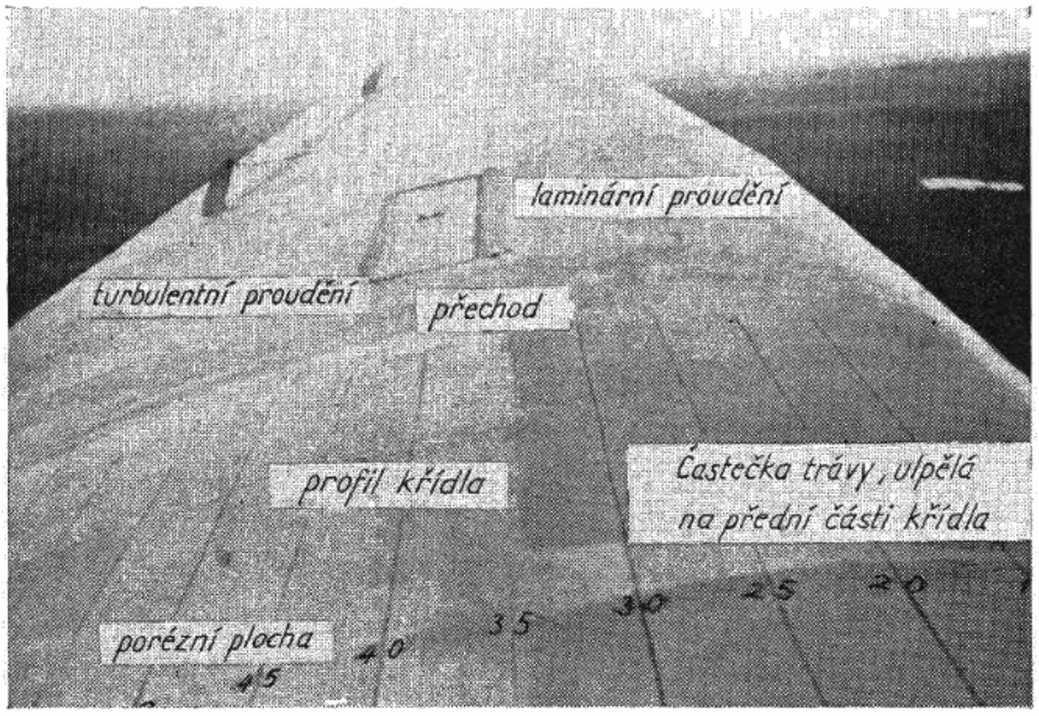
použít pouze na spodním povrchu křídla. Tím zůstává neporušena horní strana křídla, která je pro vznik aerodynamických sil důležitější. Tohoto řešení bylo použito u našeho větroně Spartak.

Všechny uvedené úpravy však snižují účinnost brzdicích klapek. Nejradikálnější řešení, používané také pro zachování aerodynamické čistoty křídla s laminárním profilem, je úplné odstranění brzdicích klapek z křídla a použití brzdicího padáčku, umístěného v zadní části trupu (použito u HKS 3). I toto řešení však přináší určité obtíže při přistávání do terénu, obzvláště nemožnost regulovat úhel sestupu pro dlouhou dobu, potřebnou k zatažení přistávacího padáčku za letu. U HKS 3 činí tato doba asi 25 až 30 vteřin. Vzhledem k velkému významu brzdicích klapek, zvláště při přeletech, které často končí přistávacím manévrem na malé plochy v terénu lze říci, že prozatím je vhodnější volit takové uspořádání brzdicích klapek, při němž nedochází k zmenšení jejich účinku. V tom případě je nutno pečovat o dokonalou výrobu, aby štěrbina mezi klapkou v zataženém stavu a křídlem byla co nejmenší. Příkladem tohoto řešení je jugoslávský Meteor s „dvouposchoďovými" brzdicími klapkami s bezvadným povrchem v zataženém stavu.

U křidélek se někdy zalepuje štěrbina alespoň na horní straně křídla (Spartak). Funkci křidélek a klapek lze dokonce nahradit ohebnou odtokovou hranou křídla. Tohoto řešení bylo použito na větroni HKS 3. Dosáhne se dokonalého povrchu křídla bez jakýchkoliv štěrbin, ideálního pro rychlý přímočarý klouzavý let. Při vychýlení ohebné odtokové hrany zvětšuje se výchylka plynule od kořene křídla směrem ke konci křídla bez nespojitostí v místech začátku a konce konvenčních křidélek nebo klapek, které při jejich vychýlení reprezentují určité přírůstky odporu. Ohebná odtoková hrana – její schéma znázorňuje obr. 1.84 – má samozřejmě i své nevýhody. Účinnost ohebné odtokové hrany, důležitá pro příčnou ovladatelnost a obratnost větroně je nižší, než účinnost konvenčních křidélek. Kromě toho uspořádání ohebné odtokové hrany dává velké síly do řídicí páky, unavující pilota. Z obou těchto důvodů by mohlo v případě, kdy je potřebí

rychlého a okamžitého klonivého účinku, dojít k určitým nesnázím. Proto bylo toto provedení křídla, použité i na větroni Zugvogel, později odstraněno a nahrazeno obvyklými křidélky.

Druhá, převládající složka profilového odporu křídla je *třecí odpor*. Třecí odpor se vydatně zmenšuje použitím laminárních profilů, alespoň v určitém požadovaném rozsahu součinitelů vztlaku neboli rychlostí letu (viz kapitolu o laminárních profilech). Laminární profily vyžadují ovšem velmi dobrou jakost povrchu. I když bychom měli profil s polohou maximální tloušťky třeba v 50 % hloubky



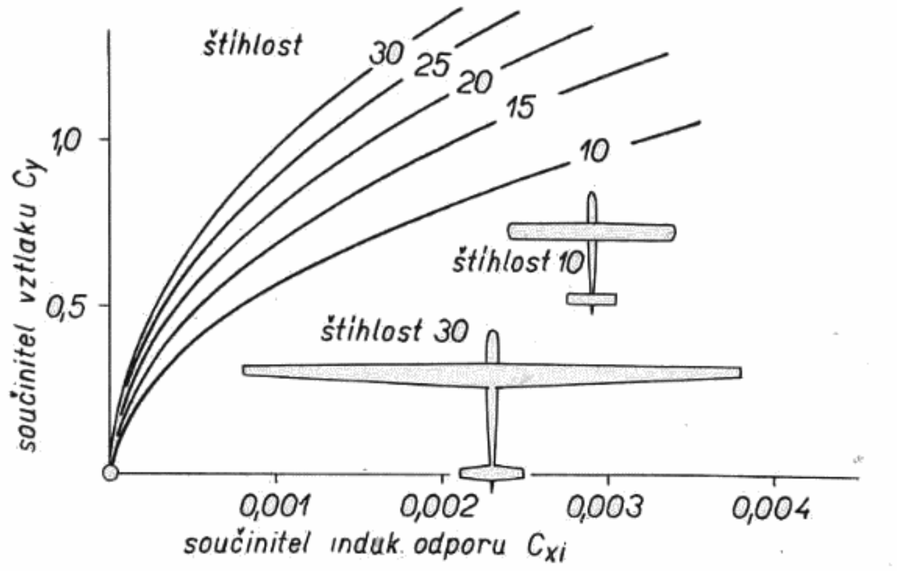
Obr. 1.85. Snímek přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní na křídle větroně. Fotografie je získána metodou zviditelnění turbulentní oblasti poprášením povrchu kaolínovou vrstvou a natřením libavkovým olejem. Na snímku si všimněte klínu turbulentní oblasti, sahajícího k náběžné hraně křídla a vyvolaného kouskem trávy, přilepené na náběžné hraně křídla.

profilu, neudržíme rozsáhlejší oblast laminárního obtékání při špatném povrchu náběžné části křídla. Podmínkou udržení laminarity je přesnost tvaru a hladkost povrchu křídla.

Zachování přesného tvaru laminárního profilu – křídlo bez vln – je velmi důležitou podmínkou. Klade zvýšené požadavky na konstrukci, pevnost a tuhost křídla.

Zvláště důležitá je tuhost křídla. Na křídle by nemělo docházet k tvoření vln ani při zvýšeném zatížení křídla, například v kroužení. Tuto podmínku rozhodně nesplní obvyklá konstrukce křídla s nosníkem, žebry, překližkovým potahem náběžné hrany a plátěným potahem mezi hlavním nosníkem a odtokovou hranou křídla. Při nejmenším je třeba tuto konstrukci upravit použitím většího počtu žeber o menší rozteči a protažením překližkového potahu křídla směrem k odtokové hraně. (Překližkový potah větroně Eon IV sahá až do 65 % hloubky

tětivy.) Jiným možným řešením je použití silnějšího potahu křídla (Zugvogel) nebo několikavrstvového potahu (Démant – dvě vrstvy překližky, Orao – vnější vrstva z překližky, vnitřní vrstva z lipového dřeva). Dalším řešením je použití sendvičové konstrukce. Skládá se ze dvou vrstev překližky se střední výplňovou vrstvou z lehké hmoty. (Francouzské Bréquety mají dvě vrstvy z překližky o tloušťce 0,6 až 1 mm s výplní o tloušťce 4—10 mm z pěnové hmoty, HKS mají vnější vrstvu překližky o tloušťce 1—2 mm, vnitřní o tloušťce 0,6 mm, výplňová mezivrstva z pěnové hmoty o tloušťce 6 mm. U větroně HKS se uvádí, že odchylky od teoretického obrysu profilu se pohybují v tolerancích ± 0,2 mm ve směru tětivy, ± 0,05 mm ve směru rozpětí na délce 5 cm. Nejnovější možností dosažení

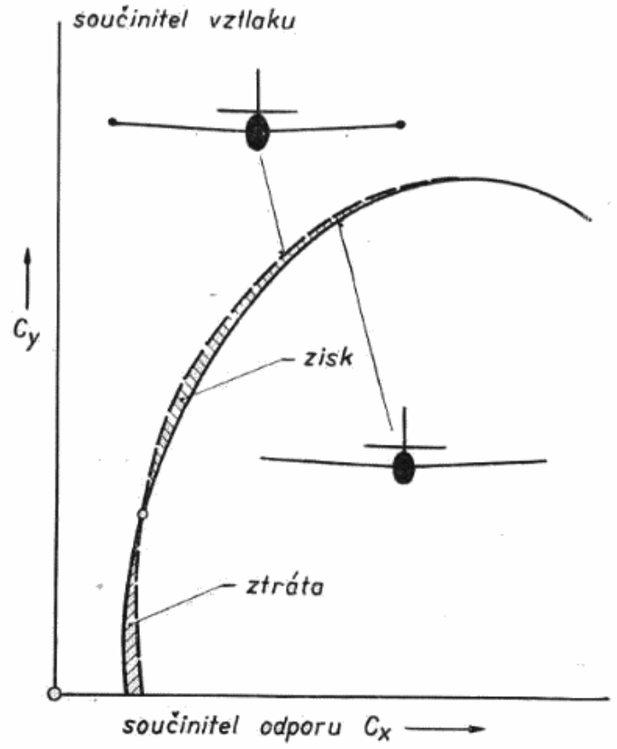


Obr. 1.86. Vliv štíhlosti křídel na velikost součinitele indukovaného odporu. (Štíhlost křídla 10 má větroň Schweizer I 26, štíhlost 15 větroně Mucha 100, Eon Olympia 415, štíhlost 20 Démant, Spartak, HKS 3, štíhlost 25 Eolo, Meteor, štíhlost 30 předválečný větroň Darmstadt)

tuhého a přesného povrchu křídla větroňů jsou potahy ze skelných laminátů s výplňovými vrstvami buď z balsy, pěnové hmoty nebo tvrzeného papíru. Povrch vrstev ze skelných laminátů není třeba opracovávat ani lakovat. Zatím však toto křídlo vychází váhově těžší než dřevěné křídlo o stejné pevnosti. U větroňů s laminárními profily křídel nastávají určité potíže s tuhostí povrchu i při použití potahu z plechu. Aby kovové křídlo nevycházelo příliš těžké, používá se potahových plechů o malé tloušťce (0,6 až 1,0 mm). Aby nedošlo k velkému zvlnění tenkých potahových plechů při zvýšeném namáhání, které by porušilo laminaritu obtékání křídla, je u tohoto druhu konstrukce nutný zvýšený počet výztuh.

Druhou nezbytnou podmínkou udržení laminárního proudění je hladkost povrchu. Na dosažení hladkého povrchu je nutné věnovat značnou pozornost už při výrobě. Proto dokončovací práce – opracování a lakování povrchu, případné leštění u výkonných větroňů vyžadují již při výrobě desítky pracovních hodin. Z hlediska hladkosti je výhodné křídlo ze skelných laminátů. U kovových konstrukcí nastávají určité potíže s provedením nýtování. Hlavy nýtů, které by nebyly dokonale zapuštěny do povrchu křídla, okamžitě vyvolají přechod z laminární do turbulentní mezní vrstvy. Tento problém lze u kovových konstrukcí řešit

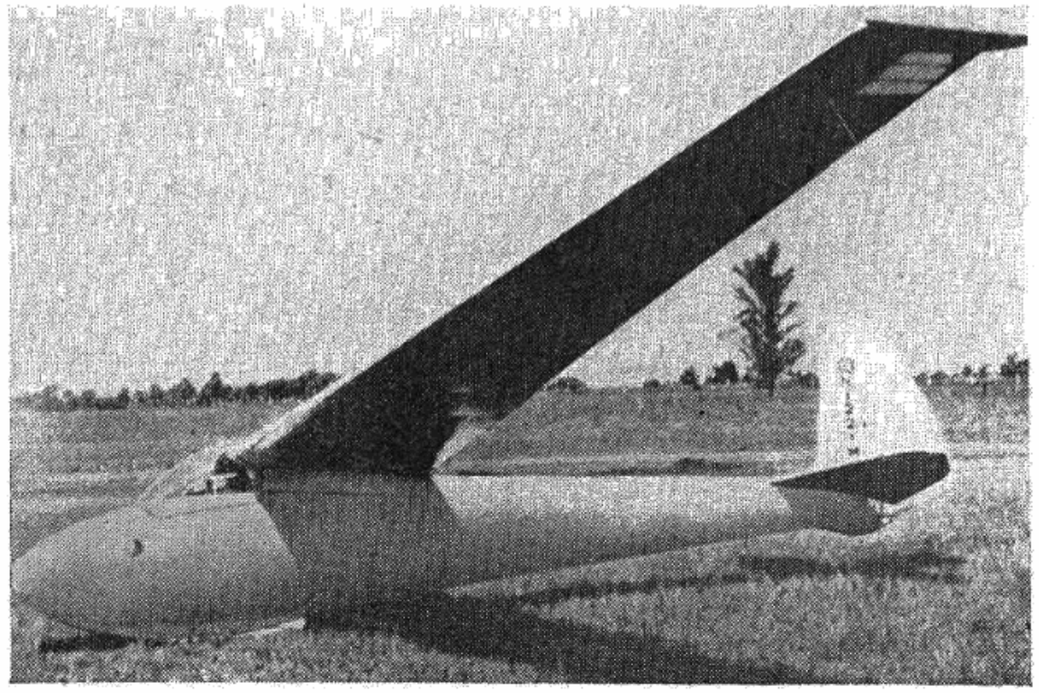
lepením kovu na kov. V současnosti zatím ještě lepení kovu na kov znamená zdražení výroby. Vyplatí se teprve při velkých sériích, obvykle nepřicházejících v úvahu pro větroně. Problém nýtování spolu s problémem stability potahu z tenkých plechů u kovových konstrukcí má za následek, že použití kovové konstrukce u výkonných větroňů s křídly s laminárními profily bude rozhodně řídkým zjevem (Meteor). Kovová konstrukce daleko spíš najde uplatnění u školních a cvičných větroňů s menšími nároky na výkony a s nadějí výroby ve větších sériích (americké Schweizery, náš Blaník).



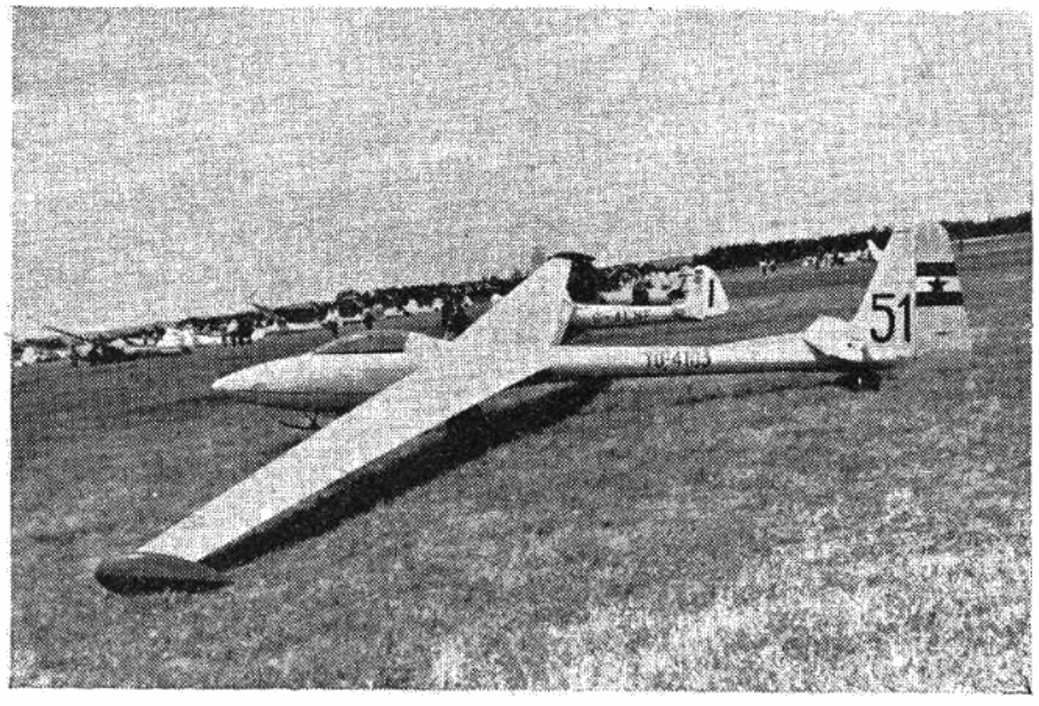
Obr. 1.87. Vliv koncových těles na poláru

I dokonale tuhý a hladký povrch křídla by mohl být znehodnocen špatným zacházením v provozu. Je samozřejmé, že povrch křídla s laminárním profilem je nutno neustále udržovat v naprosté čistotě, nechceme-li ztratit jeho podstatné aerodynamické výhody. Zvláštní čistotu je nutné udržovat v oblasti od náběžné hrany asi do místa největší relativní tloušťky profilu. Sebemenší nerovnost vyvolává přechod laminárního obtékání v turbulentní. Porucha laminárního obtékání se šíří z místa jejího vzniku směrem dozadu asi pod úhlem 15° až 20° ke směru proudu (obr. 1.85 a obr. 1.55). I drobné zrníčko prachu vyřadí relativně velkou plochu křídla z laminární oblasti. Větroň se sebelepším laminárním profilem křídla při neudržovaném povrchu ztrácí své výhody a jeho výkony klesnou na úroveň výkonu větroně s obyčejným klasickým profilem. V tomto ohledu velmi přesvědčují zkušenosti dr. Augusta Raspeta, který uváděl ve svém referátu na IV. kongresu světové plachtařské organizace OSTIV v Madridu 1952 výsledky svých měření přechodu laminární mezní vrstvy v turbulentní na křídlech větroňů. Používal dvou metod: 1. stetoskopu (obvyklá lékařská naslouchací trubice). Při přemístění sondy stetoskopu z oblasti laminárního do turbulentního proudění mění se sykavý šumot ve sluchátkách na silně bručivý; 2. povrch křídla postříkáme tekutinou, v níž je rozmíchán velmi jemný kaolínový prášek. Po oschnutí je povrch křídla jasně bílý. Těsně před startem stejnoměrně postříkáme celý povrch křídla libavkovým olejem. Za letu se kapalina vypaří dříve v turbulentní oblasti. Po určité době lze snadno rozeznat laminární a turbulentní oblast a vyfotografovat přechod mezi nimi. (Viz obr. 1.85.) Dr. Raspet tvrdí, že pilot, který měl možnost jen jednou pozorovat některou z uvedených metod působení sebemenších částeček ulpělých na náběžné hraně na laminaritu křídla, zcela určitě nebude startovat na výkonném větroni s laminárním profilem, aniž by neměl dokonale vyleštěný povrch křídla v jeho náběžné části.

Indukovaný odpor je další složkou celkového odporu větroně. Protože je vázán na vznik vztlaku na křídle, nelze jej úplně odstranit.



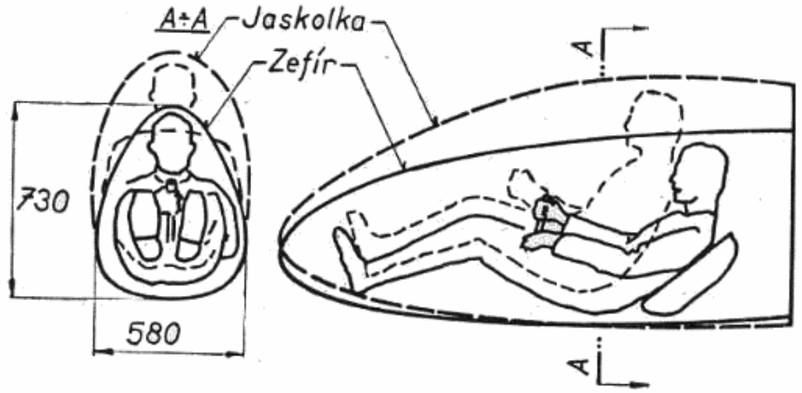
Obr. 1.88. Větroň Olympie – Meise, na němž bylo naměřeno zvýšení maximální klouzavosti vlivem koncových vřeten



Obr. 1.89. Koncová tělesa větroně Meteor

Snížit jej je možno zvýšením štíhlosti křídla (obr. 1.86). Nemůžeme však volit křídlo libovolného rozpětí. Roste-li rozpětí křídla, roste při zachování stejné pevnosti i váha křídla. Kromě toho se s rostoucím rozpětím zhoršuje obratnost větroňů kolem příčné osy. Větroně s velkým rozpětím jsou málo obratné v kroužení v termických vzestupných proudech, proto se vývojem větroňů jejich rozpětí ustálilo mezi maximálními hodnotami 16 m až 19 m.

Indukovaný odpor je možno zmenšit použitím vřetenovitých těles na okrajích křídel. Jejich působení lze přibližně srovnat s působením koncových desek; zamezují částečně vyrovnávání tlaků na okrajích křídel a tím snižují intenzitu okrajových vírů. Jejich účinek na indukovaný odpor je tedy obdobný zvýšení štíhlosti křídla. Protože přídavné těleso má určitý vlastní škodlivý odpor, dále i interakční odpor v místech styku tělesa s křídlem, znehodnotí se částečně zisk na indukovaném odporu. Výsledek obou těchto vlivů znázorňuje obr. 1.87. Vidíme, že při



Obr. 1.90. Porovnání maximální čelní plochy polských větroňů Jaskólky a Zefíra. Na obrázku je současně porovnána i poloha pilota v kabinách obou větroňů

nízkých součinitelích vztlaku koncová tělesa nepatrně zvyšují celkový odpor větroňů, při vyšších součinitelích vztlaku snižují celkový odpor větroně. Podle měření, provedených na větroni Olympie, zvýšila se zastavěním koncových těles maximální klouzavost větroně z hodnoty 23,5 na hodnotu 25,1. Koncových těles použili konstruktéři větroňů Kranich III, Brequet 901, WLM 2, Spillo, Mucha Standart, Meteor atd. Názor na jejich účinek není zcela jednotný. Při vysokých štíhlostech větroňů bude mít koncové těleso relativně malý vliv na zmenšení indukovaného odporu. Uvážíme-li přírůstek škodlivého odporu koncových těles při nižších součinitelích vztlaku, pak celkový zisk může být i sporný.

Určitou souvislost s indukovaným odporem má i zkroucení křídel. Zkroucení křídel se používá, aby se dosáhlo příznivého průběhu odtržení proudu po rozpětí křídla a tím i dobrých vlastností při přetažení. Předválečné větroně používaly koncových profilů málo prohnutých a spíše většího geometrického zkroucení (až 10°). Každá odchylka od eliptického rozložení vztlaku zvyšuje indukovaný odpor. Zvyšuje jej tedy i nevhodné zkroucení křídla. Proto se v současné době projevuje snaha volit menší geometrické zkroucení křídla a dosáhnout požadovaných vlastností při přetažení jinými metodami (volbou vhodného půdorysného tvaru křídla, použitím koncových profilů o větším prohnutí střední křivky). Přesto však dosud převládá názor, že větroně bez zkroucení křídla prodělávají na letových vlastnostech.

Odpor všech částí větroně, které nepřispívají ke vztlaku, nazýváme *škodlivý odpor*. Největšího zmenšení škodlivého odporu dosáhne létající křídlo. I mezi

větroni se setkáme s několika létajícími křídly (německé Horteny, polský Nietoperz) s výtečnými výkony. Pro obtíže se stabilitou a řiditelností nedošlo však zatím k rozšíření létajících křídel.

Jakým způsobem lze snížit škodlivý odpor klasického uspořádání větroně? Škodlivý odpor se opět skládá z tvarového a třecího odporu jednotlivých částí větroně.

Škodlivý odpor trupu lze zmenšit zmenšením největšího příčného průřezu trupu. Proto řada nových výkonných větroňů počítá s téměř ležící polohou pilota. Způsob snižování škodlivého odporu trupu zmenšováním jeho největšího průřezu je však velmi choulostivý. Při dlouhotrvajících letech potřebuje pilot určitý stupeň pohodlí, aby únava nesnižovala jeho soustřeďování. I zde je tedy nutný určitý kompromis mezi požadavky pohodlí pilota a aerodynamickou dokonalostí větroně. Zvýšení tvarového odporu trupu zaviňují také všechny výstupky z obrysu trupu. Je to především kabina.

Škodlivý odpor kabiny se zmenšuje kabinou v obrysu trupu. Zkreslení, zaviněné velkým úhlem průhledu krytu kabiny z plexiskla, zhoršuje však výhled pilota dopředu. Proto mnoho i nejnovějších větroňů stále ještě zachovává kabinu vystupující z obrysu trupu (Skylark, HKS 3, Olympia Eon, Kaiser Ka 6). Naproti tomu naše větroně Démant a Spartak použily kabiny v obrysu trupu. Toto řešení vyžaduje ovšem zlepšení výroby pilotního zákrytu (zvýšení průhlednosti).

Škodlivý odpor přistávacího zařízení se zmenšuje použitím zatahovacího kola (většina novějších větroňů). Protože při přistávání do měkkého terénu se kolo boří, kombinují některé větroně zatahovací kolo se zatahovací lyží v přední části trupu (Meteor, HKS 1).

Určitých úspor odporu lze dosáhnout i na ocasních plochách. Je to především uspořádání motýlkovitých ocasních ploch (HKS, Jaskólka L, Fauvette). Úspora odporu je ve zmenšení celkové plochy, ocasních ploch, dále v zmenšení interakce v místech spoje obvyklých ocasních ploch. Motýlkovité ocasní plochy mají ovšem řadu nevýhod (zvýšené namáhání zadní části trupu, zhoršení řiditelnosti), které mohou zcela znehodnotit aerodynamický zisk, vzniklý úsporou odporu. Dalším možným řešením jsou nedělené vodorovné ocasní plochy (někdy nazývané také plovoucí výškovka). Jsou na větroních Olympia, Eon, Kaiser KA 6 B, Rhönsegler. Nedělené vodorovné ocasní plochy jsou účinnější než obvyklé vodorovné ocasní plochy, složené ze stabilizátoru a výškovky. Mohou mít tedy při stejné účinnosti menší plochu. Tím se dosáhne určitého, byť poměrně malého snížení odporu.

Třecí složku škodlivého odporu větroně lze snížit dokonalým povrchem a pečlivým utěsněním jakýchkoliv štěrbin.

Velmi názorný příklad, čeho je možno dosáhnout pečlivým aerodynamickým zpracováním dobře navrženého výkonného větroně, podal dr. A. Raspet na známém větroni RJ5. Tento větroň, navržený v roce 1949, dosáhl v původním stavu maximální klouzavosti 30,3. Během letových zkoušek větroně při dokončování jeho vývoje podařilo se dr. Raspetovi různými aerodynamickými úpravami zvýšit maximální klouzavost na hodnotu 40,5. V publikacích OSTIV byly uveřejněny velmi zajímavé výsledky, dosažené jednotlivými úpravami:

	klouzavost:
Původní stav: vlnitý nos profilu, kulovitá kabina, vystupující z obrysu trupu, na křídle spoilery a vztlakové klapky se štěrbinami	30,3
Vztlakové klapky zalepeny, vlnitost vyrovnána špachtlí . . .	32,5
Kabina do obrysu trupu	35,3
Spoilery zalepeny	36,3
Vlnitost náběžné části křídla snížena na hodnotu 0,25 mm, na 6 cm délky	38,0
Další snížení vlnitosti náběžné části křídla	40,5

Touto brilantní ukázkou aerodynamického zpracování větroně si dr. Raspet získal mezi plachtařskými odborníky světovou proslulost.

Logickým závěrem této kapitoly je výhled do budoucnosti. Zdá se, že alespoň v nejbližší budoucnosti se v aerodynamice výkonných větronů asi neobjeví žádné zásadní zlepšení. Spíše lze očekávat zlepšování a všeobecné rozšiřování některých nových prvků aerodynamiky, o kterých jsme hovořili v této kapitole a které se zatím vyskytují u několika nejlepších větroňů. Obecně lze říci, že pro velký podíl třecího odporu na celkovém odporu větroně půjde jistě vývoj snižování odporu směrem rozšiřování oblasti laminárního obtékání, a to nejenom na křídle, ale i na trupu. Dosažení tohoto cíle by velmi pomohlo vyřešení způsobu odsávání mezní vrstvy. Přes mnohaleté teoretické bádání v této oblasti však zatím neexistuje praktický způsob odsávání mezní vrstvy s dobrou účinností. Největším problémem u větroňů bude problém pohonu, potřebného k odsávání. Odsávání mezní vrstvy na větroních rozhodně tedy není řešením nejbližších let.

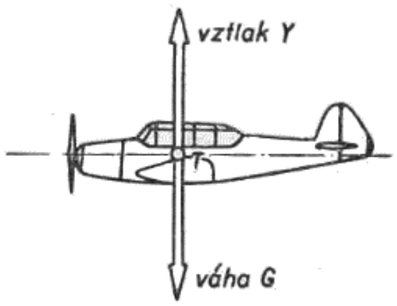
6. ZVYŠOVÁNÍ AERODYNAMICKÝCH SIL

6.1. PROSTŘEDKY KE ZVÝŠENÍ VZTLAKU

Podmínkou vodorovného letu stálou rychlostí je rovnováha sil. Zajímá nás rovnováha ve svislém směru: váha letounu musí být vyrovnána vztlakem (obr. 1.91). V rovnici pro vztlak

$$Y = c_y \frac{\varrho}{2} V^2 S$$

je plocha křídla S pro daný letoun konstantní, měrná hmota vzduchu ϱ také konstantní (letoun letí vodorovně ve stále stejné výšce). V rovnici proto můžeme měnit pouze součinitel vztlaku c_y a rychlost letu v. Chceme-li tedy letět pomaleji, musíme letět při vyšším součiniteli vztlaku. Vztlak zvýšíme zvýšením úhlu náběhu. Zvyšování úhlu náběhu je však omezeno úhlem, který nazýváme *kritický úhel náběhu* a při kterém nastává odtržení proudění od profilu, které způsobí ztrátu vztlaku. Po překročení tohoto kritického úhlu náběhu nebude již vztlak křídla stačit k vyrovnání váhy letounu. Letoun se proto nemůže udržet ve vodorovném letu a přejde do pádu, spojeného se ztrátou výšky. Rychlost, jíž letoun letí při maximálním možném úhlu náběhu, kdy obtékání křídla je ještě uspořádané, je tedy nejmenší možnou rychlostí vodorovného letu. Nazýváme ji *minimální* nebo *pádovou rychlostí*. Minimální rychlosti odpovídá tedy maximální součinitel vztlaku:

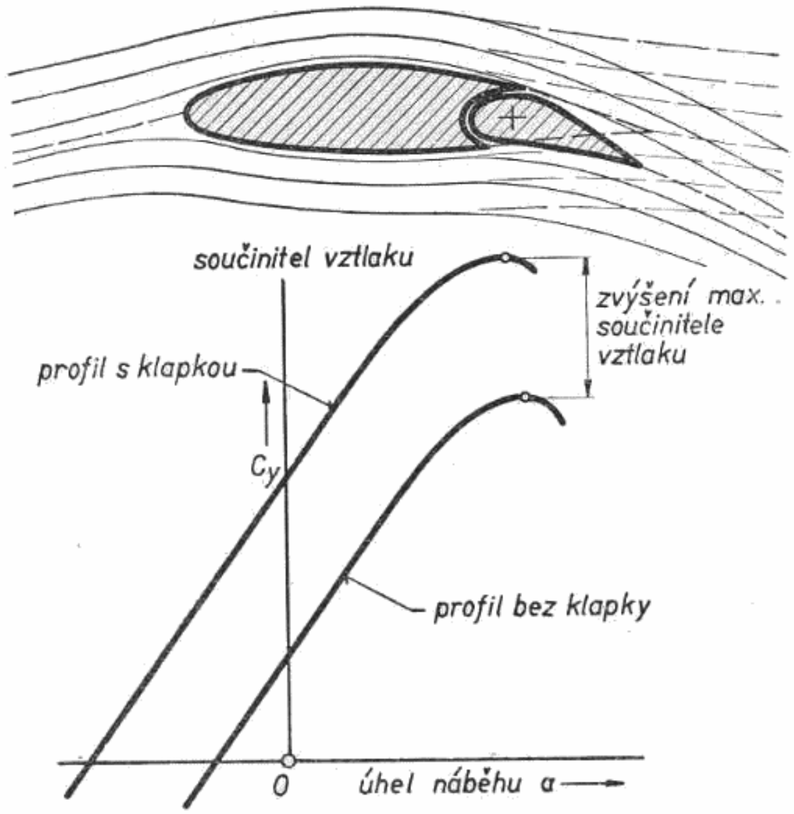


Obr. 1.91. Rovnováha sil ve svislém směru při vodorovném ustáleném letu

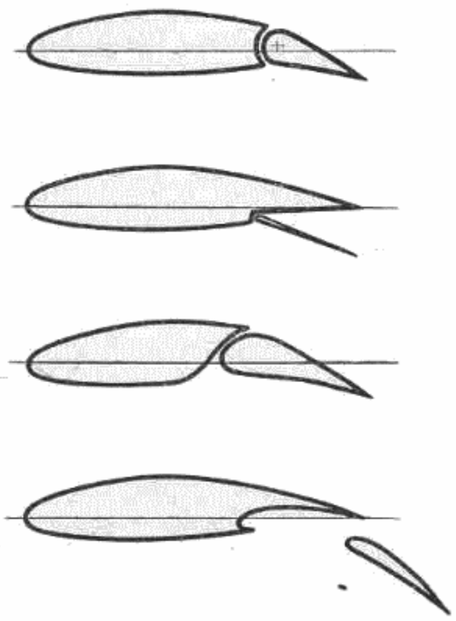
$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2\,G}{\varrho\,S\,c_{y\,\max}}}$$

U rychlých a těžkých letounů bývá minimální rychlost řádově 200 km/h i vyšší. Přistání je při této vysoké rychlosti velmi náročné a je potřebí velmi dlouhých startovacích a přistávacích drah. U rychlých letounů proto potřebujeme snížit přistávací rychlost.

U větroňů požadavky startu a přistání vzhledem k nízkému zatížení křídla a z něho vyplývající nízké minimální rychlosti nebývají

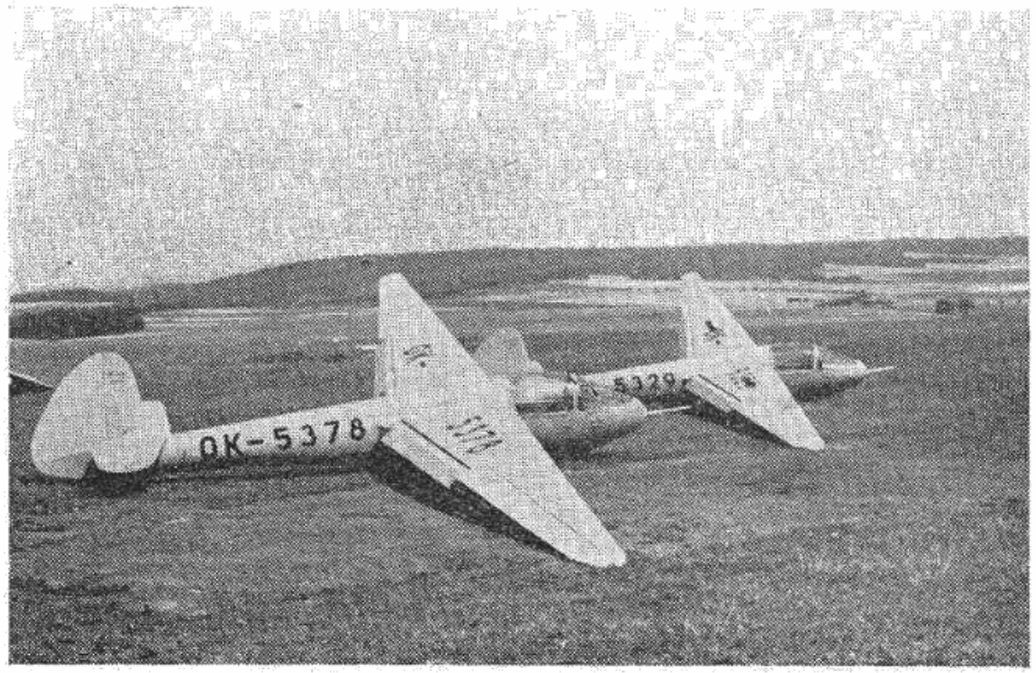


Obr. 1.92. Účinek vztlakové klapky



Obr.1.93.Tvary různých druhů vztlakových klapek. Odshora dolů: jednoduchá, odklápěcí, štěrbinová, Fowlerova

tak kritické. Přesto však i zde je snížení přistávací rychlosti výhodné, zvláště při přistání výkonných větroňů do terénu. Hlavní důvod potřeby snížení minimální rychlosti je však u větroňů jinde. Co nejpomaleji potřebujeme létat v termických vzestupných proudech. Čím menší rychlostí bude větroň schopen letět, tím menšího poloměru zatáčky dosáhne při kroužení o stejném náklonu a tím blíže



Obr. 1.94. Snímek vychýlené štěrbinové vztlakové klapky na větroni Šohaj 425

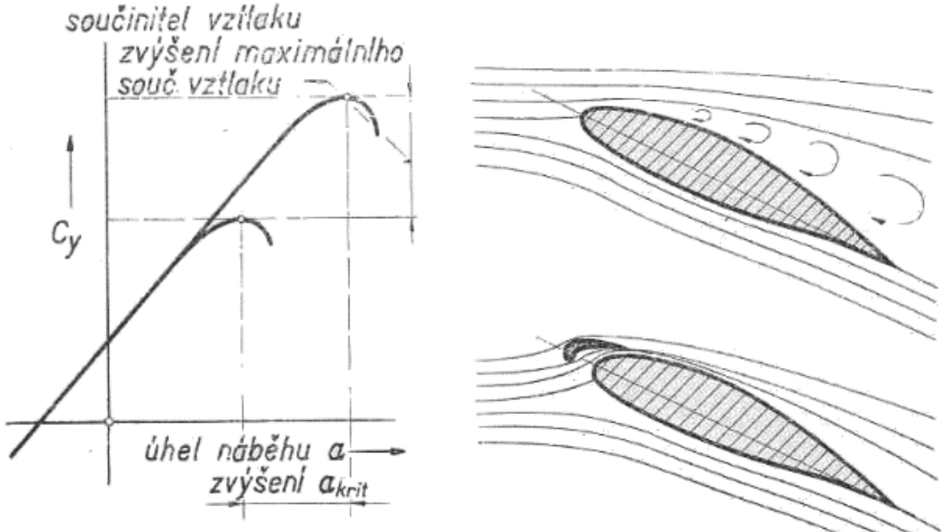
bude jádru termického proudu, kde je stoupání nejsilnější. Proto i u větroňů používáme zařízení ke zvýšení maximálního součinitele vztlaku (a tím snížení minimální rychlosti letu).

Z mnoha různých možností zvýšení vztlaku si povíme jen o nejběžnějších a nejvíce používaných – vztlakových klapkách a slotech.

Vztlakové klapky jsou klapky, zavěšené u odtokové hrany křídla. Jejich vychýlení zvýšíme zakřivením střední křivky profilu. Proudnice na horní straně profilu křídla budou mít delší dráhu. Tím se zvýší rychlost proudu na horní straně profilu a podle Bernoulliho rovnice se zvýší i rozdíl tlaků nad a pod křídlem. U profilu s vychýlenou vztlakovou klapkou tudíž obdržíme při stejném úhlu náběhu vyšší součinitel vztlaku, než u profilu bez klapky a dosáhneme zejména zvýšení maximálního součinitele vztlaku (obr. 1.92). Současně se zvýšením vztlaku zvyšuje se i odpor.

Protože u větroně se klapek používá hlavně ke zlepšení výkonů

při kroužení, kde se snažíme o nejmenší odpor (zvýšením odporu se zhoršuje klesavost větroně), používá se na větroních pouze těch typů klapek, které při svém vychýlení dávají při dostatečném přírůstku vztlaku jen malý přírůstek odporu. Obr. 1.93 znázorňuje několik typů vztlakových klapek, používaných na větroních. První z nich, *jednoduchá klapka*, je nejméně účinná. Použily jí větroně Meteor, Elfe. *Štěrbinová klapka* je účinnější. Štěrbinou mezi klapkou a profilem profukuje vzduch z místa vyššího tlaku pod křídlem do místa podtlaku na horní straně křídla. Dosáhne se tím oddálení



Obr. 1.95. Účinek slotu

odtržení proudu na horní straně vychýlené klapky. Byla použita na větroních Orao, Triglav, Jaskólka. Třetím typem klapky je *Fowlerova klapka*. Kromě zvětšeného prohnutí střední křivky profilu se tato klapka vysouvá ještě za odtokovou hranu křídla. Tím při svém vychýlení zvětšuje plochu křídla a zvyšuje svůj účinek, neboť v rovnici pro vztlak

$$Y = c_y \, q \, S$$

zvýší při svém vychýlení dva členy (c_y, S). Této klapky bylo použito na větroních Brequet 904, Zefír. Naše větroně Démant a Spartak mají klapku, která je kombinací štěrbinové a Fowlerovy klapky.

Sloty jsou klapky na náběžné hraně křídla. Je to buď pevná ploška před náběžnou hranou nebo ploška, která se z náběžné části křídla vysouvá. Účinek slotu je poměrně odlišný od účinku vztlakových

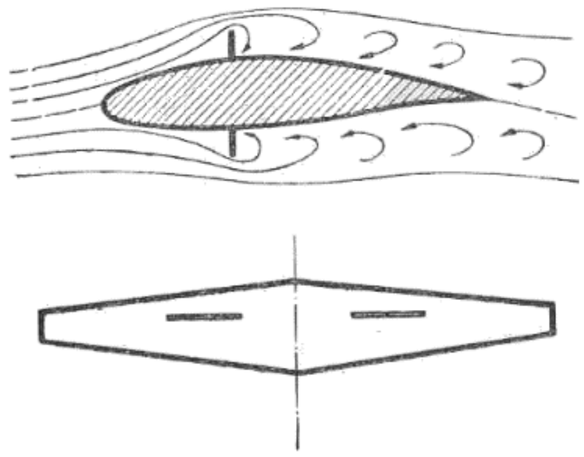
klapek. Štěrbinou mezi slotem a profilem přefukuje vzduch z přetlaku pod křídlem do podtlaku nad křídlem, zrychluje proud na horní straně profilu a oddálí tak odtržení proudu – zvýší kritický úhel náběhu (obr. 1.95). Slot tedy při stejném úhlu náběhu nezvyšuje součinitele vztlaku, jako vztlakové klapky. Způsobí pouze to, že odtržení proudu na profilu nastává až při vyšších úhlech náběhu. Všimněme si, že zvýšení maximálního součinitele vztlaku dosáhneme slotem pouze tehdy, můžeme-li nastavit křídlo na neobvykle velký úhel náběhu. Využití účinku slotu při přistávání vyžaduje tedy velký úhel osy trupu letadla se zemí. Větroně, přistávající většinou na lyži, tedy s malým úhlem osy trupu se zemí, nemohou proto účinku slotu využít. Proto se slotu u větroňů nepoužívá. Setkáme se s ním spíše u vlečných motorových letounů (Čáp, Brigadýr), které mají dostatečně vysoký podvozek.

Kontrolní otázky

1. Proč používáme vztlakových klapek u větroňů?
2. Vysvětlete princip působení vztlakové klapky!
3. Nakreslete typy vztlakových klapek, používaných u větroňů!
4. Vysvětlete účinek slotu!
5. Proč nepoužíváme slotu u větroňů?

6.2. PROSTŘEDKY KE ZVÝŠENÍ ODPORU

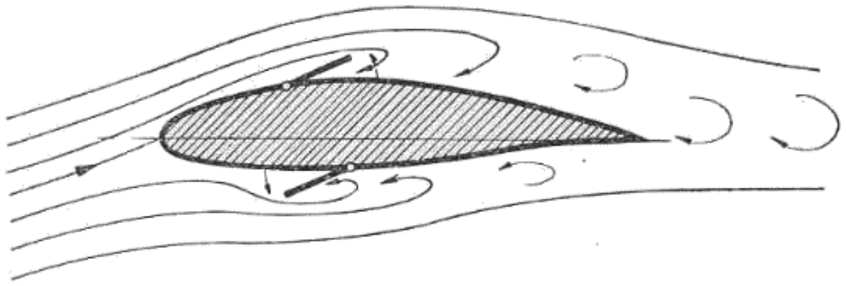
Odpor zvyšujeme brzdicími klapkami. Jsou to desky, které se buď vysouvají nebo odklápějí z obrysu křídla nebo trupu. Obr. 1.96 znázorňuje výsuvné klapky, použité na větroni Pionýr, obr. 1.97 odklápěcí klapky na větroni Šohaj. Při vysunutí brzdicích klapek dochází k odtržení proudu a víření vzduchu za klapkou. Jsou-li klapky umístěny na křídle (u větroňů téměř výhradně), dochází k poklesu vztlaku a zvýšení odporu. Snížení vztlaku a zvýšení odporu vychýlených brzdicích klapek využíváme při přistávání. Vzdálenost, kam dokloužeme z dané výšky, závisí u všech leta-



Obr. 1.96. Výsuvné brzdicí klapky

del pouze na poměru součinitele vztlaku k součiniteli odporu – tzv. aerodynamické jemnosti letadla (blíže v mechanice letu). Při vychýlení brzdicích klapek se tento poměr zmenší, větroň z dané výšky doklouže do menší vzdálenosti.

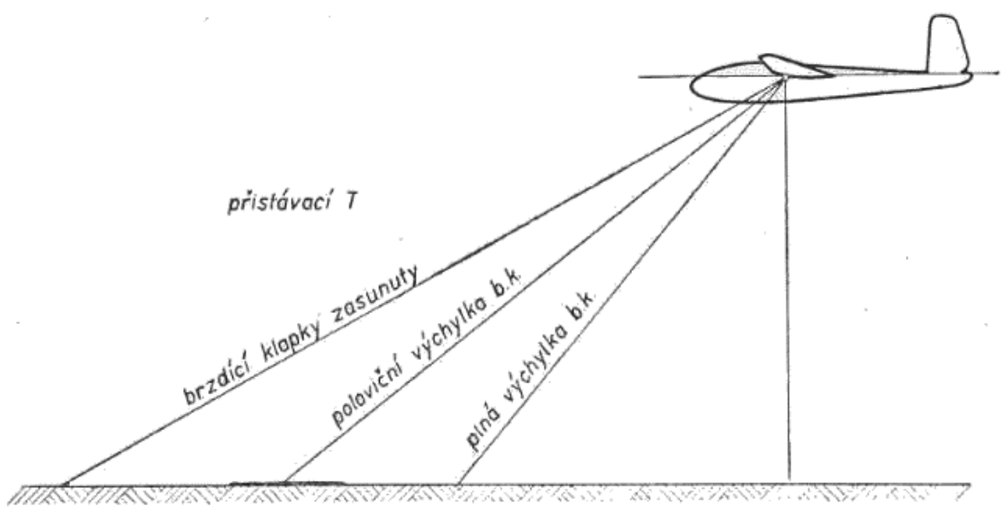
Brzdicích klapek se při přistání využívá takto: Při přibližování na přistání po čtvrté zatáčce se vysouvají brzdicí klapky na polovinu



Obr. 1.97. Odklápěcí brzdicí klapky

výchylky. Dosáhne se tím strmějšího sestupu, čímž se zlepší odhad místa dosednutí. Jestliže pilot vidí, že při této poloviční výchylce brzdicích klapek by dosedl až za přistávacím znakem (byl by dlouhý), zkrátí se zvětšením výchylky brzdicích klapek. Naopak v případě, že by byl příliš krátký (dosedl by před přistávacím znakem), může se zasunutím brzdicích klapek prodloužit (obr. 1.98).

Brzdicí klapky jsou výtečnou pomůckou při přistání, zvláště u školních větroňů. U výkonných větroňů pak značně usnadní přistávání na malé plochy do terénu při přeletech. U výkonných větroňů by přistávání bez brzdicích klapek nebo jiného brzdicího za-



Obr. 1.98. Použití brzdicích klapek při přistání

řízení bylo velmi obtížné a mnohdy i nebezpečné pro jejich vysokou aerodynamickou jemnost a tím i vysokou klouzavost, která má za následek malý úhel přibližování k přistávací ploše a tudíž i nesnadný odhad místa dosednutí. Použitím brzdicích klapek se odstraní i nepříjemné „plavání" výkonných větroňů nad zemí. Proto jsou účinné brzdicí klapky u výkonných větroňů velmi důležité.

Původním účelem brzdicích klapek bylo omezení rychlosti v letu střemhlav. Vysoká aerodynamická jemnost větroňů způsobuje rychlé zvětšování rychlosti letu v letu střemhlav (rychlé rozbíhání větroně). Při vybrání z letu střemhlav je letoun silně namáhán odstředivou silou

$$O = \frac{m V^2}{r}$$

kde m = hmota letounu
V = rychlost letu
r = poloměr oblouku vybrání z letu střemhlav

Jak vidíme, odstředivá síla je tím vyšší, čím prudčeji (na menším oblouku) provede pilot vybrání a čím větší rychlostí větroň letí. Tato odstředivá síla několikrát převyšuje váhu větroně a silně namáhá jeho konstrukci. Je samozřejmě možné dimenzovat konstrukci větroně tak, aby snesla i velmi vysoké namáhání. Znamená to ovšem zvýšení

Obr. 1.99. Přistávací padáček větroňů

váhy větroně a tím zhoršení jeho klesavosti. Klesavost je jednou z důležitých charakteristik větroně. Bylo by tedy velmi málo ekonomické pro ojedinělé případy letu střemhlav zesilovat konstrukci větroně, vozit s sebou neustále zbytečnou váhu a zhoršovat klesavost. Proto se v prvních letech vývoje větroňů dimenzovaly větroně na určitou přípustnou rychlost a piloti dostali zákaz tuto maximálně přípustnou rychlost překročit. Při výkonném létání v mracích v silné turbulenci ovzduší však větroň často přešel do neovládané polohy, rozběhl se nad přípustnou rychlost, aniž tomu pilot mohl zabránit a došlo ke zlomu ve vzduchu. Při závodech na Rhönu v roce 1938 byly během jednoho dne zničeny čtyři větroně tímto způsobem. Při vyhodnocení těchto nehod se zjistilo, že mohou být silně omezeny, podaří-li se zamezit tomu, aby rychlost letu střemhlav příliš nepřekročila hodnotu 200 km/h, přičemž větroň je dimenzován tak, aby jeho váha nežádoucím způsobem příliš nevzrostla. Proto se začalo používat brzdicích klapek. Prvně se jich použilo na předválečném německém výkonném větroni Rhönsperberu. Vysunutím brzdi-

cích klapek se odpor větroně má zvýšit natolik, že větroň samovolně nepřekročí rychlost, při níž by mohlo dojít při vybrání z letu střemhlav ke zlomu.

Některé větroně v poslední době použily místo brzdicích klapek přistávacího padáčku, složeného v zadní části trupu. Důvodem použití brzdicího padáčku byla snaha zachovat dokonalý povrch křídla. Provedení brzdicích klapek nikdy není tak ideální, aby v zasunuté poloze přesně souhlasily s obrysem profilu, bez štěrbiny nebo výstupku. Jestliže je na křídle použit laminární profil, který je velmi citlivý na jakost povrchu, znamená porušení dokonalého povrchu křídla nepřesností v místě brzdicích klapek porušení laminarity, zvýšení odporu a zhoršení výkonu větroně. Brzdicí padáček tyto nevýhody brzdicích klapek na křídle odstraňuje. Po vypuštění jej však nelze v případě potřeby okamžitě znova zatáhnout. Není tedy možné regulovat plynule úhel klouzání tak, jak je to možné u brzdicích klapek.

Kontrolní otázky

1. Jaké je aerodynamické působení brzdicích klapek?
2. Nakreslete dva základní typy brzdicích klapek!
3. Kdy používáme brzdicích klapek?
4. Jaký byl původní účel brzdicích klapek?
5. Čím nahradily některé nové větroně brzdicí klapky a proč? Jaké jsou nevýhody tohoto zařízení?

DÍL 2 - MECHANIKA LETU

V prvé části – aerodynamice – jsme vysvětlili vznik aerodynamických sil a momentů, působících na větroň při pohybu v ovzduší. V následující části – mechanice letu – se zaměříme na to, jak tyto síly ovlivňují pohyb větroně.

Jestliže nám tedy aerodynamika řekla, jaké síly a z jakého důvodu na větroň působí, mechanika letu na základě těchto sil zjistí, po jaké dráze a jakou rychlostí se bude větroň pohybovat a jakým způsobem se bude tento pohyb řídit.

Mechanika letu se obvykle dělí na dva oddíly: výkony a letové vlastnosti.

Výkony větroně jsou měřitelné veličiny, udávající po jaké dráze a jakou rychlostí je větroň schopen letět za daných podmínek v atmosféře. Závisí na tom, s jak velkým odporem se vyvozuje vztlak, potřebný pro překonání celkové váhy. Výkony řeší pohyb větroně jako celku – nezabývají se podmínkami rovnováhy.

Letové vlastnosti řeší rovnováhu větroně za letu (stabilita), vysvětlují základy řízení letu (působení kormidel) a chování větroně po vychýlení kormidel (řiditelnost). Letové vlastnosti jsou uspokojivé, když řízení větroně je možno bezpečně zvládnout s minimální tělesnou i duševní námahou.

Pro posouzení kvalit větroně se musíme seznámit jak s výkony, tak s letovými vlastnostmi. Řada současných vysokovýkonných větroňů je důkazem snahy konstruktérů o dosažení nejvyšších výkonů (klouzavost, vyšší přeskokové rychlosti apod.). Úspěšné využití vysokých výkonů by nebylo u těchto typů možné, kdyby nesplňovaly požadavky letových vlastností, které podmiňují bezpečnost a příjemnost letu (výhled, příjemnost sezení, dobrá obratnost, poslušnost, chování v blízkosti minimální rychlosti apod.).

Až dosud měli plachtaři málo příležitosti seznámit se s otázkami letových vlastností. V teoretických kursech se jim věnovalo poměrně málo času. Nároky na dobré letové vlastnosti současných typů ve světovém měřítku stále rostou. Je to odůvodněno zájmem o zvýšení bezpečnosti létání při menším vypětí pozornosti pilota na vlastní řízení stroje.

Každý typ má své charakteristické vlastnosti. To může posoudit

plachtař, který už létá větší počet typů. Bez minimálních znalostí teoretických základů letových vlastností by osobní poznatky byly nedokonalé a často zkreslené. Stať o letových vlastnostech má plachtařům přiblížit teoretické základy řízení větroně, odůvodnit některé požadavky předpisů a vysvětlit hlavní kritéria, která přesně a nezávisle popisují letové vlastnosti všech typů.

Čím lépe zvládne budoucí plachtař základní teorii letu, tím rychleji a úspěšněji bude postupovat v praktickém létání. Řešené otázky v kapitolách výkonů jsou nejlepším podkladem k tomu, aby pilot v praxi znal a uměl využít maximálních možností svěřeného typu. Znalosti letových vlastností umožní dokonalé využití výkonů a přispějí k bezpečnosti letu zvláště v obtížných situacích.

1. VÝKONY VĚTRONĚ

1.1. ÚVOD

U větroňů jsou nejdůležitější (a také vždy udávané) výkony v klouzavém letu a při kroužení.

Výkony v klouzavém letu jsou:

- maximální klouzavost a příslušná rychlost
- minimální klesavost a příslušná rychlost
- minimální rychlost
- klesavosti při vyšších rychlostech apod.

Tyto výkony jsou nejlépe patrné v rychlostní poláře.

Z výkonů při kroužení jsou to hlavně poloměry zatáček a příslušné klesací rychlosti.

K výkonům se obvykle ještě řadí start a přistání.

Výkony větroně si rozebereme za určitých předpokladů. Budeme uvažovat tzv. *ustálené lety* (přímočaré i v zatáčce). V ustáleném letu musí být *součet všech působících sil nulový* a větroň se musí pohybovat v ovzduší o stále stejné měrné hmotě *stále stejnou rychlostí.* V praxi však můžeme malé změny měrné hmoty vzduchu při stoupání nebo klesání větroně zanedbat.

Dále pro zjednodušení uvažujeme, že všechny síly na větroň i motorový vlečný letoun působí v jejich těžišti, čili nevyvozují k němu žádné momenty. Předpokládáme tedy, že momentová rovnováha je zajištěna orgány řízení.

Působení kormidel a funkce řízení jsou probrány v kap. 2.2.

1.2. KLOUZAVÝ LET

1.2.1 Rovnováha sil

Klouzavý let je jedním z hlavních režimů (způsobů) letu větroně.

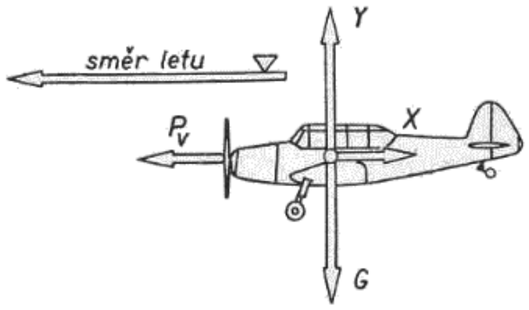
Pohyb každého tělesa je způsobován účinkem nějakých sil. Abychom mohli mluvit o všech pohybech větroně, musíme znát, které síly na větroň za letu působí. Jsou to:

1. vlastní váha, která působí vždy svisle,
2. výsledná aerodynamická síla, která vzniká při pohybu větroně

ve vzduchu. Tuto sílu si můžeme rozložit na odpor, působící ve směru letu a na vztlak, působící kolmo na směr letu.

Pro ustálený let musí být součet všech působících sil nulový.

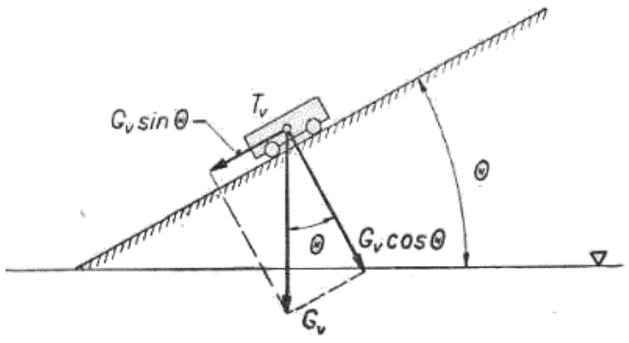
Příkladem může být rovnováha sil, působících na motorový letoun ve vodorovném ustáleném letu (obr. 2.1). Váhu letounu G vyrovnává vztlak Y a jeho odpor X překonává tah vrtule P_v.



Obr. 2.1. Rovnováha sil na motorovém letounu v přímočarém vodorovném ustáleném letu

Větroň však motor s vrtulí nemá. Abychom získali sílu, potřebnou pro překonání odporu, musíme sklonit dráhu větroně od vodorovné roviny o tzv. *úhel klouzání* Θ. Silou překonávající odpor je pak složka váhy do směru letu. *Větroň je tedy vlastně tažen dopředu částí vlastní váhy.*

Rozklad váhy si můžeme dobře představit na případu vozíku na nakloněné rovině (obr. 2.2), skloněné od vodorovné roviny o úhel Θ. Váhu vozíku G_v je možné rozložit na složku kolmou k povrchu nakloněné roviny $G_v \cdot \cos \Theta$ a na složku $G_v \cdot \sin \Theta$, působící rovnoběžně s povrchem nakloněné roviny. Tato složka uvádí vozík do pohybu ve směru sklonu roviny.



Obr. 2.2. Rozklad váhy u vozíku na nakloněné rovině

U větroně je to naprosto obdobné (obr. 2.3). Složka váhy do směru letu $G \cdot \sin \Theta$ udržuje větroň v pohybu tím, že překonává jeho odpor X. Druhá složka váhy $G \cdot \cos \Theta$, působící kolmo na směr letu, je vyrovnávána vztlakem Y. Při ustáleném přímočarém klouzavém letu musí tedy platit rovnováha sil, kterou můžeme napsat s použitím známých výrazů pro vztlak a odpor.

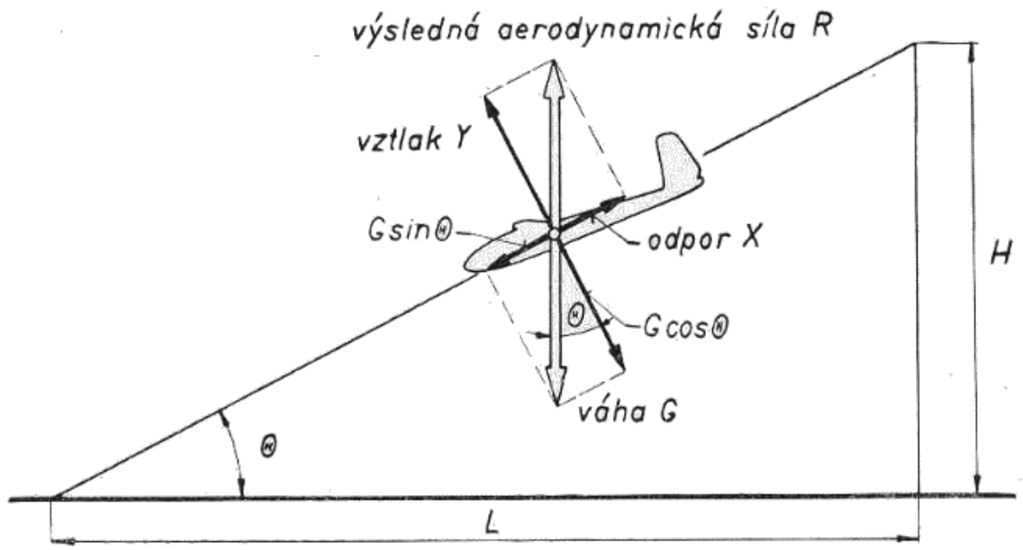
Rovnováha sil ve směru letu:

$$X = G \cdot \sin \Theta = c_x \frac{\varrho V^2}{2} S \qquad (2.1)$$

Rovnováha sil ve směru kolmém:

$$Y = G \cdot \cos \Theta = c_y \frac{\varrho V^2}{2} S \qquad (2.2)$$

Jsou-li v rovnováze složky jednotlivých sil, musí být v rovnováze i jejich výslednice, takže $G = R$.



Obr. 2.3. Rovnováha sil na větroni při ustáleném klouzavém letu

1.2.2. Klouzavost, úhel klouzání

Klouzavost (klouzavý poměr) je poměr vzdálenosti, kterou větroň uletí z určité výšky k této výšce. Dobře si ji můžeme představit jako vzdálenost, kterou větroň doklouže z výšky jednoho metru. Uletí-li například z výšky 1 m vzdálenost 25 m, odpovídá to klouzavosti 25 nebo klouzavému poměru 25 : 1.

Určitému úhlu klouzání odpovídá určitá klouzavost a opačně. *Čím menší je úhel klouzání, tím je klouzavost větší a naopak.* Jsou to vlastně dva způsoby vyjádření výkonů větroně při klouzání.

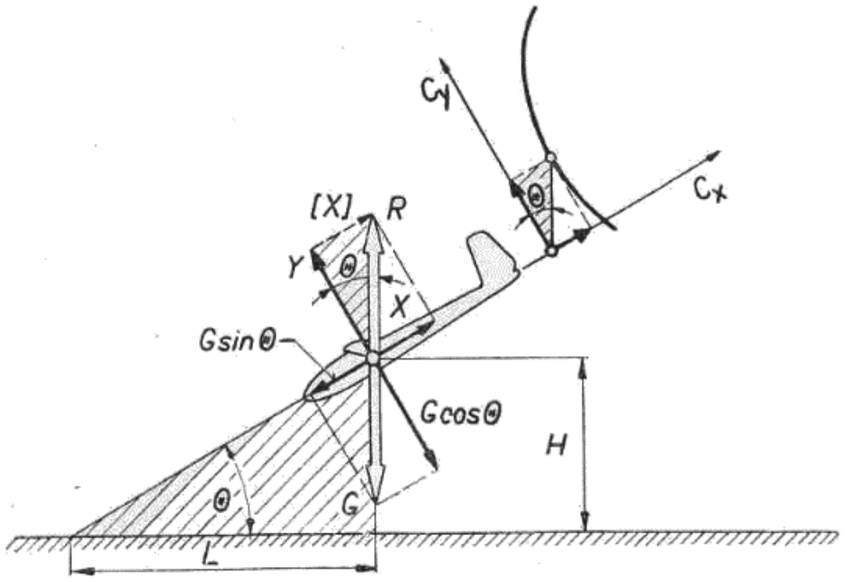
Klouzavost a tím i velikost úhlu klouzání Θ lze přesně stanovit z poláry větroně (obr. 2.4).

Vyšrafovaný pravoúhlý trojúhelník klouzavosti (jedna strana výška H, druhá uletěná vzdálenost L) je podobný trojúhelníku, jehož jednu odvěsnu tvoří vztlak Y a jednu odpor X, protože úhly Θ jsou stejné. To znamená, že při ustáleném klouzavém letu je poměr vzdálenosti, kterou větroň z dané výšky uletí k této výšce stejný, jako poměr vztlaku Y k odporu X.

Můžeme tedy psát: $$\frac{L}{H} = \frac{Y}{X}$$

Po úpravě a dosazení známých výrazů za vztlak a odpor dostaneme důležitý vztah:

$$L = \frac{Y}{X} H = \frac{c_y \cdot q \cdot S}{c_x \cdot q \cdot S} H = \frac{c_y}{c_x} H = K \cdot H \qquad (2.3)$$



Obr. 2.4. Stanovení klouzavosti

Rovnice vyjadřuje, že vzdálenost L, do níž větroň doklouže z určité výšky H, závisí na poměru $\frac{c_y}{c_x}$, tedy pouze na aerodynamických vlastnostech větroně. Tento poměr označujeme K a vyjadřuje přímo klouzavost (někdy říkáme také aerodynamická jemnost):

$$K = \frac{L}{H} = \frac{c_y}{c_x} \qquad (2.4)$$

Se změnou úhlu náběhu se klouzavost mění, protože různým úhlům náběhu odpovídají různé hodnoty poměru $\frac{c_y}{c_x}$.

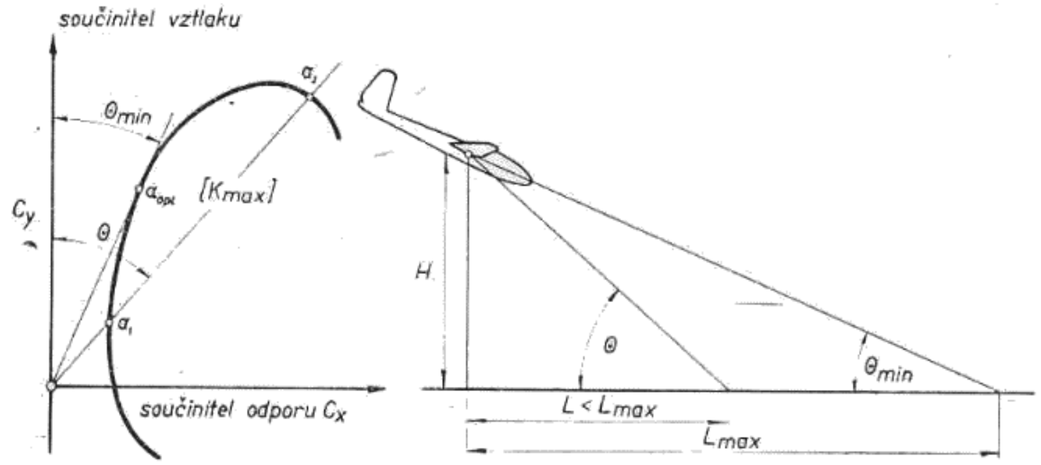
Jak jsme již řekli, určité klouzavosti odpovídá určitý úhel klouzání. Jeho velikost je dána výrazem:

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{H}{L} = \frac{X}{Y} = \frac{c_x \cdot q \cdot S}{c_y \cdot q \cdot S} = \frac{c_x}{c_y} = \frac{1}{K} \qquad (2.5)$$

Vidíme, že tg Θ je vlastně převrácená hodnota klouzavosti.

Úhel klouzání a tím i klouzavost *závisí tedy pouze na aerodynamických vlastnostech větroně*, daných poměrem součinitele vztlaku k součiniteli odporu $\frac{c_y}{c_x}$. *Nezávisí ani na výšce letu, ani na váze.*

Nejmenšího úhlu klouzání (největší klouzavosti) se dosáhne při letu s úhlem náběhu, při kterém je tento poměr největší $\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{\max}$. Příslušný úhel náběhu, kterému říkáme *optimální* α_{opt}, *stanovíme v aerodynamické poláře jako dotykový bod tečny, vedené z počátku*



Obr. 2.5. Vliv úhlu náběhu na úhel klouzání a uletěnou vzdálenost

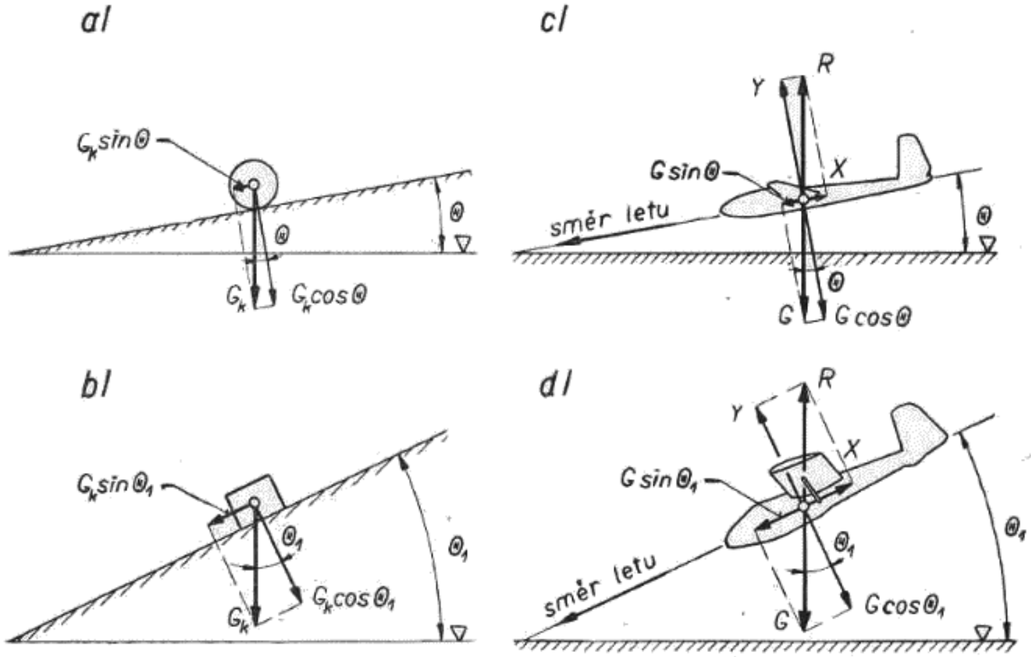
k poláře (obr. 2.5). Let s tímto úhlem náběhu se nazývá optimálním režimem. Při tomto režimu doletí větroň v klidném ovzduší z dané výšky nejdále (viz rovnice 2.3, dosadíme-li za K maximální hodnotu). Při jakémkoliv jiném režimu (jiném úhlu náběhu a tím i rychlosti letu) bude úhel klouzání větší a větroň ze stejné výšky uletí menší vzdálenost.

Z obrázku vidíme, že pro jiný režim letu, než je optimální, jsou při stejné klouzavosti větroně možné lety se dvěma různými úhly náběhu α_1 a α_2 (tedy se dvěma různými rychlostmi), neboť přímka se sklonem Θ protíná poláru ve dvou bodech. Bod α_1 leží pod bodem optimálního režimu, bod α_2 naopak nad tímto bodem. Bod optimálního režimu tedy poláru rozděluje na dvě oblasti. Klouže-li větroň při menším úhlu náběhu než je optimální (α_1), dosáhneme při zvětšení úhlu náběhu (přitažením řídicí páky) zmenšení úhlu klouzání, zmenšení rychlosti letu i klesací rychlosti až do dosažení optimálního úhlu náběhu. To souhlasí s přirozenými reflexy pilota.

V druhé oblasti při úhlu náběhu α_2, který je větší než optimální,

se při jeho zvětšení zmenší rychlost letu, ale zvětší se úhel klouzání a po překročení ekonomického režimu letu i klesací rychlost větroně (bližší viz kap. 1.3.2).

V této části poláry reaguje tedy větroň na pohyby pilota obráceně: při přitažení řídicí páky letí strměji a po dosažení ekonomického úhlu náběhu více klesá a naopak. Tyto změny jsou však malé a uvedený jakýsi nedostatek je zakrýván výraznou změnou rychlosti klouzání, která s reflexy pilota dobře souhlasí.



Obr. 2.6. Vliv odporu na úhel klouzání

Všimněme si nyní, *jak závisí klouzavost a tím i úhel klouzání na kvalitách větroně.* Pro jednoduchost budeme porovnávat dva stejně těžké větroně – vysokovýkonný Spartak a školní Pionýr – letící stejnou rychlostí. Spartak jako vysokovýkonný větroň má velkou štíhlost, laminární profil, malý průřez trupu a aerodynamicky výhodné tvary. Jeho odpor je proto malý a k jeho překonání bude třeba poměrně malé složky váhy do směru letu (obr. 2.6c). Pionýr je aerodynamicky méně kvalitní a jeho odpor bude tedy větší (obr. 2.6d).

Při stejné váze obou větroňů to znamená, že k překonání odporu vysokovýkonného větroně stačí menší úhel klouzání než u větroně školního.

Případ je podobný pohybu dvou různých těles po nakloněné rovině. Představme si, že máme stejně těžkou ocelovou kuličku a krychličku. Položíme-li obě tělesa na rovnou podložku, kterou začneme

naklánět, vidíme, že kulička (obr. 2.6a) se začne pohybovat při podstatně menším náklonu než krychle (obr. 2.6b). Je to způsobeno tím, že odpor kuličky proti pohybu na desce je menší než krychle. K jeho vyrovnání stačí menší tahová síla, tedy i menší náklon desky (menší složka váhy do směru pohybu $G_k \sin\Theta$).

Vraťme se však k našim porovnávaným větroňům. Abychom si učinili lepší představu o velikosti jednotlivých složek váhy, uvedeme si příklad. Uvažujme váhu obou větroňů $G = 400$ kg. Spartak má při určité rychlosti letu klouzavost 35, Pionýr má při téže rychlosti klouzavost přibližně 15.

Spartak: při klouzavosti 35 je úhel klouzání $\Theta \doteq 1° 40'$

$$X = G \cdot \sin\Theta = 400 \cdot 0{,}02908 = 11{,}6 \text{ kg}$$
$$Y = G \cdot \cos\Theta = 400 \cdot 0{,}99958 = 399{,}8 \text{ kg}$$

Pionýr: Při klouzavosti 15 je úhel klouzání $\Theta \doteq 3° 50'$

$$X = G \cdot \sin\Theta_1 = 400 \cdot 0{,}06685 = 26{,}7 \text{ kg}$$
$$Y = G \cdot \cos\Theta_1 = 400 \cdot 0{,}99776 = 399 \text{ kg}$$

Vidíme, že rozdíly ve velikosti váhy G a složky $G \cdot \cos\Theta$ jsou velmi malé. Ještě při klouzavosti 5, což je velmi špatná hodnota, činí rozdíl mezi nimi pouze 8 kg (při váze větroně 400 kg).

Školní větroň má však značně větší odpor než větroň vysokovýkonný a proto je jeho úhel klouzání mnohem strmější.

Závěrem si shrňme získané poznatky:

Úhel klouzání a klouzavost závisí jen na aerodynamických vlastnostech větroně, vyjádřených poměrem $\frac{c_y}{c_x}$. Jejich velikost můžeme proto pro každý úhel náběhu odečíst z poláry větroně. *Jelikož v poláře měřítka součinitele vztlaku a součinitele odporu bývají různá, nutno klouzavost počítat z rovnice 2.4, úhel klouzání z rovnice 2.5 a nikoliv přímo odměřit úhel tečny úhloměrem z poláry větroně.* Klouzavost větroně je největší při optimálním úhlu náběhu, kdy poměr $\frac{c_y}{c_x}$ je maximální (dotykový bod tečny vedené z počátku k poláře).

1.2.3 Rychlost klouzavého letu

Vrátíme-li se k rovnici 2.2. vidíme, že z ní můžeme vypočítat rychlost klouzavého letu pro určitou velikost součinitele vztlaku (tedy i úhlu náběhu):

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot \cos\Theta}{c_y \cdot \varrho \cdot S}} \qquad (2.6)$$

Řekli jsme si, že pro malé úhly klouzání je složka váhy do směru kolmého na směr letu $G \cdot \cos \Theta$ (a tedy i vztlak Y) přibližně stejně veliká jako váha, tedy $G \doteq G \cdot \cos \Theta \doteq Y$. Můžeme si tedy uvedenou rovnici pro rychlost zjednodušit:

$$V \doteq \sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_y \cdot \varrho \cdot S}} \qquad (2.6a)$$

Ze vzorce vidíme, že pro určitý součinitel vztlaku c_y (a tím i pro určitý úhel náběhu α) závisí rychlost letu na váze větroně G a na výšce letu, jejíž vliv zahrnuje měrná hmota vzduchu ϱ.

S rostoucí vahou při stejném součiniteli vztlaku a stejné výšce letu rychlost roste.

S rostoucí výškou letu zmenšuje se měrná hmota vzduchu ϱ a při stejném součiniteli vztlaku c_y a váze G rychlost letu větroně opět roste – (rychloměr však ukazuje stále stejnou hodnotu – viz kap. 1.3.3).

Příklad:

Máme za úkol stanovit optimální rychlost u větroně *L-13, „Blaník"* v *0 m* a *3000 m* MSA při letu sólo a ve dvojím obsazení. Plocha křídla $S = 19\ m^2$. Z poláry větroně odečteme $c_{y\,opt} \doteq 0{,}65$.

1. pro $G = 480$ kg (odpovídá letu ve dvojím obsazení):

   a) pro $H = 0$ m ($\varrho = 0{,}125$ kg s²/m⁴):
   dosazením do vzorce 2.6a dostaneme:

$$V_{opt} \doteq \sqrt{\frac{2 \cdot 480}{0{,}65 \cdot 0{,}125 \cdot 19}} \doteq 24{,}9 \text{ m/s} \doteq 89{,}5 \text{ km/h}$$

   b) pro $H = 3000$ m ($\varrho = 0{,}0927$ kg s²/m⁴):

$$V_{opt} \doteq \sqrt{\frac{2 \cdot 480}{0{,}65 \cdot 0{,}0927 \cdot 19}} \doteq 29 \text{ m/s} \doteq 104{,}3 \text{ km/h}$$

   (rychloměr však ukazuje 89,5 km/h)

2. při váze $G = 380$ kg (odpovídá obsazení sólo):

   a) pro $H = 0$ m:

$$V_{opt} \doteq \sqrt{\frac{2 \cdot 380}{0{,}65 \cdot 0{,}125 \cdot 19}} \doteq 22{,}2 \text{ m/s} \doteq 80 \text{ km/h}$$

   b) pro $H = 3000$ m:

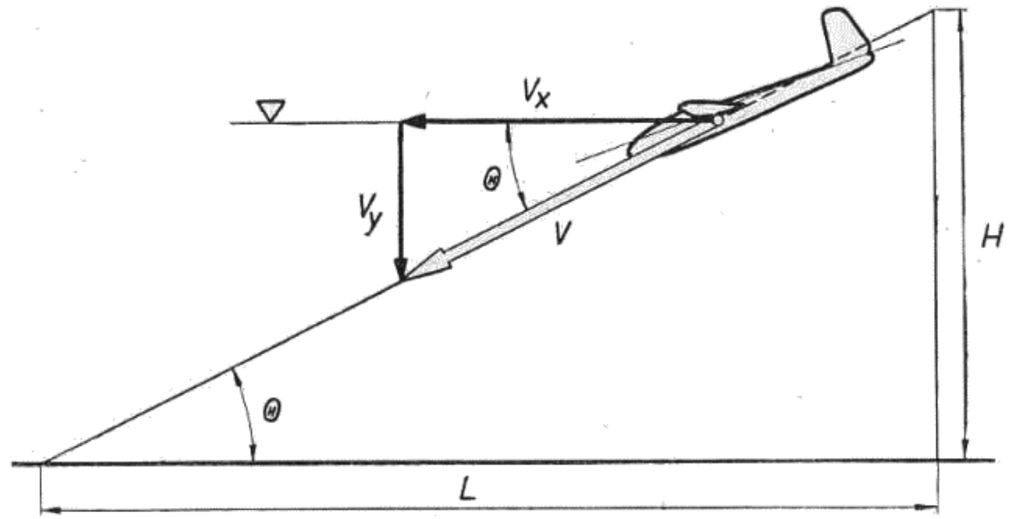
$$V_{opt} \doteq \sqrt{\frac{2 \cdot 380}{0{,}65 \cdot 0{,}0927 \cdot 19}} \doteq 25{,}8 \text{ m/s} \doteq 93 \text{ km/h}$$

   (rychloměr však ukazuje 80 km/h)

1.2.4. Dopředná a klesací rychlost

Rychlost klouzavého letu, vypočítaná podle rovnice 2.6 a udávaná ve větroni rychloměrem, je skloněna vůči vodorovné rovině o úhel klouzání Θ (obr. 2.7).

Tuto rychlost si můžeme rozložit do směru vodorovného a svislého (podobně jako u sil). Vodorovné složce říkáme *dopředná* nebo *horizontální rychlost* V_x a svislé složce *klesací rychlost* větroně V_y.



Obr. 2.7. Rozklad rychlosti při klouzavém letu

Horizontální rychlost V_x

Je průmětem rychlosti klouzání V do horizontálního (vodorovného směru). Tato rychlost vlastně představuje rychlost větroně vůči zemi, nefouká-li ovšem žádný vítr. Rychlost dopřednou V_x si můžeme dobře vypočítat, známe-li úhel klouzání Θ a příslušnou rychlost V ze vzorce:

$$V_x = V \cdot \cos \Theta \qquad (2.7)$$

Jelikož úhly klouzání bývají u větroňů malé, považujeme rychlost při klouzání V prakticky za totožnou s horizontální rychlostí V_x a můžeme potom psát:

$$V_x \doteq V \doteq \sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_y \cdot \varrho \cdot S}} \qquad (2.7a)$$

Klesací rychlost větroně

Klesací rychlost V_y je jednou z hlavních charakteristik větroně. Tato rychlost se obvykle udává v m/s, to je o kolik metrů větroň

v klidném ovzduší za vteřinu klesne. Ve větroni tuto rychlost udává přístroj, zvaný variometr. Čím menší je klesací rychlost větroně, tím spíše se udrží ve vzduchu při horších meteorologických podmínkách (slabé stoupavé proudy).

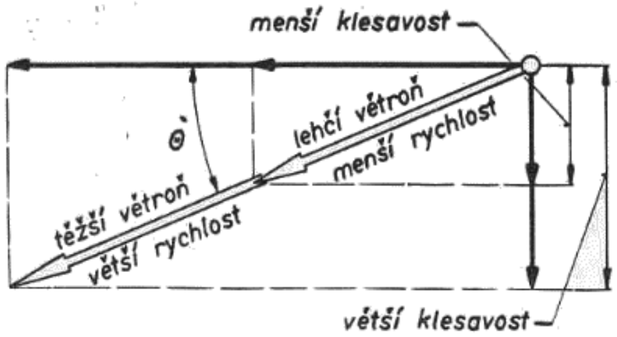
Graficky ji lze sestrojit jako průmět klouzavé rychlosti do svislého směru (obr. 2.7). Početně se vyjadřuje takto:

$$V_y = V \cdot \sin \Theta \tag{2.8}$$

Rozepsáním a úpravou se dostane přibližný vztah:

$$V_y \doteq \frac{c_x}{c_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\varrho \cdot S}} \tag{2.8a}$$

Klesací rychlost závisí na hodnotě výrazu $\frac{c_x}{c_y^{3/2}}$. Je zřejmé, že nejmenší klesací rychlosti se dosáhne při minimální hodnotě tohoto výrazu. Odpovídající úhel náběhu a rychlost se nazývají *ekonomickými*. Při letu touto rychlostí se větroň v klidném ovzduší udrží nejdéle ve vzduchu.



Obr. 2.8. Vliv váhy na složky rychlosti při klouzání

Na poláře bývá tento bod nad bodem optimálního úhlu náběhu (obr. 2.10, bod 2). Příslušná rychlost letu je tedy menší než optimální (c_y je větší než $c_{y\,\mathrm{opt}}$).

Hodnota klesací rychlosti dále závisí na velikosti plošného zatížení větroně $\frac{G}{S}$ (tedy na váze při stejné ploše S). Čím větší je váha, tím větší je i klesací rychlost. Dobře to je vidět na obr. 2.8. Při stejné klouzavosti vzroste rychlost letu a tím i klesavost.

Klesací rychlost závisí i na výšce letu, jejíž vliv zahrnuje měrná hmota vzduchu ϱ. Čím větší je výška letu (ϱ je menší), tím větší je i klesací rychlost. Vliv je tedy obdobný jako při zvětšení váhy.

Důležitost malé klesací rychlosti nejlépe vynikne na jednoduchém příkladě. Uvažujme nejprve větroň, který má klesací rychlost 0,75 m/s. V klidném ovzduší klesne za 60 vteřin o výšku $0{,}75 \times 60 = 45$ m. Vletí-li však do stoupavého proudu o rychlosti stoupání 1 m/s, bude jeho stoupací rychlost vůči zemi $1 - 0{,}75 = 0{,}25$ m/s. Tuto hodnotu nám také ukáže variometr. Větroň tedy

bude zvolna získávat výšku. Za 60 sec. vystoupí o $0{,}25 \times 60 = 15$ m. Větroň s horšími aerodynamickými vlastnostmi, který má nejmenší opadání 1 m/s, bude v témže stoupavém proudu setrvávat stále ve stejné výšce, neboť jeho stoupací rychlost vůči zemi je nulová ($1 - 1 = 0$ m/s).

Závěrem lze říci: *Je-li stoupací rychlost vzdušného proudu číselně větší než vlastní klesací rychlost, větroň stoupá* (a opačně). Proto se snažíme stavět větroně s co nejmenší klesací rychlostí, abychom mohli využít i slabých stoupavých proudů. Jejich využívání umožňuje dlouhé plachtařské lety. Větroň v nich získává výšku, ačkoliv vzhledem k okolnímu vzduchu stále klesá. *Proto je rovnováha sil i ve stoupavém nebo klesavém proudu úplně stejná, jako při letu v klidném ovzduší.*

Příklad 1:

Stanovme pro optimální rychlosti větroně L-13, vypočítané v předešlém příkladě, odpovídající hodnoty klesací rychlosti užitím vzorce 2.8a. Pro $c_{y\,\mathrm{opt}} \doteq 0{,}65$ je $c_x \doteq 0{,}023$.

1. pro $G = 480$ kg:

   a) $H = 0$ m:

$$V_{y\,\mathrm{opt}} \doteq \frac{c_x}{c_{y\,\mathrm{opt}}^{3/2}} \sqrt{\frac{2\,G}{\varrho\,S}} = \frac{0{,}023}{\sqrt{0{,}65^3}} \sqrt{\frac{2 \cdot 480}{0{,}125 \cdot 19}} = 0{,}88 \text{ m/s}$$

   b) $H = 3000$ m:

$$V_{y\,\mathrm{opt}} \doteq \frac{0{,}023}{\sqrt{0{,}65^3}} \sqrt{\frac{2 \cdot 480}{0{,}0927 \cdot 19}} = 1{,}02 \text{ m/s}$$

2. pro $G = 380$ kg:

   a) $H = 0$ m:

$$V_{y\,\mathrm{opt}} \doteq \frac{0{,}023}{\sqrt{0{,}65^3}} \sqrt{\frac{2 \cdot 380}{0{,}125 \cdot 19}} = 0{,}78 \text{ m/s}$$

   b) $H = 3000$ m:

$$V_{y\,\mathrm{opt}} \doteq \frac{0{,}023}{\sqrt{0{,}65^3}} \sqrt{\frac{2 \cdot 380}{0{,}0927 \cdot 19}} = 0{,}91 \text{ m/s}$$

Příklad 2:

Stanovme si ještě maximální klouzavost větroně *L-13* a příslušný úhel klouzání. Klouzavost vypočítáme dosazením hodnot do vzorce 2.5:

$$K_{\max} \doteq \frac{c_{y\,\mathrm{opt}}}{c_x} \doteq \frac{0{,}65}{0{,}023} \doteq 28$$

Klouzavý poměr je tedy 1 : 28.

Úhel klouzání vypočítáme ze vzorce 2.6:

$$\operatorname{tg}\Theta \doteq \frac{1}{K_{max}} \doteq \frac{c_x}{c_{y\,opt}} \doteq \frac{0{,}023}{0{,}65} = 0{,}0353$$

Tomu odpovídá

$$\Theta \doteq 2°.$$

Kontrolní otázky

1. Čím je způsobován pohyb větroně ve vzduchu? Uveďte příklad!
2. Rovnováha sil při klouzavém letu.
3. Jak závisí úhel klouzání na úhlu náběhu? Jak se přitom mění rychlosti?
4. Vliv odporu větroně na velikost úhlu klouzání.
5. Klouzavost a jak se stanoví?
6. Rychlost klouzavého letu, dopředná a klesací rychlost.

Poznámka:*)

Ustálený vodorovný a stoupavý let větroně

Vodorovný ustálený let samotného větroně není možný, protože větroň nemá vlastní zdroj tahu (pístový motor s vrtulí, reaktivní motor), který by překonával jeho odpor (ustáleně by mohl letět např. ve vleku za motorovým letounem - viz kap. 1.6.4.).

Samotný větroň sice může určitou dobu letět vodorovně, ale neustáleně na úkor zmenšující se rychlosti.

Jako dobrý příklad nám může sloužit lyžař, který jede s kopce určitou rychlostí (na svahu je pohyb lyžaře udržován složkou jeho váhy do směru rovnoběžného s povrchem – je to tedy obdoba klouzavého letu). Sjede-li s kopce a pohybuje se dále po rovině, přestane ho táhnout složka váhy a rychlost jeho pohybu začne klesat až do zastavení, protože ho brzdí tření lyží o sníh a jeho aerodynamický odpor.

S větroněm je to obdobné. Letíme klouzavým letem určitou rychlostí. Chceme-li letět vodorovně, musíme přitahováním řídicí páky přivést větroň do letu vodorovného. Tím však přestane působit složka váhy ve směru letu a odpor větroně ho začne zbrzďovat (rychlost letu začne klesat). Z rovnice pro vztlak $Y = c_y \frac{\varrho V^2}{2} S$ vidíme, že pro udržení stejné hodnoty vztlaku musíme dalším přitahováním řídicí páky zvyšovat úhel náběhu a tím i součinitel vztlaku c_y (hodnota vztlaku musí být stále tak velká, jako váha větroně G, aby let byl vodorovný). Toto však můžeme dělat jen do minimální rychlosti V_{min} (odpovídá $c_{y\,max}$). Potom již vztlak klesá – nastává pád větroně.

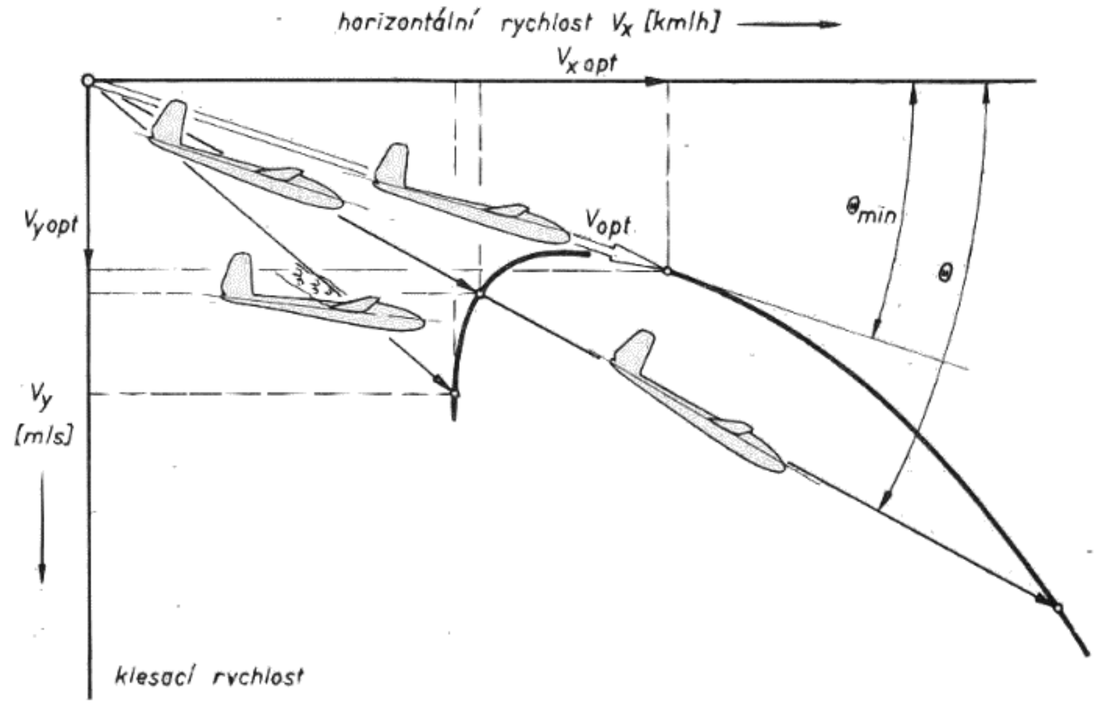
Ze stejných příčin jako u vodorovného letu není možný ani ustálený stoupavý let samotného větroně. Při něm působí proti směru pohybu mimo odpor ještě zbrzďující složka váhy (bližší viz kap. 1.6.4.). Jinak platí vše, co jsme řekli o vodorovném letu větroně. Vlivem složky váhy, působící proti smyslu pohybu, dosáhneme minimální rychlosti na menší dráze, než u vodorovného letu. Zbrzdění na minimální rychlost nastane tím dříve, čím je větší úhel stoupání (působí větší složka váhy proti směru pohybu).

Obdobou je výjezd lyžaře do svahu, kde ho brzdí odpor a složka váhy, působící proti smyslu pohybu.

*) Poznámka „Ustálený vodorovný a stoupavý let větroně" je určena pro začátečníky.

1.3. RYCHLOSTNÍ POLÁRA VĚTRONĚ

Závislosti mezi horizontální rychlostí klouzavého letu V_x a klesací rychlostí V_y nejlépe značíme v diagramu, zvaném *polára rychlostí v klouzavém letu* (obr. 2.9). Zkráceně se jí říká *rychlostní polára*. Podle ní můžeme dobře a výhodně zhodnotit větroň z hlediska přímočarého klouzavého letu. Její znalost, alespoň některých hlavních



Obr. 2.9. Sestrojení rychlostní poláry

bodů, odpovídajících často užívaným režimům letu, je velmi důležitá pro maximální využití výkonů větroně.

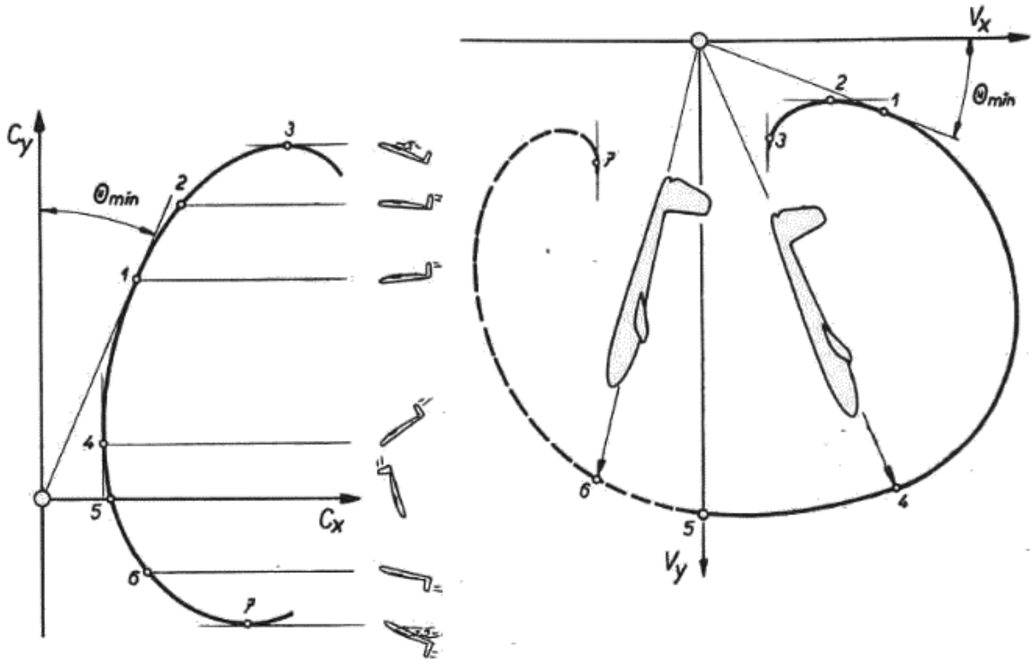
1.3.1. Sestrojení rychlostní poláry

Z kapitoly o klouzavém letu víme, že každému úhlu náběhu odpovídá určitá hodnota rychlosti V a úhlu klouzání Θ. Stanovíme tedy pro jednotlivé úhly náběhu (jimž odpovídají příslušné hodnoty součinitelů vztlaku c_y a odporu c_x) rychlosti letu V a příslušné úhly klouzání Θ nebo klouzavosti K. Rychlost letu V rozložíme na složku horizontální rychlosti V_x a na klesací rychlost V_y známým způsobem. Hodnoty vyneseme v pravoúhlých souřadnicích z počátku O. Jediná rychlost klouzání přísluší pouze nejmenšímu úhlu klouzání Θ_{min}. Ostatním větším úhlům klouzání odpovídají

vždy rychlosti dvě. Dobře to je vidět na obr. 2.9. Spojením koncových bodů rychlostí dostaneme tvar rychlostní poláry.

Na obrázku je uvedena pouze horní část poláry, která je nejdůležitější a která se také většinou udává.

Horizontální rychlost V_x udáváme v km/h a klesací rychlost V_y v m/s. Měřítka obou rychlostí jsou tedy různá. Proto úhly Θ jsou v rychlostní poláře větší a nemůžeme je tudíž odměřovat úhloměrem. Kdybychom vynášeli obě rychlosti ve stejném měřítku, byla by rychlostní polára příliš plochá a nepřesně bychom odečítali důležité rychlosti.



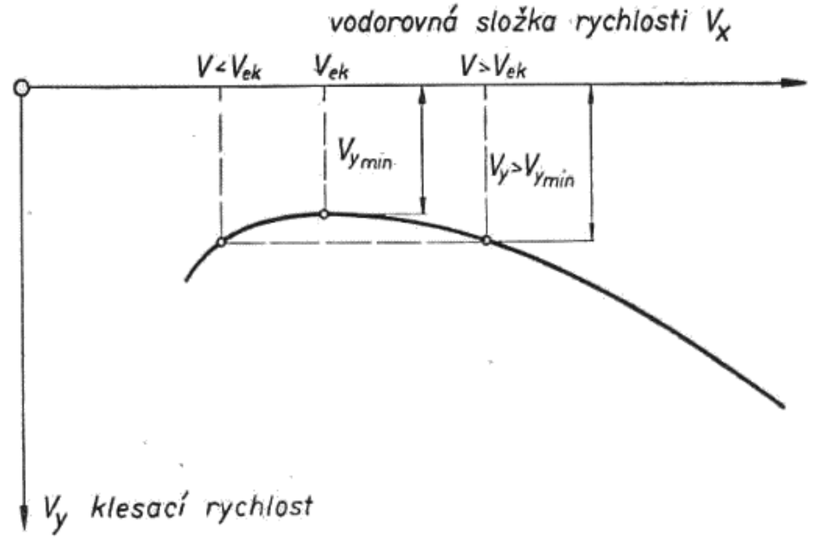
Obr. 2.10. Charakteristické body na aerodynamické a rychlostní poláře

1.3.2. Důležité body na rychlostní poláře

Tvar celé rychlostní poláry je nakreslen na obr. 2.10, na kterém jsou vyznačeny některé důležité body, odpovídající často užívaným režimům letu. Pro porovnání jsou v obrázku nakresleny i odpovídající body v aerodynamické poláře.

Bod 1 – let s největší klouzavostí K_{max} (odpovídá Θ_{min}). Tento režim nazýváme optimálním. Letí-li letoun rychlostí, odpovídající tomuto úhlu náběhu, doletí z dané výšky nejdále. Tento bod sestrojíme v aerodynamické i rychlostní poláře jako dotykový bod tečny, vedené k poláře z počátku. Rychlostní polára je v této části poměrně hodně plochá. Pro let s největší klouzavostí není tedy třeba tuto rychlost tak přesně dodržovat (úhel klouzání se jen málo zvětší při malé změně rychlosti).

Bod 2 – let s nejmenší klesací rychlostí V_y, přibližně minimum výrazu $\frac{c_x}{c_y^{3/2}}$. V rychlostní poláře je to dotykový bod tečny, vedené rovnoběžně s vodorovnou osou V_x. Odpovídající rychlostí, zvanou ekonomickou bychom letěli tehdy, kdybychom se chtěli co nejdéle udržet ve vzduchu (slabé stoupavé proudy apod.). Úhel klouzání je již větší než v bodě 1. Na obr. 2.11 vidíme, že při letu jakoukoliv jinou rychlostí než ekonomickou má větroň větší klesací rychlost V_y. Velmi záleží na tvaru vrcholu rychlostní poláry.



Obr. 2.11. Vliv rychlosti letu na klesací rychlost

U některých větroňů bývá poměrně plochý. Potom není třeba tuto rychlost příliš úzkostlivě dodržovat, protože při malých odchylkách od této rychlosti se klesací rychlost jen málo zvětšuje. Větroně s výraznějším zakřivením vrcholu rychlostní poláry jsou na změny rychlosti citlivější.

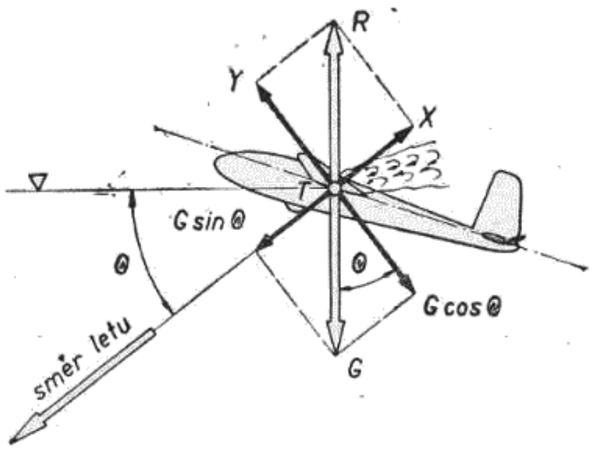
Bod 3 – let při maximálním součiniteli vztlaku, což odpovídá minimální bezpečné rychlosti letu (větroň je ještě dobře řiditelný). V aerodynamické poláře dostaneme tento bod přibližně vedením tečny rovnoběžné s osou součinitele odporu c_x, v rychlostní poláře přibližně vedením tečny rovnoběžné s osou klesací rychlosti V_y. Při dalším zvětšení úhlu náběhu kritický úhel náběhu překročíme. To se projeví odtrháváním proudu na křídle, spojeném se značným vzrůstem odporu a silným zvětšením úhlu klouzání (obr. 2.12). Při takovém letu větroň ve vzduchu „prosedá". Ovladatelnost a řiditelnost větroně jsou nedostatečné. Větroň je nutno udržovat před pádem do vývrtky nebo po křídle (vlivem nestejnoměrného odtrhá-

vání vzdušného proudu na křídle) zásahy směrového kormidla (nikoliv křidélky!). Bližší vysvětlení v kap. 2.5.

Bod 4 – let při nejmenším součiniteli odporu. V aerodynamické poláře tento bod přibližně stanovíme vedením tečny, rovnoběžné s osou součinitele vztlaku c_y. Při letu, odpovídajícím tomuto úhlu náběhu, dosáhne větroň maximální rychlosti letu V_{max}. V rychlostní poláře vidíme, že větroň zaujímá velmi strmou polohu (úhel klouzání Θ je velký a blíží se 90°).

Bod 5 – let s úhlem náběhu, při kterém je součinitel vztlaku a tudíž i vztlak nulový. Větroň dosáhne největší klesací rychlosti. Odpovídající režim letu nazýváme *let střemhlav*.

Větroň letí kolmo k zemi při nulovém vztlaku. V ustáleném letu střemhlav musí být váha větroně G vyrovnána výslednou aerodynamickou silou, v daném případě odporem větroně X (obr. 2.13).



Obr. 2.12. Rovnováha sil při letu s úhlem náběhu větším než kritickým

Jelikož však větroně jsou po aerodynamické stránce velmi „jemné" (mají malé součinitele odporu), snadno a rychle získávají rychlost při potlačení. Rovnováha váhy větroně a jeho odporu by nastala až při velké rychlosti letu. U větroňů tato rychlost bývá větší než jejich dovolená rychlost v letu střemhlav, která je zase omezena pevnostními a tuhostními požadavky.

Protože by se mohl větroň někdy dostat do situace, kdy by jeho rychlost značně vzrostla (např. nezvládnutý let bez vidu – v mracích), vybavují se větroně vzdušnými brzdami, jejichž funkci zpravidla zastávají brzdicí klapky, které musí zabránit překročení dovolené rychlosti. Brzdicí klapky zvětšují odpor větroně, takže při menší rychlosti dosáhneme rovnováhy mezi odporem a vahou. Jejich umístění a velikost se stanoví také z tohoto hlediska.

U několika větroňů bylo použito zvláštních brzdicích klapek, umístěných na boku trupu. Takové umístění je poměrně nevhodné, protože úplav od nich nepříznivě narušuje obtékání ocasních ploch. Jiným řešením je použití brzdicího padáčku.

V praxi považujeme za let střemhlav i let při velmi strmých úhlech klouzání (při malých součinitelích vztlaku).

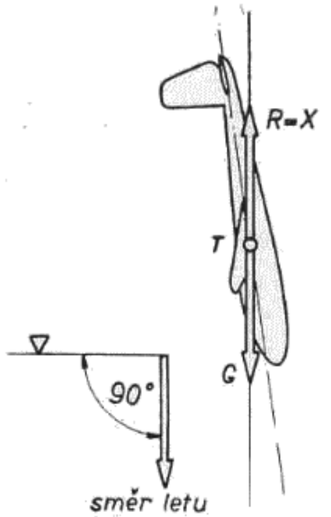
Pro upřesnění: Let střemhlav je takový režim letu, při kterém je výsledný vztlak na větroni nulový. Profily běžně užívané na křídlech větroňů mají určitý klopivý moment „těžký na hlavu" i při nulovém součiniteli vztlaku. Tento moment je nutno vyrovnávat určitou silou Y_{VOP} na vodorovných ocasních plochách (obr. 2.14), aby byla na větroni zachována momentová rovnováha:

$$M_z = Y_{VOP} \cdot L_{VOP} \tag{2.9}$$

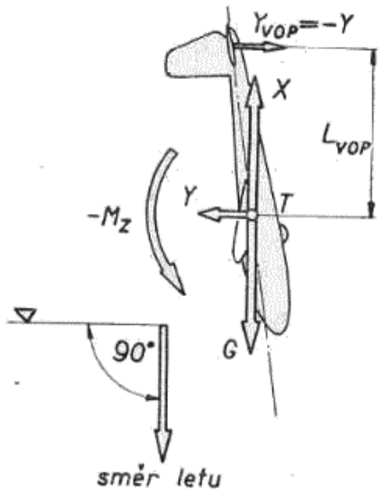
Aby dále platilo, že výsledný vztlak je nulový, musí na křídle vznikat určitý poměrně malý vztlak, který se rovná velikosti vyrovnávacího vztlaku na vodorovných ocasních plochách ($Y = Y_{VOP}$).

Poznámka:

Při stanovení momentu jsme zanedbali to, že odpor a vztlak neleží v těžišti větroně a tudíž dávají k němu také určité momenty. Dále to, že při vysunutí brzdicích klapek dostáváme zpravidla zase určitý moment.



Obr. 2.13. Rovnováha sil při letu střemhlav



Obr. 2.14. Rovnováha sil při letu střemhlav podrobněji

Bod 6 – let při záporném součiniteli vztlaku, odpovídající letu na zádech. Křídlo je ofoukáváno pod záporným úhlem náběhu.

Bod 7 – let při maximálním záporném součiniteli vztlaku (tedy let minimální rychlostí na zádech). Tato rychlost je větší, než minimální rychlost při kladném součiniteli vztlaku (bod 3). Způsobuje to tvar profilu, ofoukávaný pod záporným úhlem náběhu, kdy má horší aerodynamické vlastnosti (tedy i menší maximální součinitel vztlaku).

Pro záporné součinitele vztlaku bychom také dostali ekonomický režim letu, při kterém je klesací rychlost minimální. V rychlostní poláře stanovíme bod vedením tečny, rovnoběžné s osou V_x. Mini-

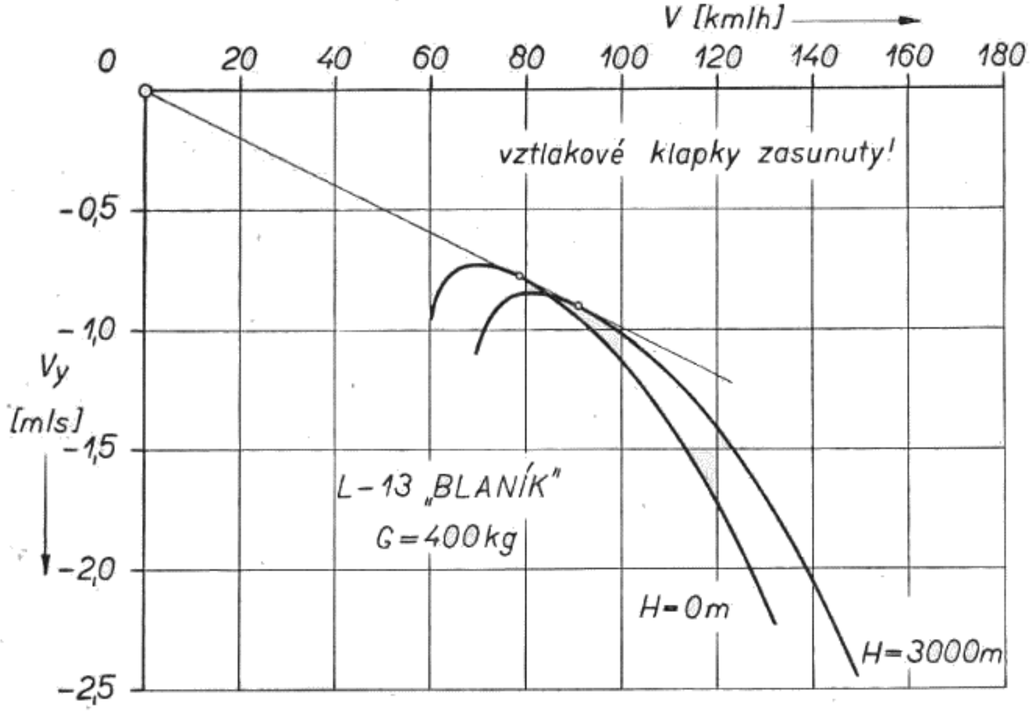
mální klesací rychlost při letu na zádech je větší. Příčinou je opět nevýhodné ofoukávání křídla při záporném úhlu náběhu.

Kontrolní otázky

1. Význam rychlostní poláry a její sestrojení.
2. Důležité body na rychlostní poláře.

1.3.3. Vliv váhy větroně a výšky letu na rychlostní poláru

Z rovnováhy sil, působících na větroň v ustáleném přímočarém klouzavém letu jsme dostali výrazy pro klouzavost, dopřednou (horizontální) a klesací rych-



Obr. 2.15. Vliv výšky letu na rychlostní poláru

lost. Jestliže další úvahy omezíme na režimy letu s malým úhlem klouzání Θ, můžeme tyto výrazy zjednodušit na:

$$K = \frac{c_y}{c_x} \qquad \text{(2.4) (klouzavost)}$$

$$V_x \doteq \sqrt{\frac{2G}{\varrho S c_y}} \qquad \text{(2.7a) (dopředná rychlost)}$$

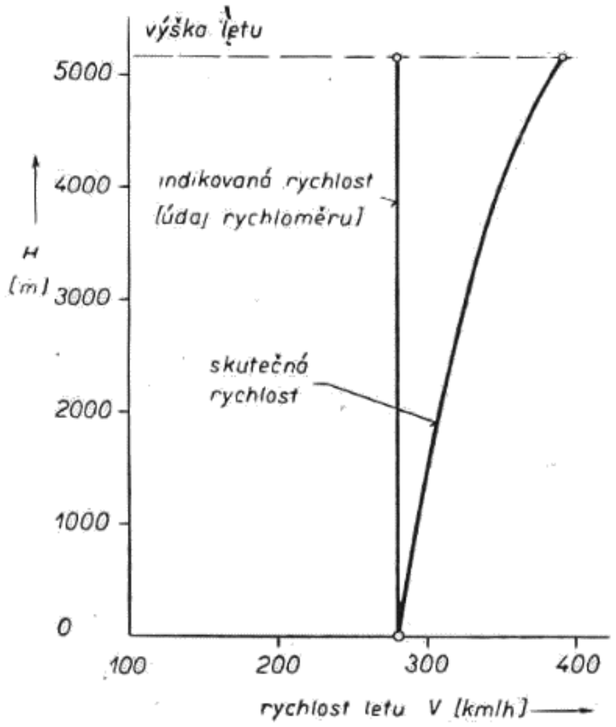
$$V_y \doteq \frac{c_x}{c_y^{\frac{3}{2}}} \sqrt{\frac{2G}{\varrho S}} \qquad \text{(2.8a) (klesací rychlost)}$$

Z rovnice (2.4) vidíme, že klouzavost je dána pouze poměrem součinitele vztlaku a odporu. Pro určení klouzavosti tedy zcela vystačí aerodynamická polára větroně, ze které můžeme pro každý součinitel vztlaku odečíst příslušný součinitel odporu. Jejich poměr pak přímo dává klouzavost, která proto nezávisí ani na váze větroně, ani na výšce letu.

Jiné je to s rychlostí. Rovnice (2.7a) a (2.8a) říkají, že dopředná a klesací rychlost závisí na váze větroně i na výšce letu. Zvětšíme-li váhu větroně G, zvětší se dopředná i klesací rychlost. Vliv výšky se projeví prostřednictvím měrné hmoty vzduchu ϱ. Ve větší výšce bude menší měrná hmota vzduchu (vzduch bude řidší), a tudíž dopředná i klesací rychlost se zvětší.

Vliv výšky letu na rychlostní poláru

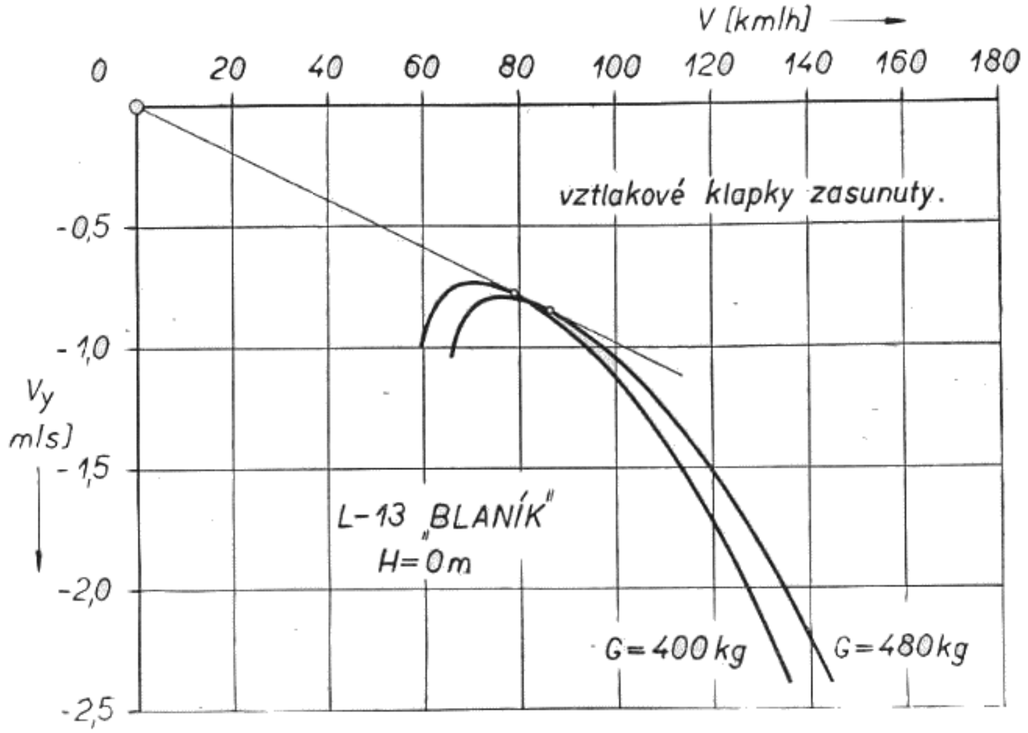
Na obr. 2.15 jsou rychlostní poláry větroně pro výšky letu $H = 0$ m a $H = 3000$ m. Ve shodě s tím, co již bylo řečeno, obrázek ukazuje, že např. maximální klouzavost se nemění, kdežto minimální klesací a odpovídající dopředné rychlosti jsou ve výšce $H = 3000$ m větší. Povrchní pohled na obrázek by mohl vést v praxi k omylu. Vliv výšky na rychlostní poláru by mohl být pochopen tak, že ve větší výšce bude nutné – např. pro dosažení maximální klouzavosti nebo minimální klesací rychlosti – letět rychleji. Je však třeba si uvědomit, že rychloměr neukazuje přímo rychlost, nýbrž dynamický tlak.



Obr. 2.16. Rozdíl mezi skutečnou a indikovanou rychlostí v závislosti na výšce

Z výrazu pro dynamický tlak $q = \frac{1}{2}\varrho V^2$ je patrné, že v různých výškách, kde je různá měrná hmota vzduchu ϱ, odpovídá stejnému údaji rychloměru různá skutečná rychlost. Obvykle jsou rychloměry cejchovány tak, že v nulové výšce MSA (mezinárodní standardní atmosféra) ukazuje rychloměr skutečnou rychlost vůči vzduchu. Ve větší výšce je pak údaj rychloměru nižší než skutečná rychlost. Ukazuje to obr. 2.16, kde jsou vyneseny rychlosti skutečné a rychlosti indikované (ukazovaná rychloměrem) v závislosti na výšce letu.

Ze zjednodušené rovnice pro vztlak $Y = G = c_y q S$ vyplývá, že dané hodnotě dynamického tlaku – a tedy i danému údaji rychloměru – odpovídá nezávisle na výšce určitá hodnota součinitele vztlaku c_y a tím i určitá hodnota klouzavosti $\frac{c_y}{c_x}$. Nejlepší klouzavosti dosáhneme tedy ve všech výškách při stejném údaji rychloměru. Podobně je tomu také s minimální klesavostí, minimální dopřednou rychlostí atd.



Obr. 2.17. Vliv váhy větroně na jeho rychlostní poláru

Stručně můžeme předešlé poznatky shrnout takto:

skutečné dopředné a klesací rychlosti vůči ovzduší se s výškou zvyšují, avšak rychlosti, ukazované rychloměrem a odpovídající např. maximální klouzavosti, minimální klesavosti, minimální dopředné rychlosti apod. se s výškou nemění a jsou dány rychlostní polárou pro nulovou výšku MSA.

Vliv váhy na rychlostní poláru

Rovnice (2.4), (2.7a) a (2.8a) ukazují, že klouzavost se s vahou nemění, avšak rychlosti dopředné i klesací se s rostoucí vahou zvětšují. Zvětšení rychlostí, způsobené zvýšením váhy větroně, je vidět na obr. 2.17, kde je vynesena polára větroně L-13 „Blaník" pro váhy $G = 400$ kg (sólo obsazení) a $G = 480$ kg (plné obsazení). Z obrázku je patrné, že pro správné využití výkonů větroně je nutno znát a používat poláru, která odpovídá letové váze větroně. Např. pokud by pilot chtěl letět na větroni ve dvojím obsazení pod nejlepším úhlem klouzání a letěl by rychlostí, kterou zjistil v poláře větroně s jedním pilotem ($G = 400$ kg), nedosáhl by maximální klouzavosti 1 : 28, nýbrž pouze 1 : 26,5. Podobně se také mění i minimální klesací rychlost a jí odpovídající rychlost dopředná. Z hlediska bezpečnosti letu je pak třeba si uvědomit, že také minimální dopředná rychlost s vahou roste. A na tomto případě se nejlépe ukazuje rozdíl mezi vlivem výšky a vlivem váhy: zvětšení váhy vede ke zvětšení minimální rychlosti, ukazované rychloměrem, naproti tomu zvětšením výšky se tato rychlost nemění.

Nejdůležitějším závěrem je tedy pro nás fakt, že změny letové váhy větroně (např. větroň s vodou a bez vody, větroň s jedním a dvěma piloty apod.) mají za následek změny minimální rychlosti, rychlosti odpovídající maximální klouzavosti a minimální klesavosti apod. Chceme-li bezpečně létat a plně využít výkonů větroně, pak musíme změny váhy v provozu respektovat.

Z obr. 2.17 je patrné, v čem spočívají výhody a nevýhody zvýšené váhy větroně nebo výhody a nevýhody většího plošného zatížení $\left(\frac{G}{S}\right)$. Hlavní výhoda větroně s větší vahou (větším plošným zatížením) je v tom, že při vyšších rychlostech je klesavost větroně menší, což při dobrých meteorologických podmínkách umožňuje dosažení vyšších přeletových rychlostí (maximální klouzavost se s vahou větroně nemění). Nevýhodou je nižší stoupání při kroužení, způsobené jednak zvýšením klesavosti větroně, jednak zvětšením poloměrů kroužení (viz kap. 1.5.8). V dobrých meteorologických podmínkách je tato nevýhoda málo významná, avšak v podmínkách horších, kdy jde často o to, udržet se „nahoře", může být příčinou předčasného přistání.

1.3.4. Vliv vysunutí vztlakových a brzdicích klapek na rychlostní poláru větroně

Oba vlivy jsou velmi důležité a rychlostní poláru rozhodujícím způsobem ovlivňují. Je tedy nutné se s nimi blíže seznámit.

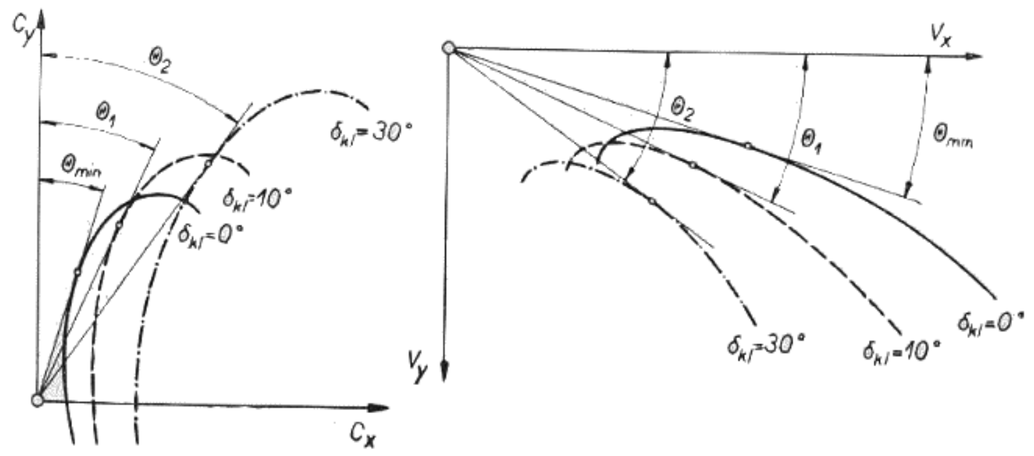
Rychlostní polára se vztlakovými klapkami

Vliv vychýlení vztlakových klapek je známý již z aerodynamiky. Vztlakové klapky zvyšují maximální součinitel vztlaku a zvětšují součinitel odporu. U větroňů je zvláště důležité, aby přírůstek odporu byl co nejmenší, aby se příliš nezvětšil úhel klouzání a tím i klesací rychlost. Proto se také u větroňů nejčastěji používá klapek štěrbinových, které dávají nejlepší výsledky ze všech již dříve uvedených typů vztlakových klapek.

Zvýšením maximálního součinitele vztlaku klesá minimální rychlost větroně. Proto je u vysokovýkonných větroňů, kde je užito většího plošného zatížení důležité, aby byly opatřeny účinnými vztlakovými klapkami.

Snížení rychlosti větroně je velmi užitečné při kroužení, neboť tím zmenšujeme poloměr zatáčky a můžeme pak lépe využít větší stoupací rychlosti v jádru stoupavého proudu (bližší viz kap. 1.5.8).

Snížení rychlosti je také velmi žádoucí při přistávání větroně, neboť čím je přistávací rychlost menší, tím je menší i potřebná dráha pro přistání. To je zvláště



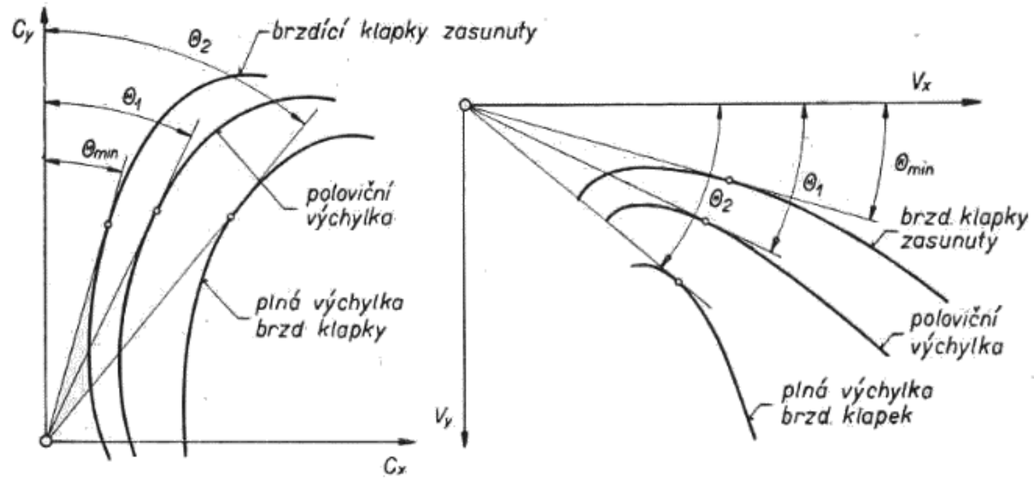
Obr. 2.18. Vliv vysunutí vztlakových klapek na rychlostní poláru

výhodné při přistávání větroňů do terénu, kdy bývá často pro přistání k dispozici jen krátká plocha.

Jak se projeví výchylka vztlakových klapek v aerodynamické poláře, vidíme na obr. 2.18. Vysunutím klapek se zvětší zakřivení profilu a tím nastane zvýšení součinitele vztlaku, ale také zvětšení součinitele odporu. Výsledek pro dvě polohy klapek je naznačen na obrázku. Polára se posunuje vpravo a nahoru.

V rychlostní poláře se vliv vysunutí vztlakových klapek projeví zvětšenlm úhlu klouzání, posunutím nejmenší rychlosti doleva (tedy zmenšením minimální rychlosti) a zvětšením minimální klesací rychlosti.

U každého větroně, vybaveného vztlakovými klapkami, bývá několik poloh vysunutí vztlakových klapek, nejvýhodnějších pro daný účel.



Obr. 2.19. Vliv vysunutí brzdicích klapek na rychlostní poláru

První poloha klapek bývá zpravidla pro kroužení a zkrácení délky rozjezdu při startu. Zde zvláště vystupuje důležitost uvedeného požadavku co největšího zvýšení součinitele vztlaku při co nejmenším zvýšení součinitele odporu. Výchylky klapek bývají v rozmezí 6—15° a jsou pro každý větroň individuální.

Druhá poloha klapek bývá pro přistání, kdy je velmi žádoucí co nejvíce snížit přistávací rychlost (co největší součinitel vztlaku) a zvětšit úhel klouzání (čili zvětšit odpor větroně). Velikosti těchto výchylek bývají u větroňů do 30°.

Rychlostní poláry některých našich větroňů s vysunutými klapkami jsou na obr. 2.37, 2.43, 2.45.

Rychlostní polára větroně s brzdicími klapkami

Vliv brzdicích klapek známe z aerodynamiky. Zvětšují odpor větroně a tím i jeho úhel klouzání. Dále snižují celkový dosažitelný součinitel vztlaku tím, že ruší obtékání kolem křídla. Pro udržení ustáleného klouzavého letu při bezpečné manévrovací rychlosti je tedy nutné poněkud zvětšit rychlost klouzání, což je určitá nevýhoda.

Vysunutím brzdicích klapek se aerodynamická polára změní tak, jak je naznačeno na obr. 2.19. Vidíme, že například nejmenší úhel klouzání se velmi zvětší, což závisí na velikosti výchylky brzdicích klapek. V rychlostní poláře se vliv vysunutí brzdicích klapek projeví tak, jak je naznačeno na témže obrázku.

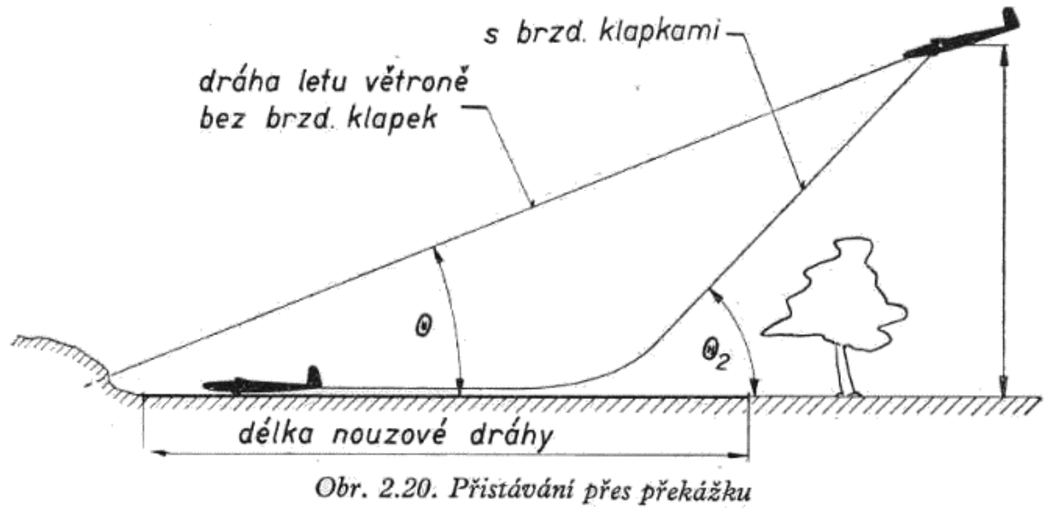
Zvětšený úhel klouzání je u větroňů zvláště výhodný při přistávání do terénu na omezené plochy přes vysoké překážky apod. (obr. 2.20). Větroň bez brzdicích

klapek by vůbec nemohl přistát (plochu by přeletěl), zatímco větroň vybavený brzdicími klapkami dobře přistane.

Bez účinných brzdicích klapek je těžké si představit i přistávání dnešních vysokovýkonných větroňů na letišti. Při malých úhlech klouzání je velmi ztížený odhad na přistání. Pilot větroně by musel nasazovat na přistání z velké vzdálenosti, nebo by musel poslední zatáčku provádět nebezpečně nízko.

Brzdicí klapky na křídle pro svou nedokonalost (obtížné utěsnění apod.) zhoršují klouzavost větroně. Proto někteří konstruktéři použili brzdicích padáčků v zadní části trupu větroně pro zvětšení odporu a tím i úhlu klouzání. Regulace úhlu klouzání je však příliš těžkopádná a proto se padáčku užívá zpravidla jen pro případ největší nouze, jako doplněk účinku brzdicích klapek.

Rychlostní poláry větroně „Pionýr" a „Blaník" s vysunutými brzdicími klapkami jsou na obr. 2.35 a 2.37.



Obr. 2.20. Přistávání přes překážku

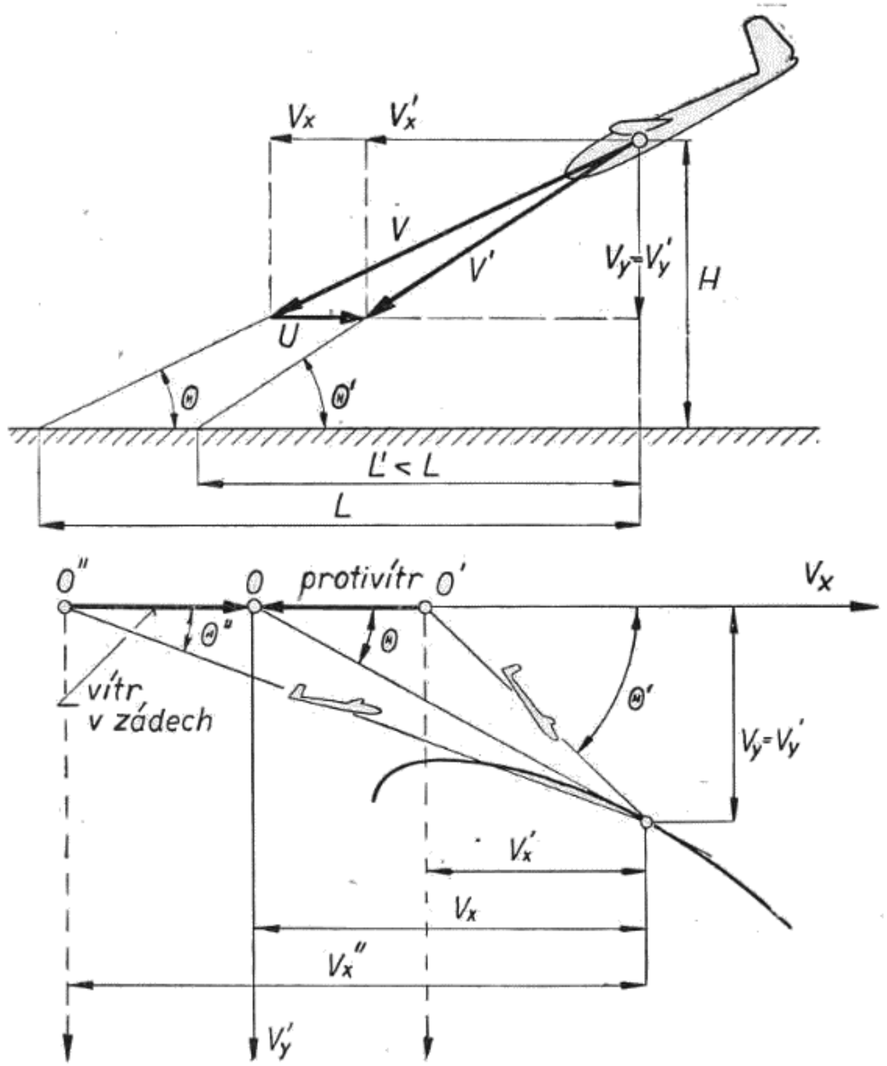
1.4. VYUŽITÍ RYCHLOSTNÍ POLÁRY

Jak jsme již poznali v předcházejících kapitolách, udává rychlostní polára výkony větroně, tj. závislost mezi dopřednou a klesací rychlostí vůči ovzduší. V praxi nás však zajímá pohyb větroně vůči zemi. Bude-li ovzduší klidné, tj. když se vzduch vůči zemi nebude pohybovat, budou rychlosti větroně vůči ovzduší i vůči zemi shodné. Z poláry větroně můžeme pak přímo odečíst jeho dopřednou a klesací rychlost vůči zemi.

Delší lety větroňů však umožňuje jen využívání stoupavých proudů vzduchu, v nichž větroň získává výšku. Stoupavé proudy jsou pohybem vzduchu vůči zemi ve svislém směru, zatímco vítr je vodorovným pohybem vzduchu vůči zemi. Větroň, nacházející se v těchto proudech, je jimi unášen. Výsledný pohyb větroně vůči zemi je pak dán součtem pohybů větroně vůči ovzduší a ovzduší vůči zemi.

1.4.1. Vliv větru na použití rychlostní poláry

Abychom snadněji pochopili vliv větru na pohyb větroně, porovnejme jeho let v klidném ovzduší a při protivětru (obr. 2.21). Větroň letí rychlostí V (údaj rychloměru) a pohybuje se vůči



Obr. 2.21. Vliv větru na rychlostní poláru

vzduchu horizontální rychlostí V_x a klesací rychlostí V_y (údaj variometru). V klidném ovzduší uletí z výšky H vzdálenost L, což odpovídá klouzavosti L/H a úhlu klouzání Θ. Letí-li větroň rychlostí V (údaj rychloměru) proti větru o rychlosti U, je výsledná rychlost větroně vůči zemi V_x' dána rozdílem obou rychlostí:

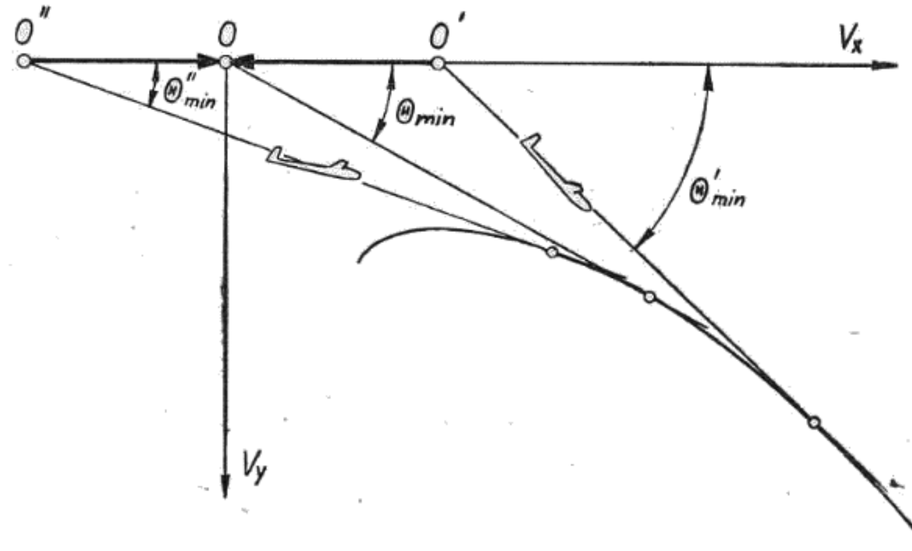
$$V_x' = V_x - U \qquad (2.10)$$

Protože klesací rychlost větroně vůči zemi ($V_y = V_y'$) se vlivem větru nezmění, uletí větroň z dané výšky H menší vzdálenost L'. Úhel klouzání se přitom *zvětší* na Θ' a klouzavost se *zmenší* na L'/H. Této nové klouzavosti vůči zemi říkáme *relativní klouzavost větroně.*

Poznámka: Protože úhly klouzání Θ bývají u větroňů malé, můžeme za horizontální rychlosti V_x považovat přímo rychlosti letu V, měřené rychloměrem. Můžeme tedy rovnici zjednodušit na tvar

$$V' \doteq V - U \qquad (2.10a)$$

Výsledná rychlost větroně vůči zemi bude tedy při letu proti větru prakticky dána rozdílem rychlosti letu V (údaj rychloměru) a rychlosti větru U. Při letu po větru je tomu naopak. Rychlosti se sčítají a relativní klouzavost roste.

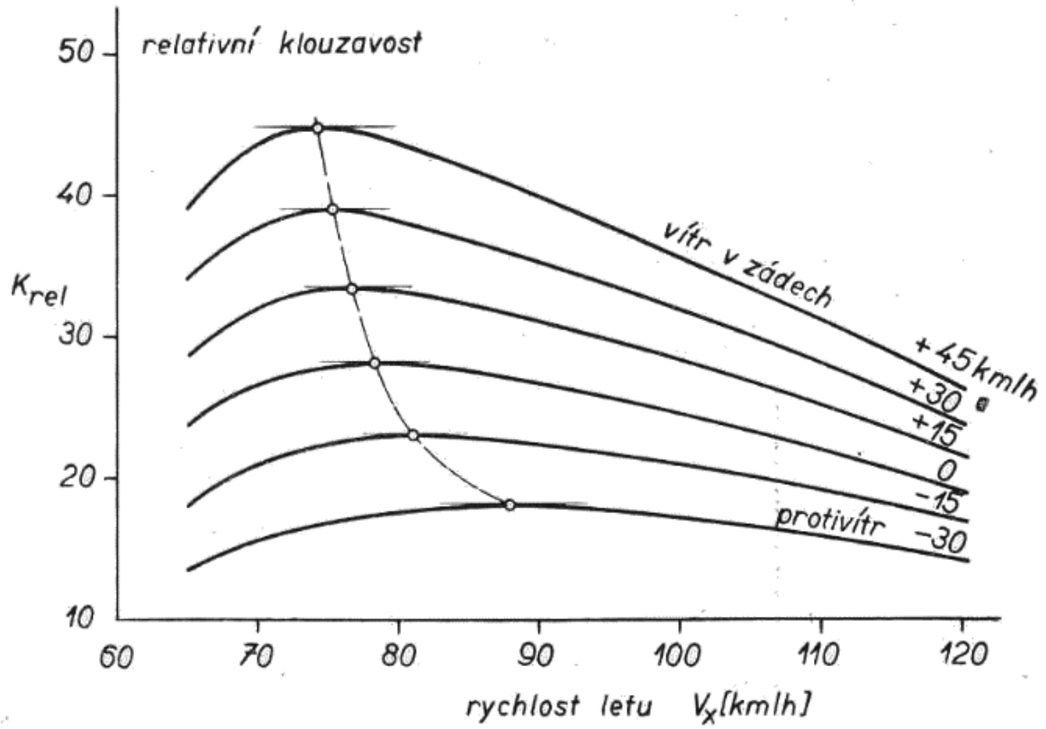


Obr. 2.22. Stanovení optimálních rychlostí s vlivem větru

V *rychlostní poláře* si vliv protivětru znázorníme posunutím počátku o rychlost protivětru v měřítku rychlosti V_x napravo do nového počátku O'. Rychlosti měřené z nového počátku O' jsou pak rychlosti větroně vůči zemi – dopředná V_x' a klesací V_y'. Rychlost letu, udávaná rychloměrem, je měřena z původního počátku O ($V_x = V$). Při letu po větru posunujeme počátek O'' doleva.

S rychlostní polárou s vlivem větru s novým počátkem pracujeme tak, jako s rychlostní polárou v klidném ovzduší. Chceme-li například stanovit při letu proti větru nebo při letu po větru optimální klouzavý úhel vůči zemi, vedeme z posunutého počátku O' (protivítr) nebo O'' (vítr v zádech) tečnu k rychlostní poláře (obr. 2.22). Dotykové body tečen pak udávají rychlosti letu V (měřené rychloměrem a odečítané od počátku O,) při kterých větroň z dané výšky při uvažovaném větru nejdále doletí. Vidíme, že vzdušná

rychlost větroně, odpovídající jeho nejlepší relativní klouzavosti, tj. největší klouzavosti vůči zemi při větru, neodpovídá již optimální rychlosti při letu v klidném ovzduší. *K dosažení nejlepší klouzavosti musíme při protivětru letět rychleji* (podle údaje rychloměru). V tomto případě i větší odchylka od správné rychlosti má jen malý vliv na zhoršení relativní klouzavosti (rychlostní polára je v této oblasti



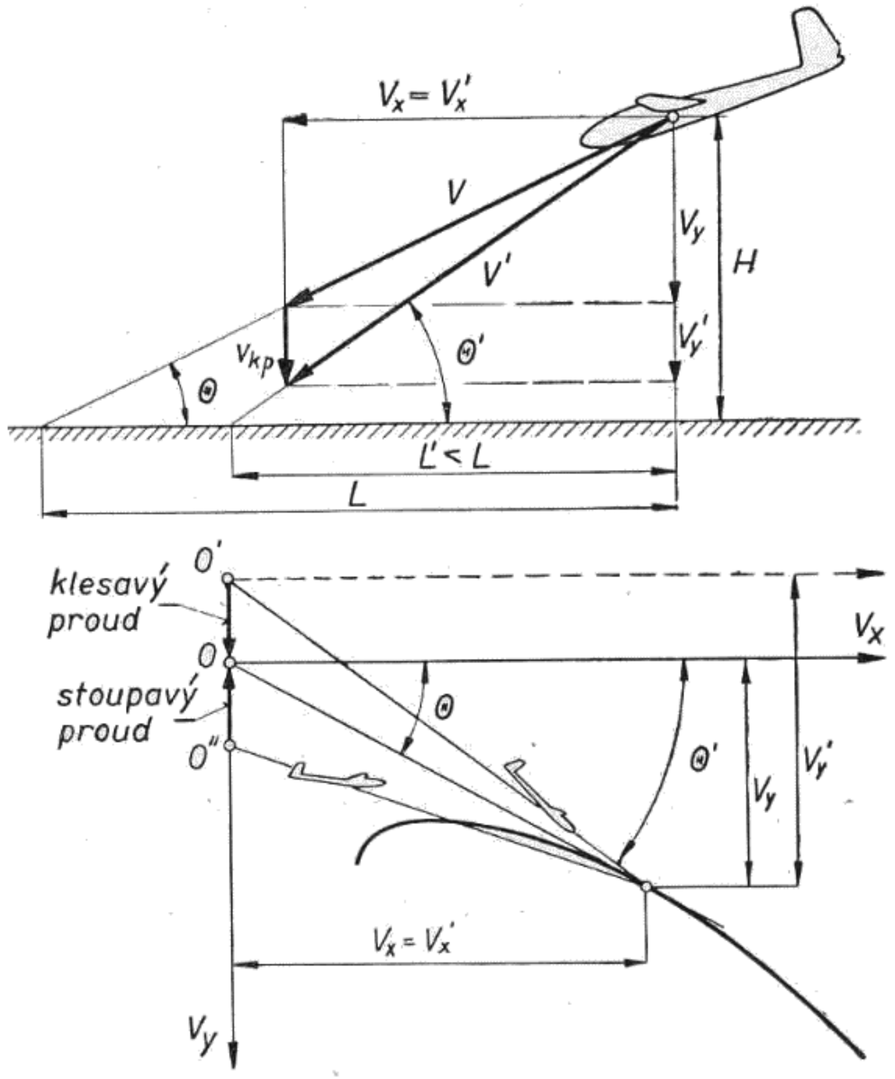
Obr. 2.23. Závislost relativní klouzavosti, rychlosti letu a síly větru

poměrně plochá.) *Při větru v zádech je třeba letět pomaleji.* Největší relativní klouzavost je již citlivější na dodržení správné rychlosti letu. Je to způsobeno větším zakřivením rychlostní poláry v oblasti dotyku tečny. Z obrázků vidíme, že rychlost pro nejlepší relativní klouzavost s větrem v zádech nemůže být menší, než je rychlost pro nejmenší klesavost (která je dána dotykovým bodem tečny, rovnoběžné s osou V_x).

Z rychlostní poláry daného větroně můžeme stanovit pro libovolnou rychlost větru jeho relativní klouzavost. Vynášíme ji do diagramu v závislosti na rychlosti větru a rychlosti letu (obr. 2.23). Dotykové body tečen, vedených rovnoběžně s osou rychlosti letu, udávají největší optimální hodnoty relativní klouzavosti, příslušné jednotlivým rychlostem větru. Při větru v zádech posouvá se optimum K_{rel} směrem k menším rychlostem letu (údaj rychloměru), při protivětru naopak k rychlostem větším. Z průběhu křivek vidíme, že při větru v zádech je relativní klouzavost mnohem citlivější na dodržení správné rychlosti letu (vrchol čáry je více zakřiven) než při letu proti větru (plochý vrchol křivky).

1.4.2. Vliv stoupavých a klesavých proudů na použití rychlostní poláry

Větroň během přeletu prolétává v přímém letu též vzdušnými stoupavými i klesavými proudy. Jako v předešlém si musíme uvě-



Obr. 2.24. Vliv vertikálních vzdušných proudů na rychlostní poláru

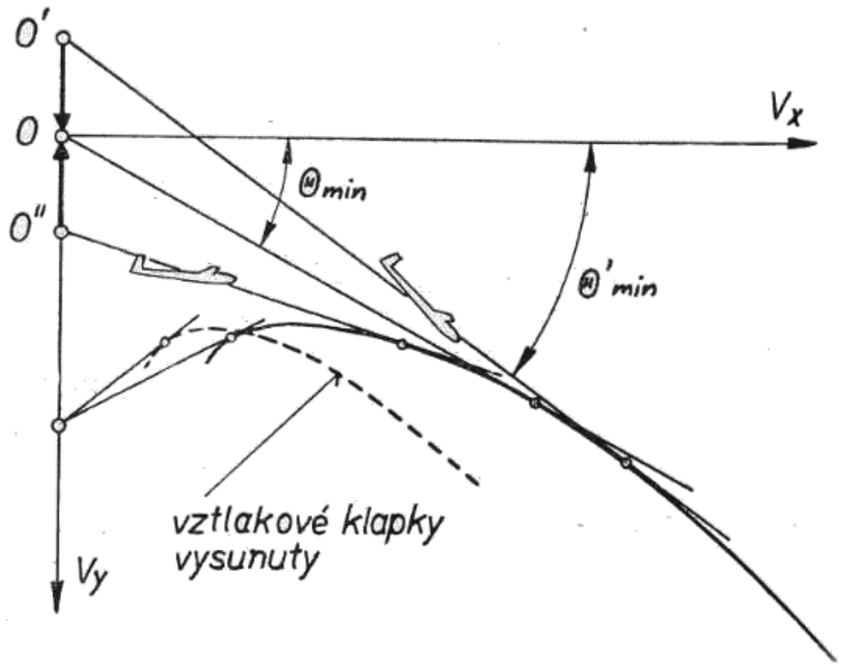
domit, že výsledná rychlost větroně vůči zemi je dána součtem rychlosti klouzání a rychlosti stoupavého nebo klesavého proudu. Na obr. 2.24 nahoře je naznačeno skládání obou rychlostí v klesavém proudu. Z obrázku vidíme, že klesavý proud zvyšuje klesací

rychlost větroně vůči zemi z hodnoty vlastní klesavosti větroně V_y na hodnotu V_y' (údaj variometru).

$$V_y' = V_y + v_{kp}$$

kde v_{kp} je rychlost klesavého proudu.

Dopředná rychlost větroně vůči zemi se nezmění ($V_x = V_x'$). Zvětšením klesací rychlosti větroně vůči zemi při nezměněné do-



Obr. 2.25. Stanovení optimálních rychlostí s vlivem vertikálních vzdušných proudů

předné rychlosti se zvětší úhel klouzání na hodnotu Θ'. Z dané výšky H uletí větroň menší vzdálenost L', takže *jeho relativní klouzavost*, daná poměrem L'/H, *se zmenší.*

Při průletu stoupavým proudem se naopak *relativní klouzavost zvětší.* Dosáhne-li stoupavý proud rychlosti V_y, poletí větroň vodorovně. Převýší-li V_y, bude větroň stoupat. V rychlostní poláře si vliv stoupavých nebo klesavých proudů opět znázorníme posunutím počátku souřadnic (obr. 2.24 dole).

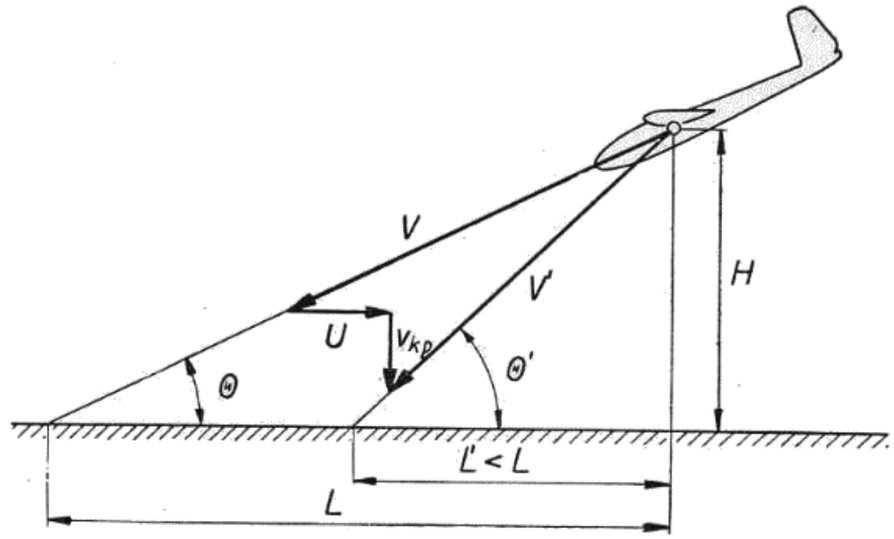
Při letu v klesavém proudu posuneme počátek ve směru osy V_y o hodnotu, danou velikostí klesavého proudu v_{kp} nahoru. Při letu ve stoupavém proudu posuneme počátek dolů.

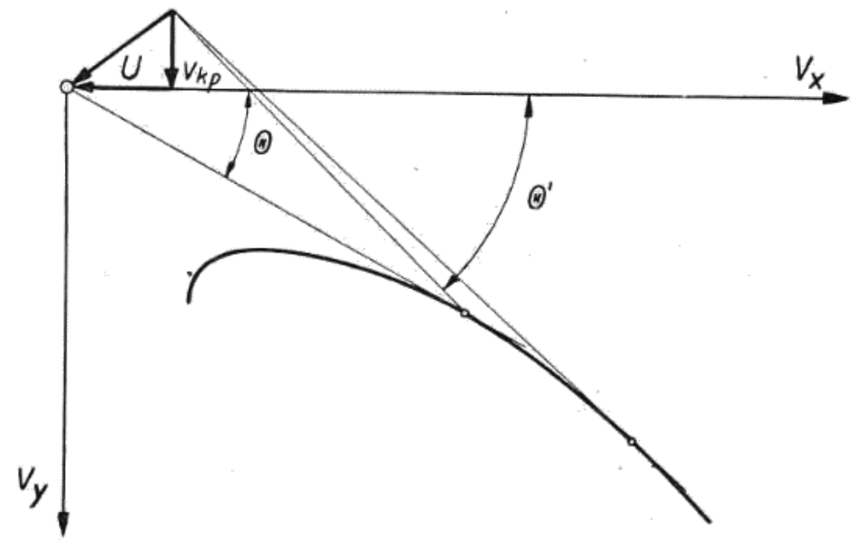
Pozor: nutno vynášet skutečné rychlosti vertikálních proudů, nikoliv údaj variometru!

Rychlosti, měřené z nových počátků jsou pak rychlostmi větroně vůči zemi – klesací V_y' a dopředná V_x'. (Rychlost letu

udávaná rychloměrem V je opět měřena z původního počátku O.)

Optimální klouzavost větroně při letu v klesavém nebo stoupavém proudu stanovíme opět vedením tečny z nových počátků O'





Obr. 2.26. Vliv větru a vertikálních proudů na rychlostní poláru

(klesavý proud) a O'' (stoupavý proud) k poláře (obr. 2.25). Z obrázku vidíme, že v klesavém proudu musíme k dosažení největší relativní klouzavosti letět rychleji (podle údaje rychloměru), ve stoupavém proudu pomaleji. Přitom je třeba si uvědomit, že v klesavém proudu není třeba stanovenou rychlost příliš přesně dodržovat.

Rychlostní polára je v této oblasti poměrně plochá. Naopak při letu ve stoupavém proudu je největší relativní klouzavost na dodržování stanovené rychlosti velmi citlivá.

Poznámka: Při průletu silného stoupavého proudu vychází nejvýhodnější rychlost do oblasti minimální rychlosti. Pak je výhodné vysunout vztlakové klapky (viz obr. 2.25).

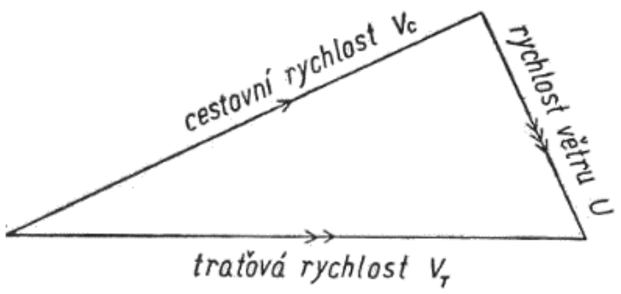
V plachtařské praxi bývá častý případ, kdy se vyskytují společně oba vlivy. Situace je zcela obdobná. Oba vlivy sečteme – dostaneme nový počátek souřadnic. Chceme-li jako v předešlém stanovit největší relativní klouzavost, vedeme opět tečnu k původní rychlostní poláře. Dotykový bod udává rychlost pro tuto největší relativní klouzavost (obr. 2.26). Jako příklad je na obrázku zakreslen vliv protivětru a klesavého proudu. Vidíme, že větroň uletí ještě menší vzdálenost, než tomu bylo v předchozích případech (obr. 2.26 nahoře) a příslušná nejvýhodnější rychlost letu je ještě větší.

Kontrolní otázky

1. Vysvětlete vliv větru na použití rychlostní poláry!
2. Vysvětlete vliv stoupavých a klesavých proudů na použití rychlostní poláry!

1.4.3. Použití rychlostní poláry při přeletu*)

Při letech na vzdálenost, kdy v době trvání termiky chceme doletět co nejdále i při cílových rychlostních přeletech na přímých, lomených i uzavřených tratích, je naší snahou docílit co největší traťové (přeletové) rychlosti. Traťová rychlost V_T je průměrná rychlost, kterou se pohybuje větroň při přeletu nad terénem. Je dána vektorovým součtem rychlosti větru U a cestovní rychlosti větroně V_c (obr. 2.27). Je zřejmé, že za dané rychlosti větru závisí velikost traťové rychlosti na dosažené cestovní rychlosti větroně. Cestovní rychlost je průměrná rychlost vůči ovzduší, kterou se větroň pohybuje na určité delší trati bez ztráty výšky. Jinak řečeno, je to průměrná rychlost, kterou by se větroň pohyboval nad terénem za úplného bezvětří.

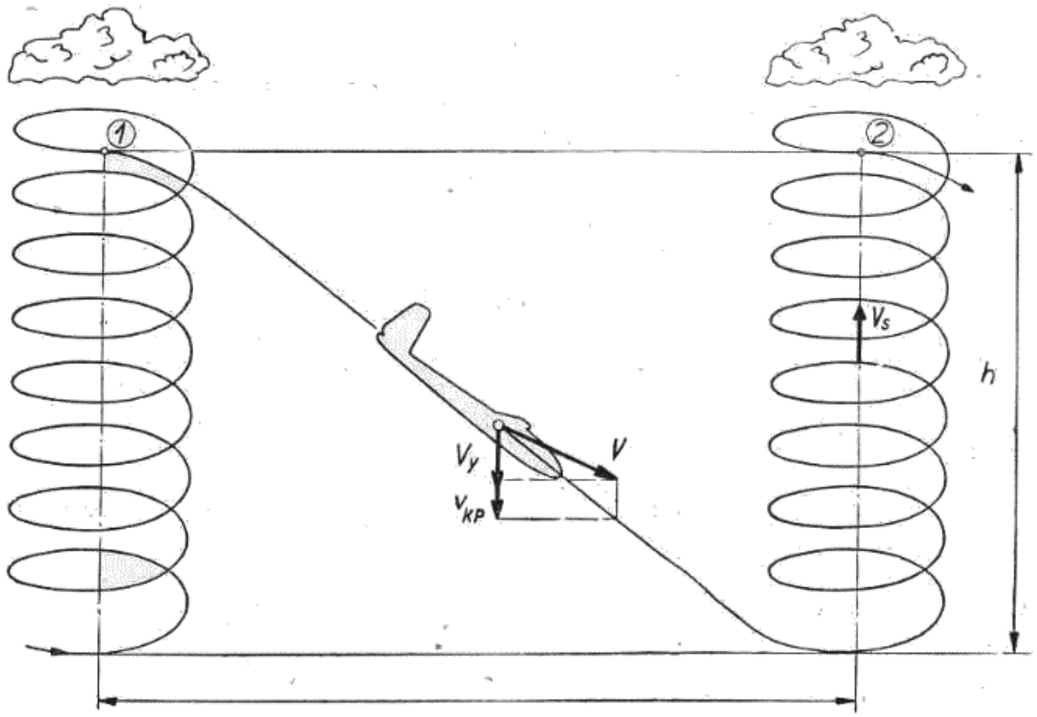


Obr. 2.27 Určení traťové (přeletové) rychlosti větroně

*) Stať „Použití rychlostní poláry při přeletu" je určena výkonným plachtařům.

Velikost cestovní rychlosti závisí na meteorologických podmínkách, na kvalitě použitého větroně a na tom, jak dokonale umí pilot dané meteorologické podmínky a kvality větroně využít. Využití meteorologických podmínek a vlastností větroně je otázkou taktiky letu. V této kapitole si některé otázky taktiky přeletu, spadající do oboru mechaniky letu blíže vysvětlíme.

Nejprve si odvodíme matematické vztahy pro výpočet cestovní rychlosti. Představme si zjednodušenou situaci na přeletu, znázorněnou na obr. 2.28. Větroň po získání výšky ve stoupavém proudu



Obr. 2.28 Zjednodušené znázornění přeletu v termice

letí z místa *1* přeskokovou rychlostí V k dalšímu stoupavému proudu. Přitom prolétává sestupným proudem o rychlosti v_{kp}. Výsledná klesací rychlost větroně bude zřejmě dána součtem rychlosti klesavého proudu v_{kp} a vlastní klesací rychlostí větroně V_y, odpovídající přeskokové rychlosti V (výslednou klesací rychlost ukazuje variometr). Výšku h, kterou pilot ztratil při přeskoku, získá opět kroužením ve stoupavém proudu a dosáhne bodu *2*, který je ve vzdálenosti s od bodu *1*. Rychlost stoupání při kroužení V_s je dána rozdílem rychlosti stoupavého proudu v_{sp} a klesací rychlosti větroně při kroužení V_{yk}. ($V_s = v_{sp} - V_{yk}$; ukazuje ji variometr).

Čas klouzavého letu je:

$$t = \frac{h}{v_{kp} + V_y} \tag{2.11}$$

čas, potřebný k získání výšky:

$$t_k = \frac{h}{V_s} \tag{2.12}$$

K proletění vzdálenosti s a k opětnému získání výšky h potřeboval větroň čas $t + t_k$. Průměrná cestovní rychlost mezi body *1* a *2* bude proto dána výrazem:

$$V_c = \frac{s}{t + t_k} \tag{2.13}$$

Vyjádřením vzdálenosti s, vztahem $s = V \cdot t$ a dosazením z rovnic (2.11) a (2.12) přejde rovnice (2.13) na tvar:

$$V_c = \frac{V \cdot t}{t + t_k} = \frac{V \cdot \dfrac{h}{v_{kp} + V_y}}{\dfrac{h}{v_{kp} + V_y} + \dfrac{h}{V_s}}$$

Vynásobením čitatele i jmenovatele hodnotou $\dfrac{(v_{kp} + V_y) \cdot V_s}{h}$ a úpravou dostaneme konečný tvar výrazu pro cestovní rychlost:

$$V_c = \frac{V}{1 + \dfrac{v_{kp} + V_y}{V_s}} \tag{2.14}$$

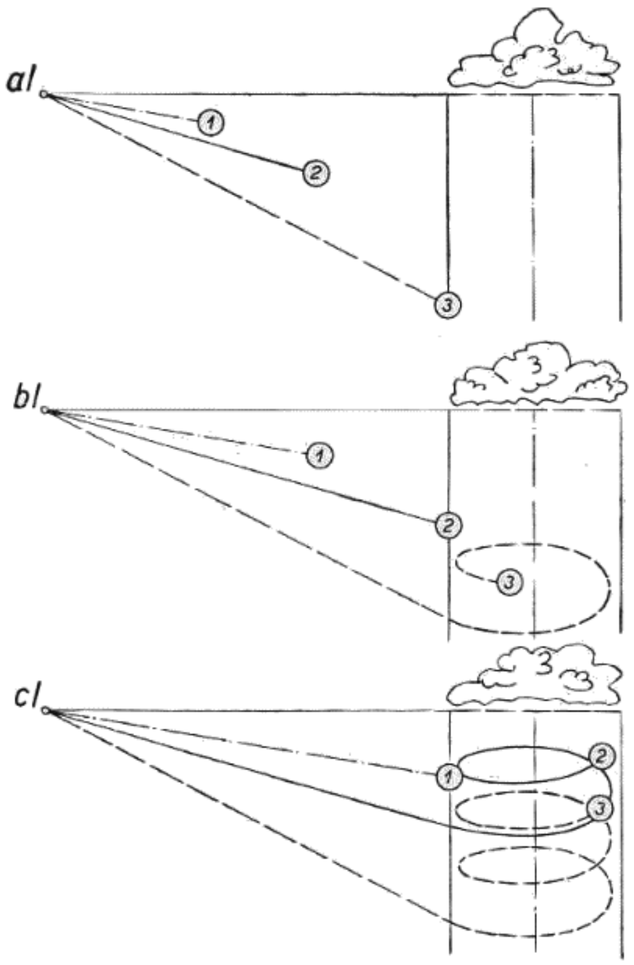
Tento vztah uveřejnil Polák inž. W. Kasprzyk již před druhou světovou válkou. Rozeberme si podrobně tento výraz a zhodnoťme vliv jednotlivých činitelů na velikost cestovní rychlosti.

1. Se vzrůstající průměrnou rychlostí stoupání při kroužení V_s se bude cestovní rychlost V_c zvětšovat. (Vyplývá to z toho, že se zvětšující se velikostí V_s se zmenšuje velikost jmenovatele $1 + \dfrac{v_{kp} + V_y}{V_s}$). U daného větroně roste rychlost stoupání V_s se zvětšující se rychlostí stoupavého proudu. Při srovnávání větroňů různých kvalit bude mít při stejné rychlosti stoupavého proudu větší rychlost stoupání V_s ten větroň, který má menší klesací rychlost při kroužení V_{yk}.
2. Zvětší-li se rychlost klesavých proudů mezi stoupavými proudy v_{kp}, zmenší se cestovní rychlost V_c. (Se zvětšováním v_{kp} se zvětšuje velikost jmenovatele $1 + \dfrac{v_{kp} + V_y}{V_s}$).

3. Vliv zbylých dvou členů rovnice, přeskokové rychlosti V a klesací rychlosti V_y není možno posuzovat odděleně, neboť každé přeskokové rychlosti větroně V odpovídá jediná hodnota klesací rychlosti V_y. Závislost klesací rychlosti větroně na přeskokové rychlosti je udána v rychlostní poláře větroně.

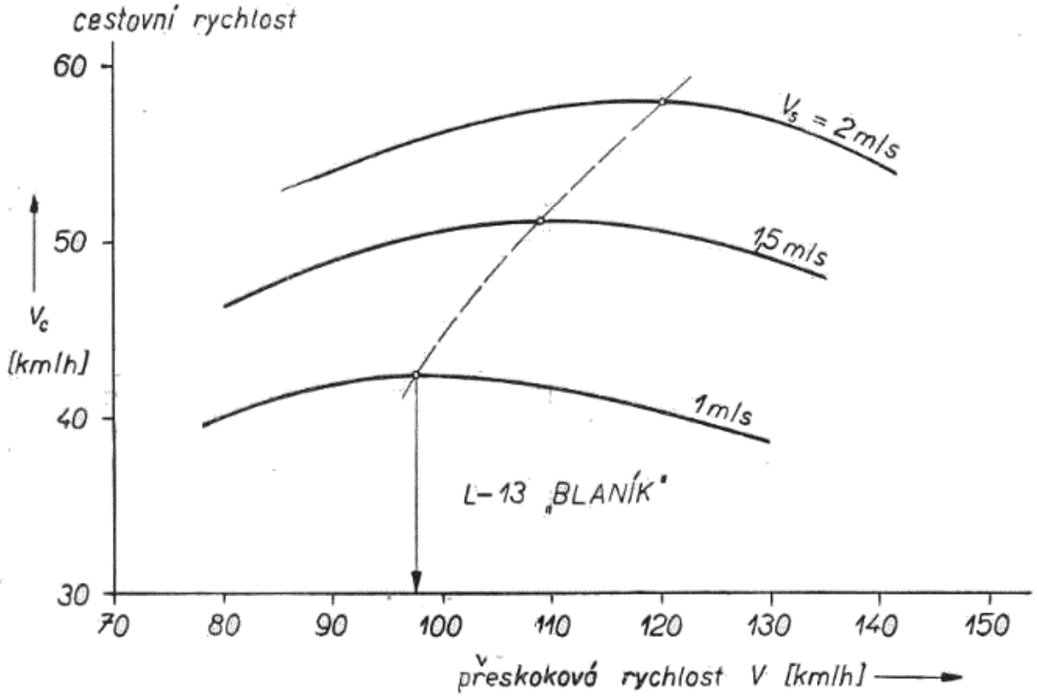
Porovnáváme-li navzájem dva větroně různých kvalit, vyplývá z rovnice (2.14), že za stejných meteorologických podmínek dosáhne větší cestovní rychlosti ten větroň, který při dané klesací rychlosti poletí rychleji, nebo obráceně, který při stejné rychlosti přeskoku bude mít menší klesací rychlost. Předpokládáme při tom ovšem, že rychlosti stoupání při kroužení ve stoupavém proudu budou u obou větroňů stejné.

U daného větroně není vzhledem k vzájemné závislosti rychlostí V a V_y vliv přeskokové rychlosti na cestovní rychlost z rovnice (2.14) přímo patrný a proto si problém rozebereme blíže. Představme si situaci, naznačenou na obr. 2.29. Tři stejné větroně (i váhově) začnou ze stejného místa klouzat ke stoupavému proudu. Každý z pilotů volí jinou přeskokovou rychlost, kterou stále dodržuje. První letí rychlostí, odpovídající nejlepšímu klouzání v klidném ovzduší, druhý letí rychleji a třetí nejrychleji. Na obr. 2.29a je znázorněn okamžik, kdy větroň *3*, jehož pilot zvolil největší přeskokovou rychlost, právě dolétl ke stoupavému proudu. Větroně *1* a *2* letící pomaleji se ke stoupavému proudu teprve blíží. Z obrázku je zřejmé, že větroň *3*, letící nejrychleji, ztratí při přeskoku více



Obr. 2.29. Vliv přeskokové rychlosti na cestovní rychlost větroně

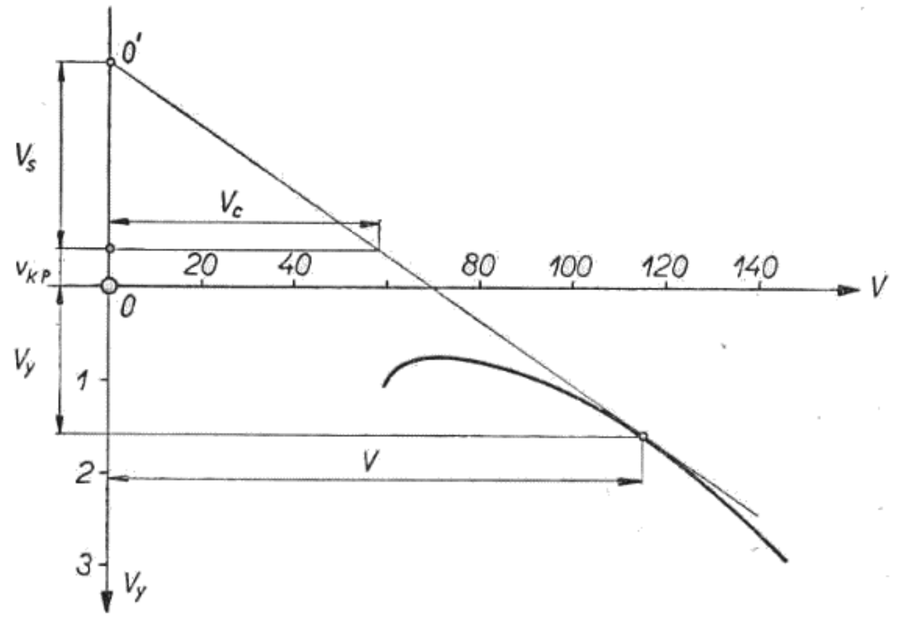
výšky, než větroně *1* a *2*. Po určité době doletí ke stoupavému proudu větroň *2* (obr. 2.29b). Větroň *3* získal zatím kroužením určitou výšku, ale ztráta výšky, způsobená příliš velkou přeskokovou rychlostí byla tak veliká, že v daném okamžiku je níž než větroň *2*. Konečně obr. 2.29c zachycuje větroně v okamžiku, kdy i větroň *1*, letící optimální rychlostí klouzání, dosáhl stoupavého proudu. Větroň *2* zatím kroužením získal větší výšku, než s jakou dolétl větroň *1*.



Obr. 2.30. Závislost cestovní rychlosti na přeskokové rychlosti větroně

Větroň *3* vzhledem k počáteční velké ztrátě výšky je nejníže. Jelikož při kroužení stoupají větroně stejnou rychlostí, dosáhne původní výšky nejdříve větroň *2*. Protože uletěl danou vzdálenost a získal původní výšku v nejkratším čase, dosáhne i největší cestovní rychlosti. Z příkladu je zřejmé, že existuje určitá nejvýhodnější přeskoková rychlost, při které je za daných meteorologických podmínek cestovní rychlost největší. Chceme-li pro daný větroň tuto nejvýhodnější přeskokovou rychlost stanovit, dosadíme si do rovnice (2.14) pro různé rychlosti stoupání při kroužení a různé velikosti klesavých proudů mezi stoupavými proudy řadu přeskokových rychlostí a jim odpovídajících rychlostí klesání a vypočteme příslušné cestovní rychlosti. Závislost cestovní rychlosti na přeskokové rychlosti si pak vyneseme do diagramu, z kterého můžeme pro zvolené hodnoty V_s a v_{kp} nejvýhodnější přeskokovou rychlost odečíst.

Tímto způsobem získaný diagram závislostí cestovní rychlosti V_c na přeskokové rychlosti V je pro větroň „Blaník" uveden na obr. 2.30. Při jeho výpočtu byla za rychlost klesavých proudů dosazována hodnota $v_{kp} = 0{,}2\,V_s$. Z obrázku vidíme, že např. pro předpokládanou průměrnou rychlost stoupání při kroužení $V_s = 1$ m/s dosáhneme největší cestovní rychlosti, poletíme-li přeskokovou rychlostí $V = 97$ km/h. Cestovní rychlost přitom bude $V_c = 42$ km/h.

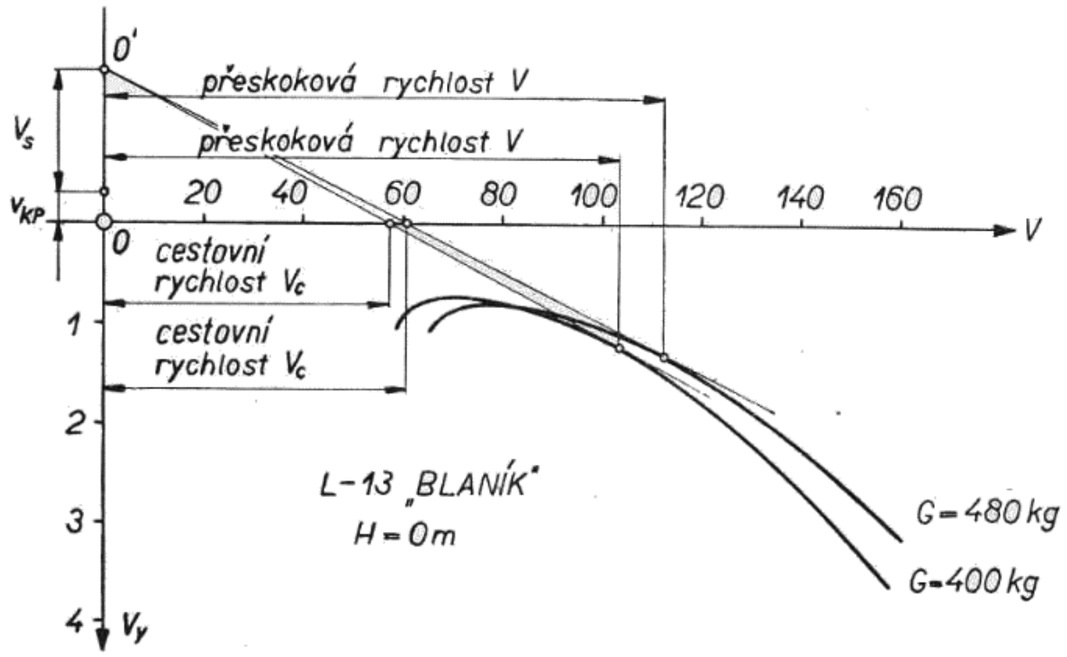


Obr. 2.31. Stanovení nejvýhodnější přeskokové rychlosti a cestovní rychlosti větroně

Poletíme-li při přeskoku rychleji nebo pomaleji, bude dosažená cestovní rychlost nižší. Vzhledem k plochému vrcholu křivky budou však mít menší odchylky od nejvýhodnější přeskokové rychlosti za následek jen nepatrné zhoršení cestovní rychlosti. To je velmi výhodné, neboť pilot nemusí při přeskoku rychlost letu příliš přesně dodržovat a může věnovat svou pozornost navigaci a sledování vývoje počasí. Z obrázku je dále patrno, že větší očekávané rychlosti stoupání odpovídá vyšší nejvýhodnější přeskoková rychlost a že se zvětšující se rychlostí stoupání roste cestovní rychlost a naopak. Velikost cestovní rychlosti V_c, příslušející daným hodnotám V_s, v_{kp} a V můžeme však stanovit poměrně jednodušeji grafickým řešením rovnice (2.14). Jednoduchou úpravou převedeme rovnici (2.14) na tvar:

$$\frac{V_c}{V_s} = \frac{V}{V_s + v_{kp} + V_y} \qquad (2.15)$$

Takto upravená rovnice představuje rovnost podílů rychlostí a lze ji graficky řešit podobností trojúhelníků. Řešení je uvedeno na obr. 2.31 a záleží v tom, že v rychlostní poláře větroně vyneseme na osu V_y nahoru od počátku O součet rychlostí $(v_{kp} + V_s)$ a z nově získaného počátku O' vedeme spojnici k bodu poláry, odpovídajícímu zvolené přeskokové rychlosti V. Srovnáním s rovnicí (2.15)



Obr. 2.32. Vliv váhy na cestovní rychlost větroně

vyplývá, že cestovní rychlost V_c je dána druhou odvěsnou pravoúhlého trojúhelníka, jehož první odvěsnou je rychlost stoupání při kroužení V_s. Z obrázku je patrno, že cestovní rychlost bude největší v případě, že z bodu O' vedeme k poláře tečnu a že dotykový bod tečny určuje nejvýhodnější přeskokovou rychlost za daných podmínek.

Při přeletu v termice nezávisí nejvýhodnější přeskoková rychlost na síle a směru větru, neboť vítr unáší stejnou rychlostí větroň i stoupavé a klesavé proudy.

Při přeletu, kdy k získání výšky využíváme několika pásem stoupání v dlouhé vlně, které se při větru vůči zemi nepohybují, stanovíme nejvýhodnější přeskokovou rychlost obdobným způsobem, ovšem s tím rozdílem, že počátek souřadnic v rychlostní poláře posuneme ještě o velikost rychlosti větru doleva nebo doprava podle toho, letíme-li s větrem v zádech nebo proti němu. V tomto případě nám rychlost, stanovená obdobným způsobem, jako cestovní rych-

lost při přeletu v termice, avšak měřená od přímky rovnoběžné s osou V_y a jdoucí novým počátkem O' představuje traťovou (přeletovou) rychlost větroně vůči zemi. Přeskoková rychlost se měří od původní osy V_y a její nejvýhodnější hodnota závisí na rychlosti a směru větru. Je třeba upozornit, že ve skutečnosti je určení nejvýhodnější přeskokové rychlosti v tomto případě značně problematické vzhledem k tomu, že klesavé proudy mezi vzestupnými pásmy jsou velmi intenzívní a jejich velikost se během přeskoku značně mění.

Uvedené grafické řešení nám dovoluje nejen snadné a rychlé určení nejvýhodnější přeskokové rychlosti, ale i kvantitavní posouzení vlivu jednotlivých prvků na velikost cestovní rychlosti, o kterých jsme se již stručně zmínili při rozboru rovnice (2.14). Jako příklad uveďme stanovení vlivu vyšší letové váhy (vyššího plošného zatížení) na velikost cestovní rychlosti větroně Blaník (obr. 2.32). Pro jednoduchost vedeme v příkladě tečnu ze stejného počátku O', čímž zanedbáváme vyšší klesací rychlost a tím i menší rychlost stoupání těžšího větroně při kroužení.

Za letu by však i tento grafický způsob stanovení nejvýhodnější přeskokové rychlosti byl pro pilota příliš náročný. Proto si přeskokové rychlosti stanovíme předem a vyneseme je do vhodných diagramů, tabulek nebo kalkulátorů, z kterých můžeme nejvýhodnější přeskokovou rychlost, odpovídající daným povětrnostním podmínkám za letu snadno odečíst. Dokonalejší pomůckou je Mac Readyho kroužek, podle kterého můžeme během přeskoku upravovat přeskokovou rychlost i podle okamžité velikosti klesavých proudů.

Velmi závažným nedostatkem při praktickém stanovení nejvýhodnější přeskokové rychlosti je to, že je založeno na odhadu průměrné rychlosti stoupání ve stoupavém proudu, do kterého teprve přiletíme. Je třeba zdůraznit, že jde o průměrnou rychlost stoupání během celého výstupu ve stoupavém proudu (kroužení). Při stálém počasí a menších změnách výšky letu může být odhad průměrné rychlosti stoupání dosti přesný a spolehlivý, při nestálém počasí je však i pro zkušeného pilota značným problémem. Odhad průměrné rychlosti stoupání je velmi ztížen v případech, kdy se rychlost stoupavých proudů s výškou značně mění. V tomto případě musíme přeskokovou rychlost volit i s ohledem na délku přeskoku, na které závisí ztráta výšky během přeskoku a tím i průměrná rychlost stoupání. Jsou-li stoupavé proudy blízko sebe a máme-li dostatek výšky, abychom mohli délku jednotlivých přeskoků volit, bude pro docílení největší cestovní rychlosti nejvýhodnější volit délku přeskoků a přeskokovou rychlost tak, abychom se pohybovali v rozmezí výšek, kde jsou stoupavé proudy nejsilnější. Je-li vzdálenost mezi

stoupavými proudy veliká (prolétávání oblastí rozpadu apod.) a rychlost stoupavých proudů u země malá, bude menší i průměrná rychlost stoupání a podle toho volíme i příslušnou menší nejvýhodnější přeskokovou rychlost. Při velmi slabých meteorologických podmínkách bude někdy výhodné letět přeskokovou rychlostí menší než nejvýhodnější, případně rychlostí optimální. Tím zabráníme zbytečné ztrátě výšky při přeskoku, která by mohla vést k značnému snížení cestovní rychlosti, případně i k předčasnému přistání. Jsou-li dobré a jisté meteorologické podmínky, bude účelné letět nejvýhodnější přeskokovou rychlostí, avšak v žádném případě ne rychlostí vyšší.

Je třeba si uvědomit, že přeskoková rychlost, získaná popsanými způsoby, je průměrná hodnota během celého přeskoku. Je výhodné okamžitou rychlost při přeskoku upravovat podle okamžité rychlosti klesavých proudů. Je-li okamžitá rychlost klesavých proudů větší než průměrná, předem odhadnutá, poletíme rychleji, je-li menší, poletíme pomaleji. Úpravu okamžité přeskokové rychlosti během přeskoku lze nejsnáze provádět podle Mac Readyho kroužku.

Při výskytu stoupavých proudů různé intenzity, což je v praxi nejčastější případ, docílíme největší cestovní rychlosti tehdy, budeme-li kroužit jen v silných stoupavých proudech. Proto je účelnější věnovat větší pozornost vyhledávání silných stoupavých proudů a správnému a rychlému zastřeďování, než přesnému dodržování přeskokové rychlosti. Rychlost stoupání při kroužení ovlivňuje totiž přeletovou rychlost mnohem více, než dodržování nejvýhodnější přeskokové rychlosti. (Viz obr. 2.30).

1.4.4. Vliv chyby údaje rychloměru

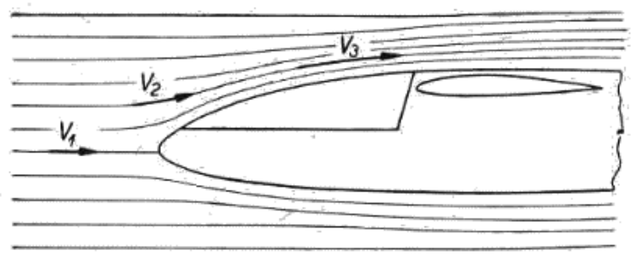
Údaj rychloměru je jako údaj každého měřicího přístroje zatížen určitými chybami. Nejdůležitějšími z nich jsou chyba přístrojová a chyba polohová. Přístrojová chyba je vlastní chyba přístroje, způsobená výrobními nepřesnostmi a různými provozními vlivy. Je poměrně malá (asi $\pm$ 2 km/h) a liší se u jednotlivých přístrojů. Nebudeme ji proto dále uvažovat.

Polohová chyba rychloměrného systému může však dosahovat hodnot podstatně vyšších. Pro objasnění její podstaty si musíme uvědomit, že rychloměr měří dynamický tlak jako rozdíl dvou tlaků. U Pitotovy hubice je dynamický tlak rozdílem celkového a statického tlaku, u Venturiho hubice rozdílem statického tlaku a statického tlaku ve zúženém průřezu.

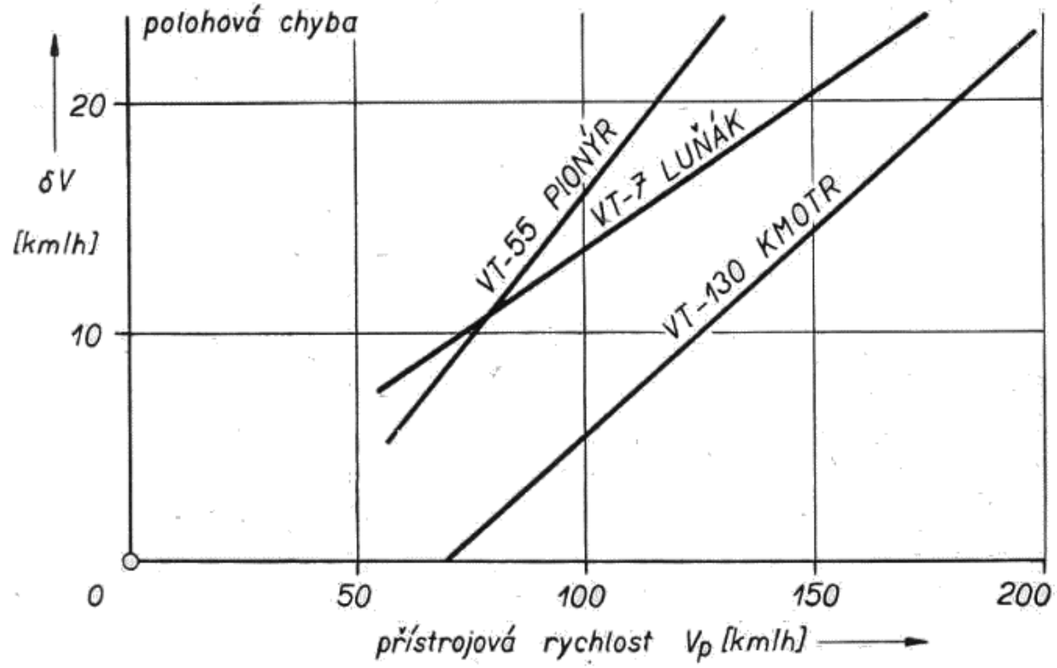
(Venturiho hubice se obyčejně zužuje tak, aby rozdíl uvedených tlaků byl 3,5krát větší než dynamický tlak.)

Z pouhé představy o obtékání větroně (obr. 2.33) je zřejmé, že místní rychlosti v okolí větroně budou v různých místech různé. Největší rozdíly budou v nejbližším okolí větroně. S rostoucí vzdáleností se budou zmenšovat, až v určité dostatečně velké vzdálenosti rychlost proudu nebude větroněm vůbec ovlivněna. Tím, že odebíráme tlaky pro rychloměr prostřednictvím hubice, umístěné v malé

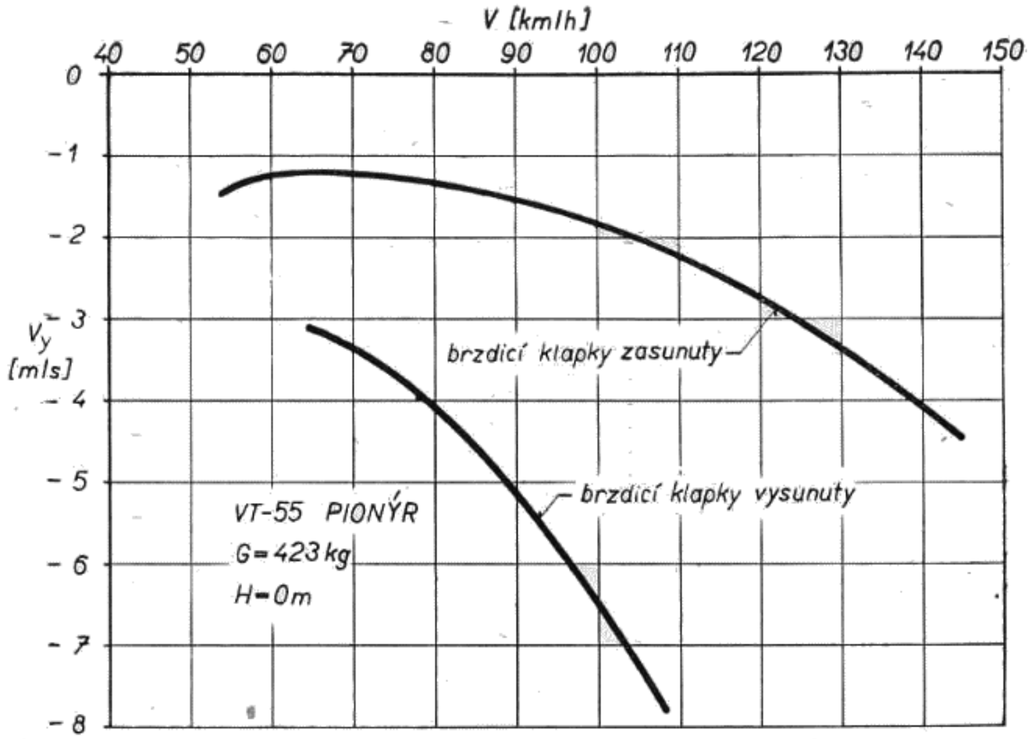
vzdálenosti od větroně, nezjistíme správnou hodnotu rychlosti, nýbrž rychlost v místě hubice. Ta potom bývá zpravidla jiná než rychlost, kterou chceme měřit. Rozdíl mezi správnou hodnotou rychlosti a hodnotou, kterou změříme, je chyba a protože závisí na poloze trubice, nazývá se chybou polohovou. Jestliže hledáme přímý zdroj této chyby, zjistíme, že obvykle je dána chybou statického tlaku. Vyplývá to z Bernoulliho rovnice $p + q = \text{konst} = p_c$ a z principu měření pomocí Pitotovy hubice, u které se dynamický tlak měří jako rozdíl mezi celkovým tlakem p_c a statickým tlakem p. Protože celkový tlak p_c je konstantní (nezávisí na poloze trubice), je zřejmé, že polohová chyba v určení dynamického tlaku je dána chybou tlaku statického. Najdeme-li pak na větroni místo, kde chyba statického tlaku je nulová (měřený statický tlak = = statickému tlaku nerozrušeného prostředí), bude také polohová chyba rychloměrného systému nulová. Celkový tlak můžeme přitom odebírat v libovolném místě, protože jeho hodnota na poloze snímání nezávisí. Toho je využito u rychloměrného systému s odběrem statického tlaku na bocích trupu (např. „Démant", „Blaník", „Spartak" i některé VT 425). U normálního uspořádání rychloměrného systému (Pitotova nebo Venturiho hubice na přední části trupu) může polohová chyba dosáhnout hodnot 10 km/h i více. Velikost polohových chyb některých našich větroňů s normálním rychloměrným systémem je na obr. 2.34 (smysl



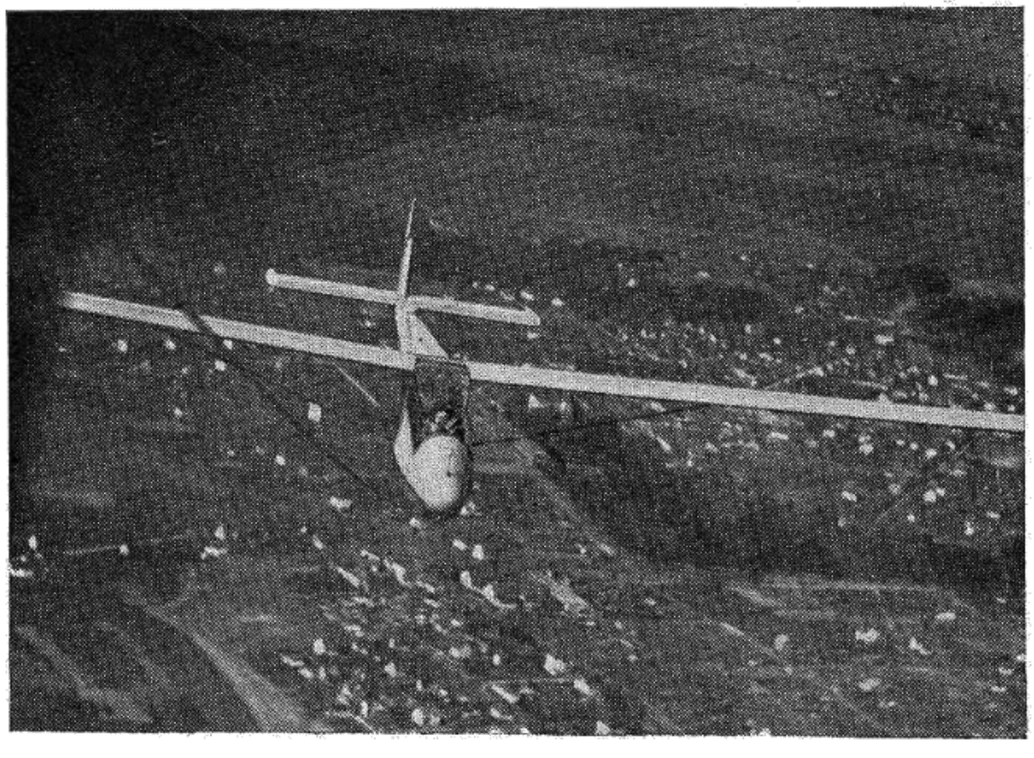
Obr. 2.33. Schéma obtékání přední části větroně



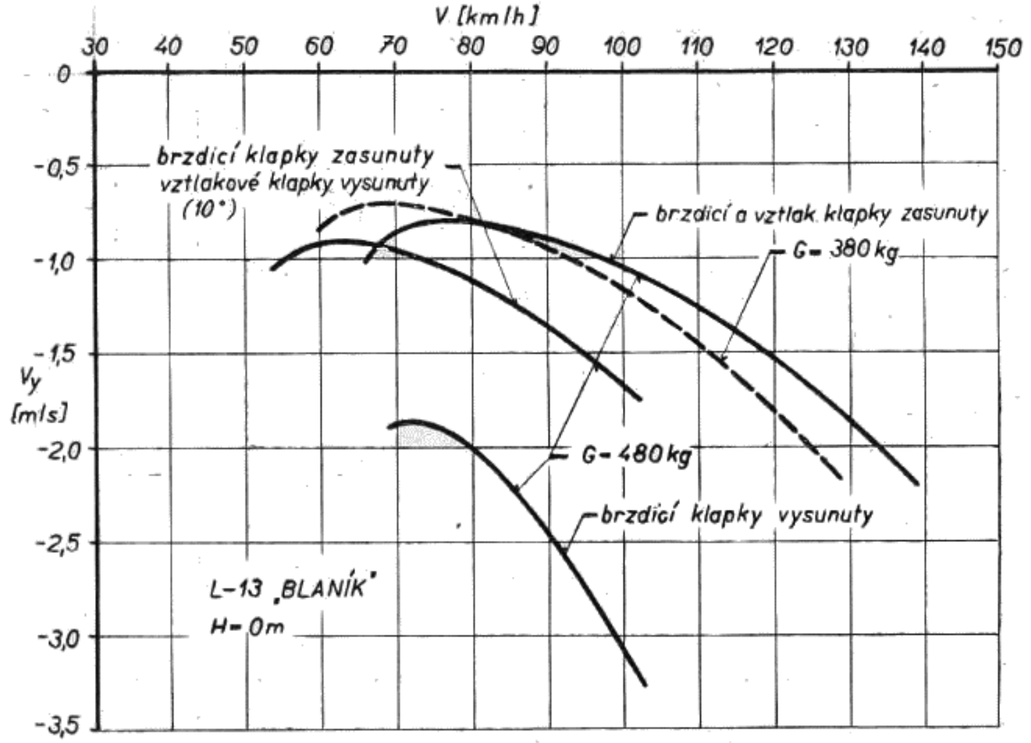
Obr. 2.34. Polohové chyby různých rychloměrných systémů



Obr. 2.35. Rychlostní polára větroně Pionýr

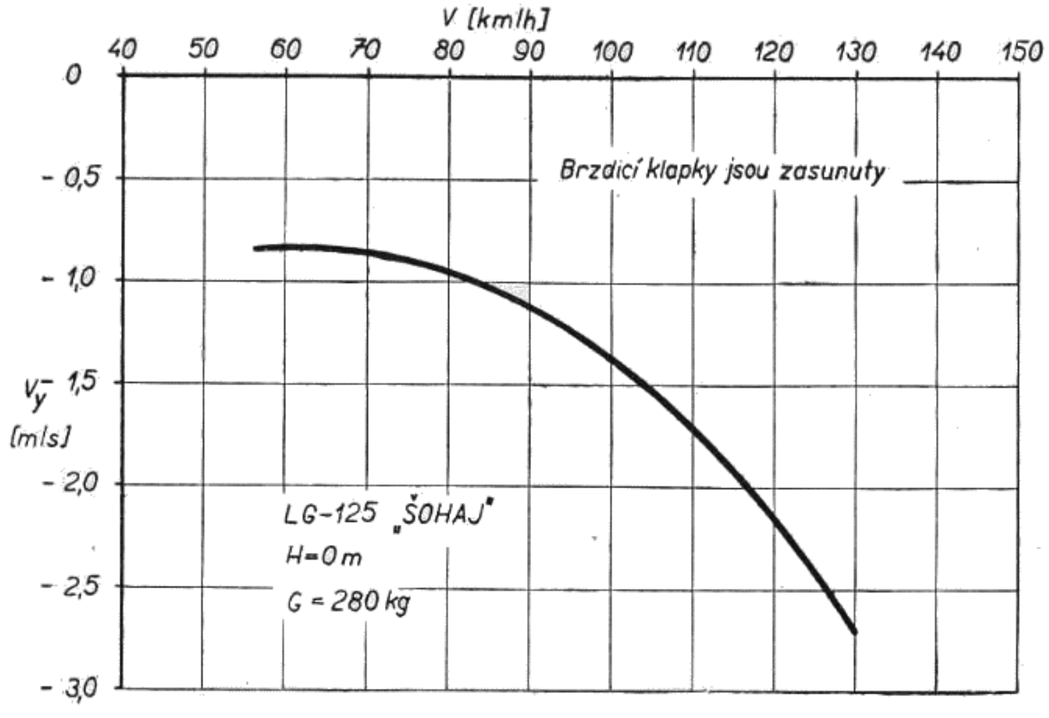


Obr. 2.36. Větroň „Pionýr"

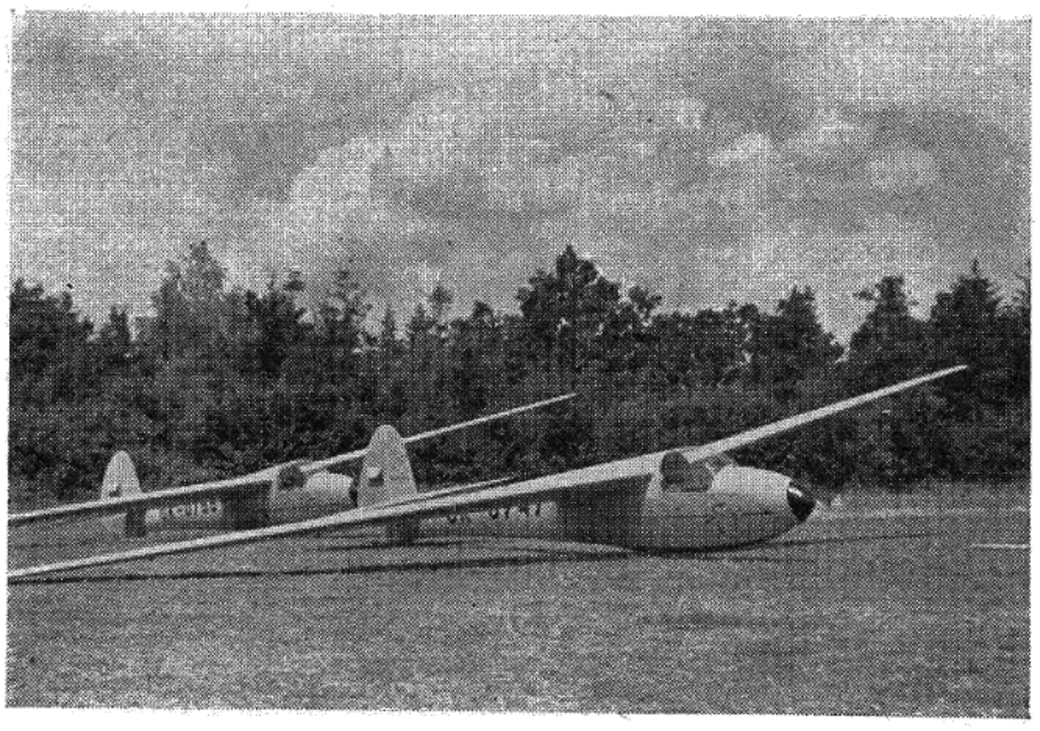


Obr. 2.37. Rychlostní polára větroně Blaník

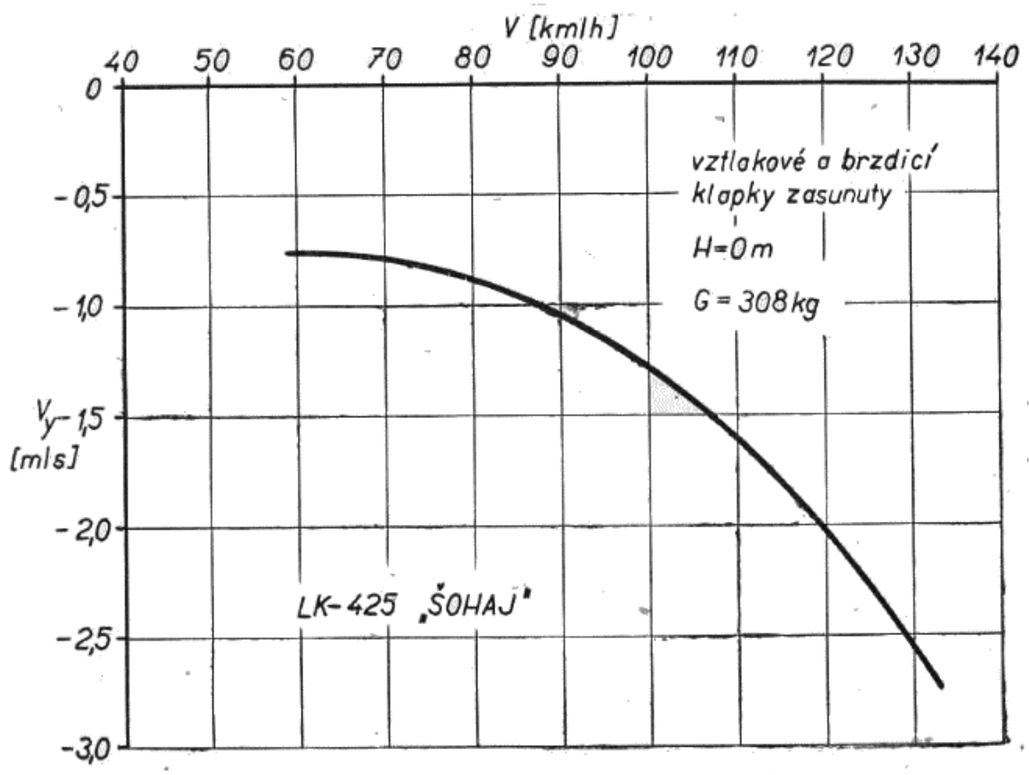
Obr. 2.38. Větroň „Blaník"



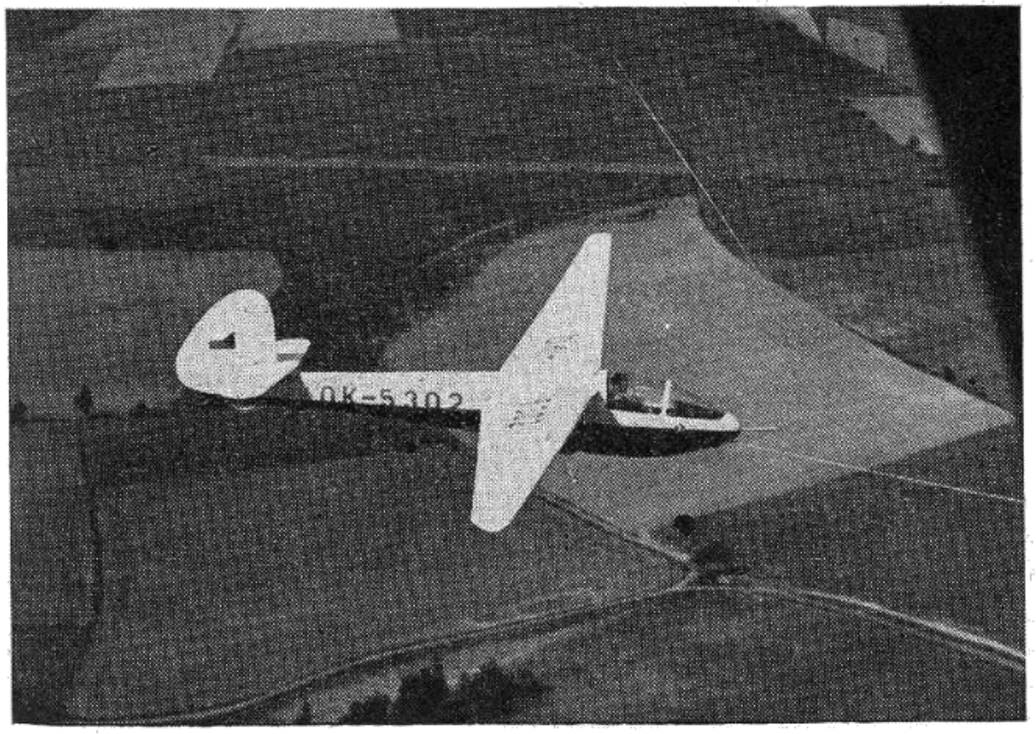
Obr. 2.39. Rychlostní polára větroně VT 125 Šohaj



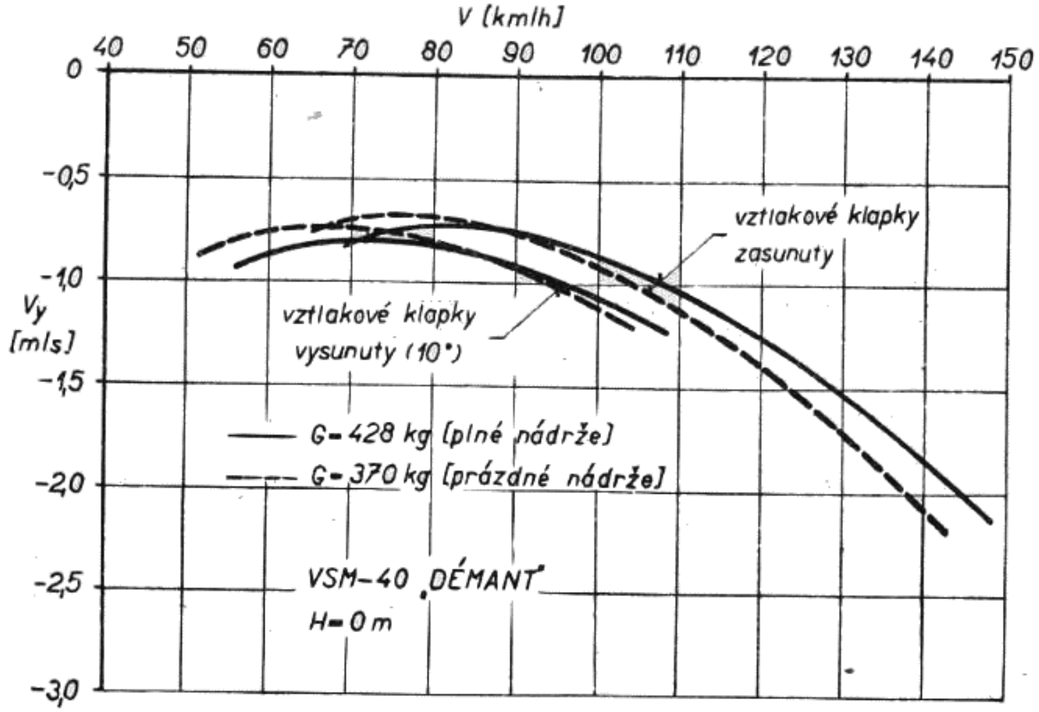
Obr. 2.40. Větroň VT-125 „Šohaj"



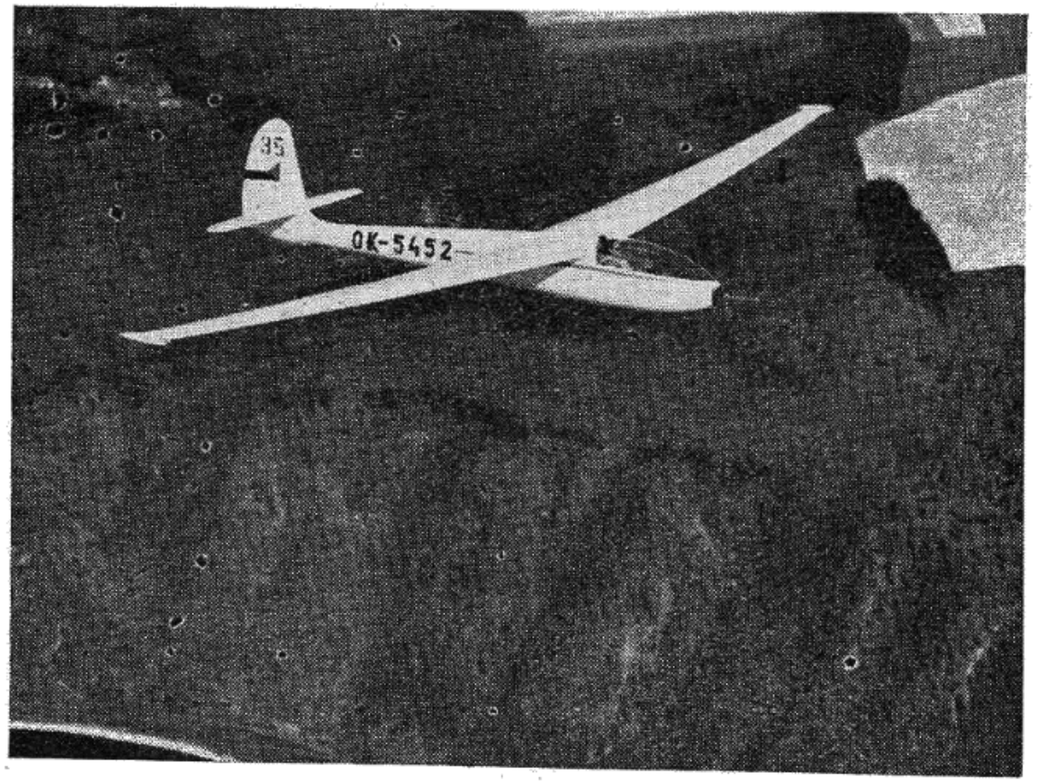
Obr. 2.41. Rychlostní polára větroně VT 425 Šohaj



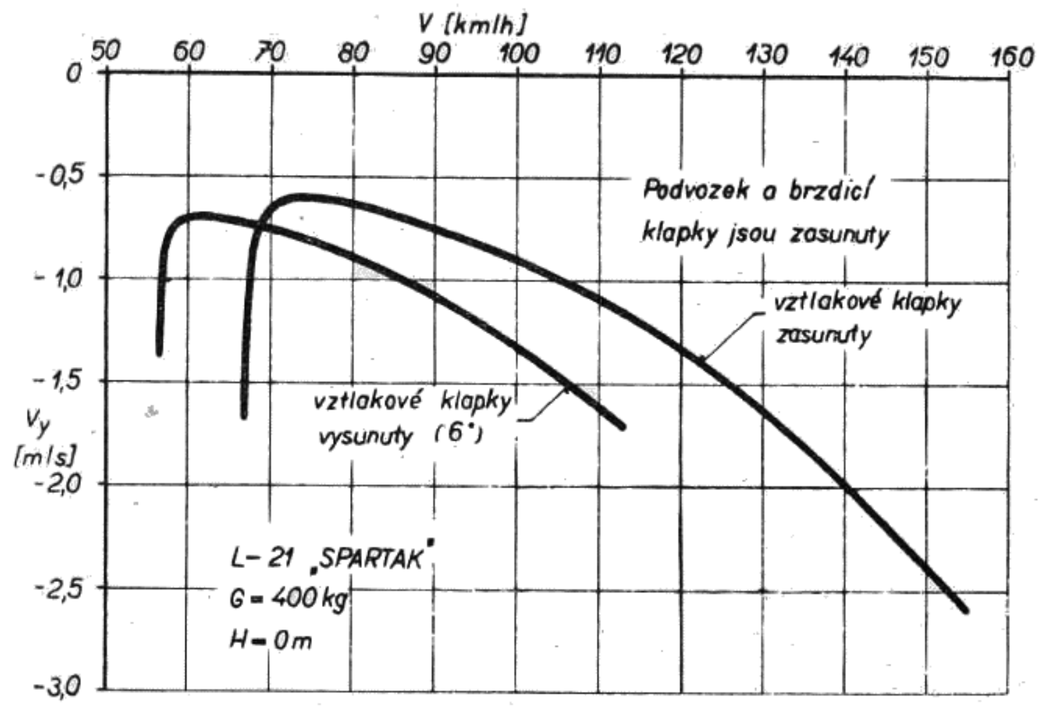
Obr. 2.42. Větroň VT-425 „Šohaj"



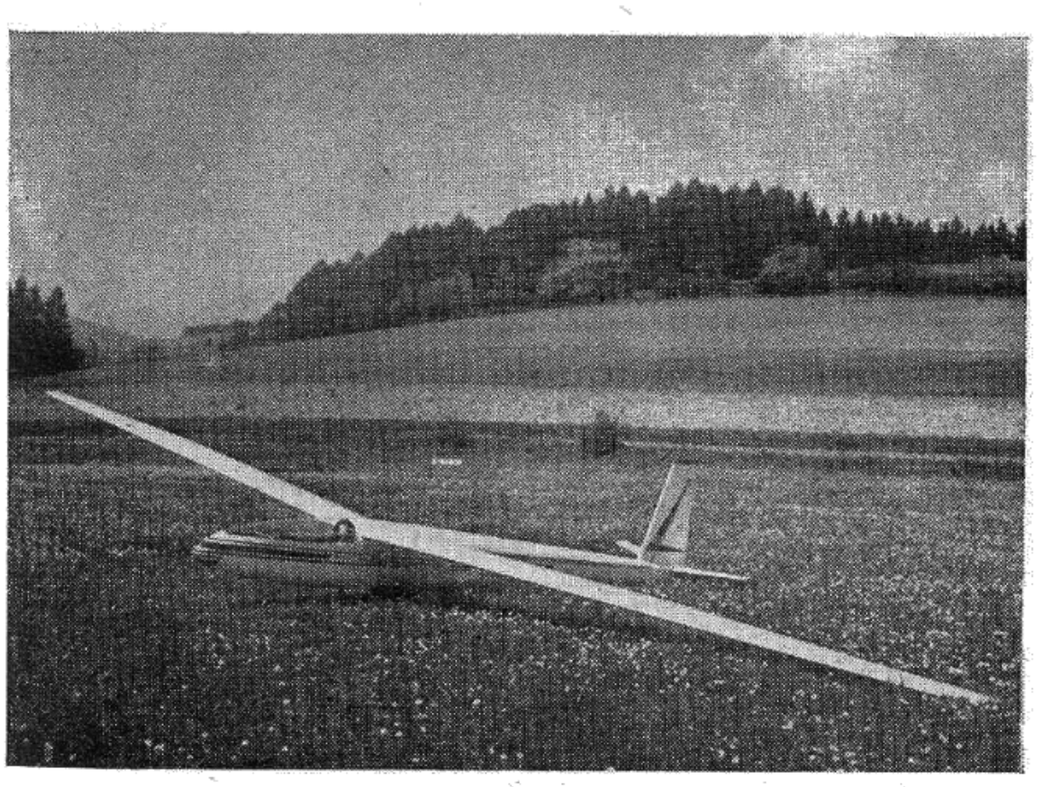
Obr. 2.43. Rychlostní polára větroně Démant



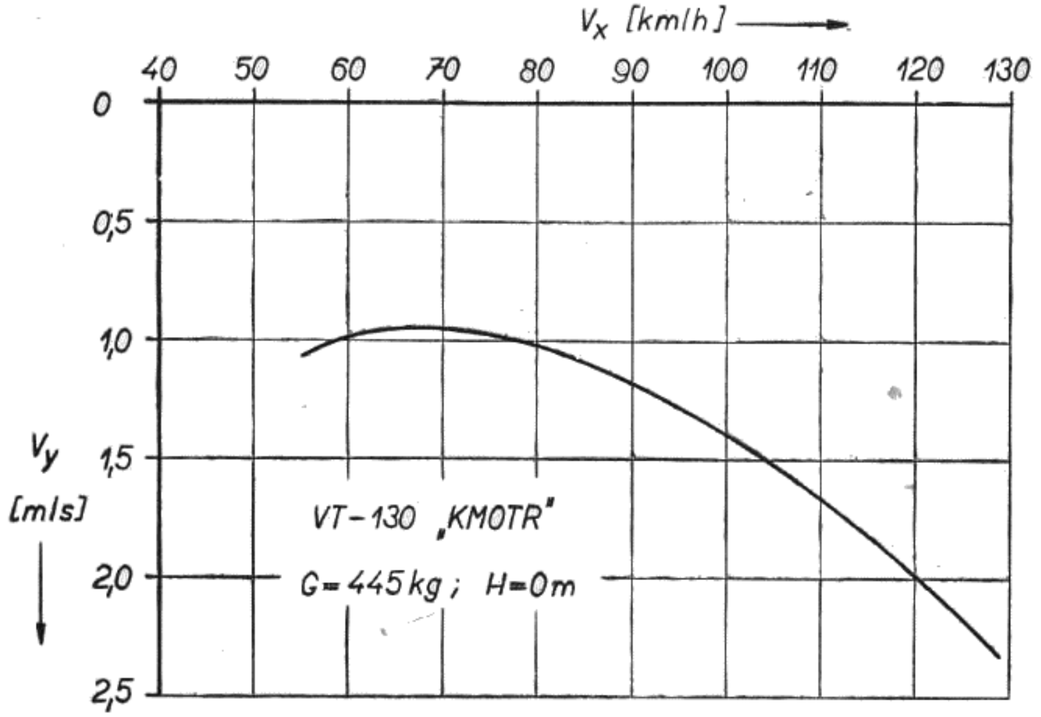
Obr. 2.44. Větroň „Démant"



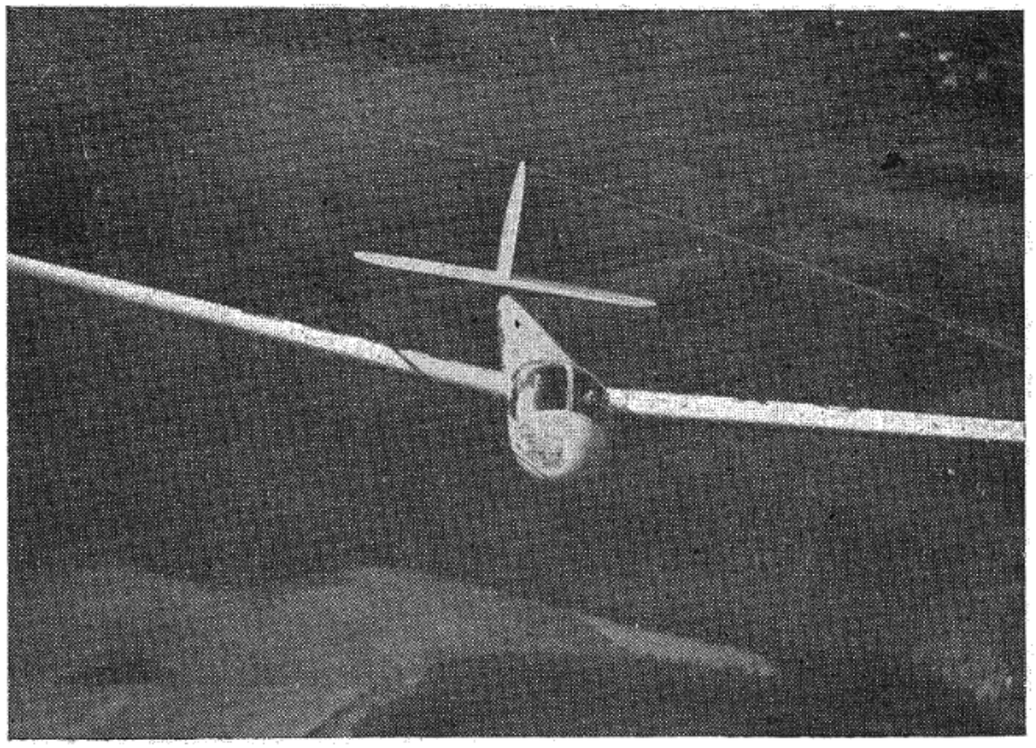
Obr. 2.45. Rychlostní polára větroně Spartak



Obr. 2.46. Větroň „Spartak"



Obr. 2.47. Rychlostní polára větroně „Kmotr"



Obr. 2.48. Větroň „Kmotr"

chyby je takový, že rychloměr ukazuje nižší hodnoty). Poměrně velké hodnoty polohové chyby u běžného uspořádání Pitotovy nebo Venturiho hubice pak vyžadují, aby ve všech případech využití rychlostní poláry byly brány v patrnost. Jejich zanedbání může vést ke zbytečným chybám. Příklad větroně VT 130 to jasně dosvědčuje (viz obr. 2.34). Zanedbá-li pilot v tomto případě polohovou chybu, pak při rychlosti ukazované rychloměrem $V = 80$ km/h nedosáhne klouzavosti 1 : 22, nýbrž pouze 1 : 20.

Naštěstí u novějších větroňů s odběrem statického tlaku na bocích trupu („Démant", „Blaník", „Spartak", VT 425 atd.) je polohová chyba malá, takže ji lze stejně jako přístrojovou chybu zanedbat.

Pro praktickou potřebu jsou na str. 132—138 uvedeny naměřené rychlostní poláry některých našich větroňů (spolu se snímky větroňů) – obr. 2.35—2.48.

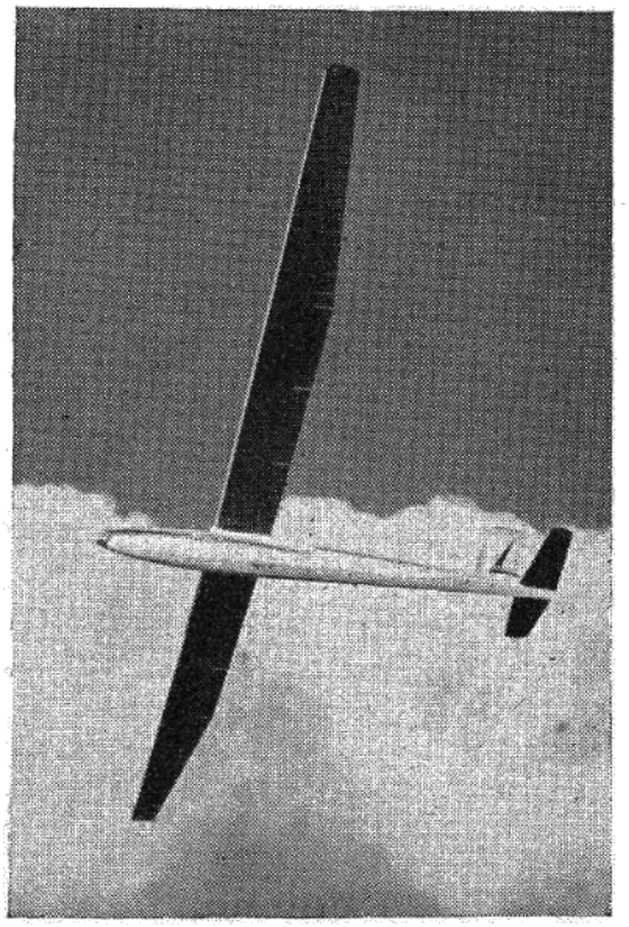
1.5. ZATÁČKA A KROUŽENÍ

Dlouhé lety a přelety větroňů umožňuje využívání stoupavých proudů vzduchu, ve kterých větroně nejčastěji získávají výšku kroužením (tedy letem v zatáčce). Je proto nutné zatáčku a hlavně síly, které při ní na větroň působí, dobře znát.

Budeme se zabývat tzv. *ustálenými zatáčkami*. O ustálené zatáčce větroně můžeme mluvit tehdy, pohybuje-li se větroň v zatáčce o konstantním poloměru stále stejnou rychlostí (změnu měrné hmoty vzduchu při klesání nebo stoupání větroně můžeme zanedbat).

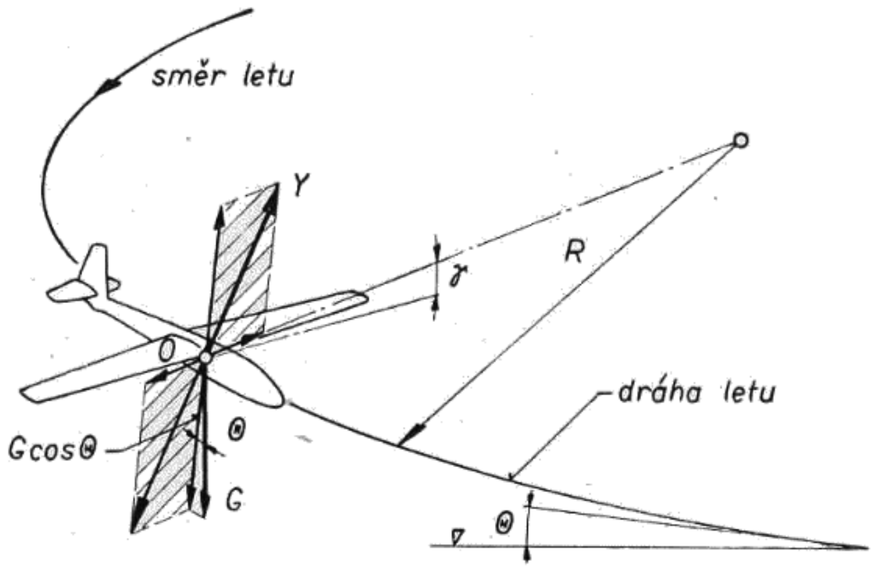
Zatáčka

Na větroni provádíme vlastně zatáčku sestupnou (spirálu – viz



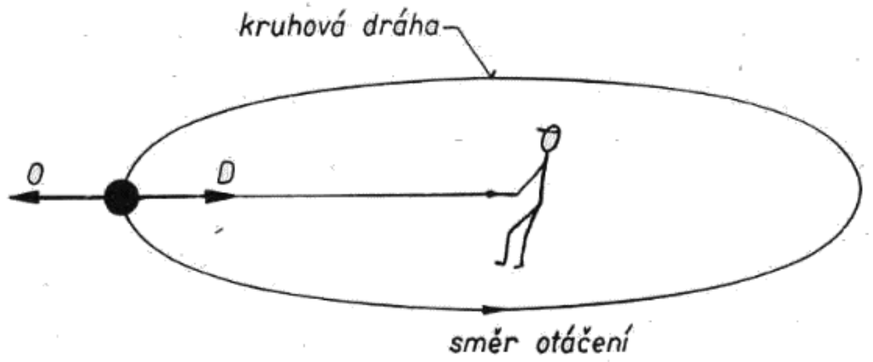
Obr. 2.49. Větroň „Spartak" v zatáčce

obr. 2.50), neletíme-li ovšem ve vleku za motorovým letounem, kdy můžeme dělat zatáčku ve vodorovném letu i ve stoupání. Vzhledem k malému úhlu klouzání budeme uvažovat, že zatáčku provádíme



Obr. 2.50. Let větroně v zatáčce

ve vodorovné rovině. Při rovnováze sil budeme předpokládat, že složka váhy, kolmá na směr letu, se přibližně rovná váze větroně – tedy $G \doteq G \cdot \cos \Theta$.



Obr. 2.51. Dostředivá a odstředivá síla

V ustálených přímočarých letech byly všechny síly, působící na větroň, v rovnováze. Jestliže však směr letu chceme změnit, musí na větroni vzniknout nějaká další síla, která způsobí zakřivení dráhy letu. Touto silou bude dostředivá síla.

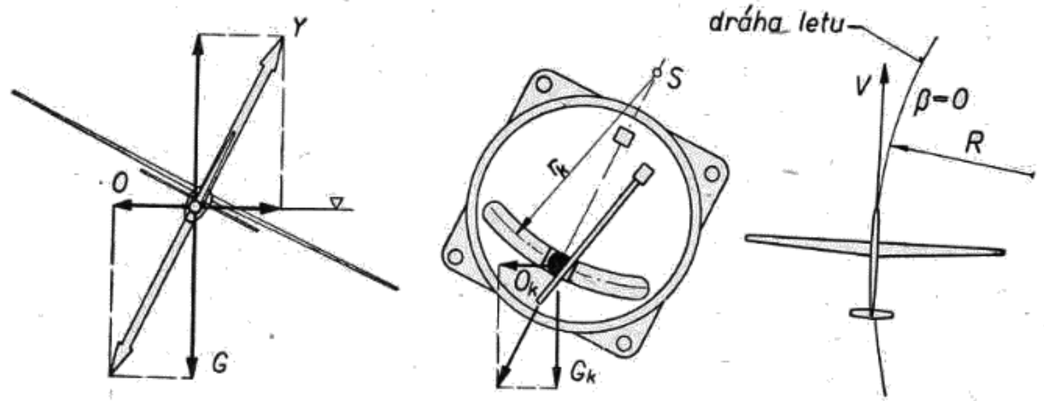
1.5.1. Jak vzniká dostředivá a odstředivá síla

Otáčíme-li rovnoměrně závažím, uvázaným na provázku, musíme provázek určitou silou držet, aby nám závaží neulétlo (obr. 2.51). Tato síla je silou dostředivou *D*, která nutí závaží, aby opisovalo kruhovou dráhu. Pohybem závaží po kruhové dráze vznikne síla odstředivá *O* jako projev setrvačnosti závaží. V našem příkladě musí být neustále dostředivá síla v rovnováze se silou odstředivou. Pustíme-li provázek, přestane okamžitě působit síla dostředivá a tím i síla odstředivá a závaží odletí ve směru tečny opisovaného kruhu.

Podobný příklad je při létání s upoutanými modely letadel. Modelář vyvozuje dostředivou sílu tím, že drží lanka v ruce. Překonává tím odstředivou sílu a nutí tak létat model po kruhové dráze.

1.5.2. Správná zatáčka

Stejně tak při pohybu po kruhové dráze v zatáčce působí na větroň dostředivá i odstředivá síla. V uvedených jednoduchých pří-

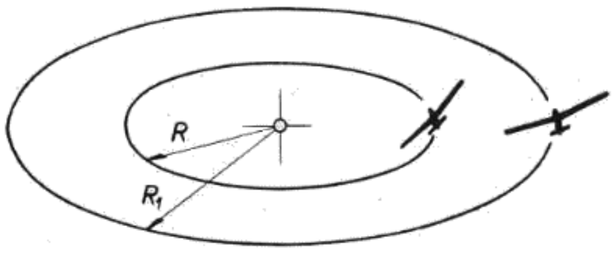


Obr. 2.52. Správná zatáčka

kladech vznikla dostředivá síla tím, že jsme závaží nebo model drželi na provázku. Jak však vznikne dostředivá síla na větroni?

Nakloněním větroně na stranu zamýšlené zatáčky se nakloní i vztlak *Y*, který vždy působí kolmo na rovinu křídla (obr. 2.52). Vztlak rozložíme do směru svislého (směr působení váhy větroně) a do směru vodorovného. A právě tato vodorovná složka je onou dostředivou silou, která způsobuje zakřivení dráhy letu (zatáčku). Vlivem setrvačnosti větroně vznikne stejně velká odstředivá síla, působící v opačném smyslu (ven ze zatáčky). Při správně prováděné zatáčce musí být výslednice váhy *G* a odstředivé síly *O* v rovnováze se vztlakem *Y* (musí ležet na společné přímce a být stejně veliká (obr. 2.52).

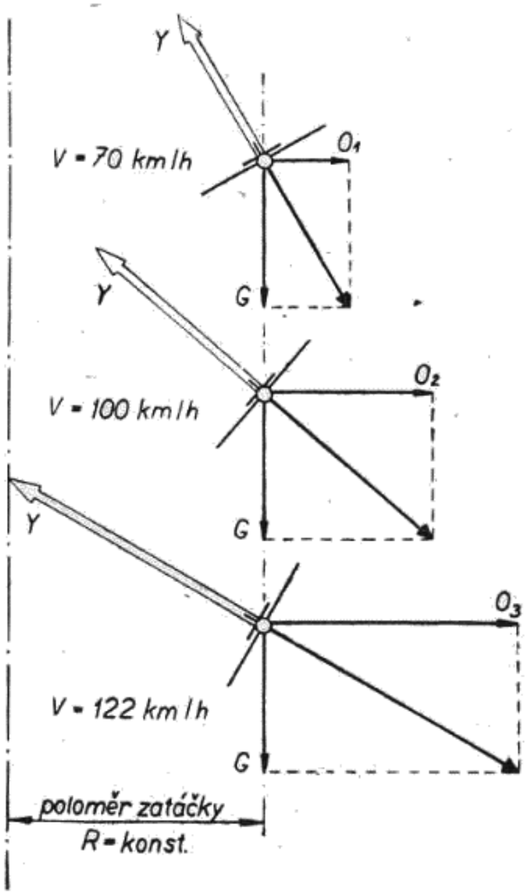
Aby tato podmínka byla splněna, musí mít větroň ve správné zatáčce určitý náklon, který je dán velikostí odstředivé síly. Odstředivá síla roste s druhou mocninou rychlosti letu a se zmenšováním poloměru zatáčky. Při stejné rychlosti letu bude menšímu poloměru zatáčky odpovídat větší náklon větroně a opačně (obr. 2.53).



Obr. 2.53. Změna náklonu při různém poloměru zatáčky

Další obr. 2.54 znázorňuje změnu náklonu s rostoucí rychlostí letu (tedy s rostoucí velikostí odstředivé síly) při stejném poloměru zatáčky a stejné váze. Čím je rychlost letu (tím i odstředivá síla) větší, tím větší musí být náklon větroně v zatáčce.

Správný náklon větroně v zatáčce poznáme podle údaje příčného sklonoměru (kulička na zatáčkoměru – obr. 2.52). Kulička se pohybuje ve skleněné trubičce po kruhové dráze. Rám zatáčkoměru a tedy i trubička s kuličkou jsou pevně uchyceny na větroni a naklánějí se s ním. Na kuličku působí její váha G_k a odstředivá síla O_k stejně tak jako na větroň. Kulička se vždy nastaví do průsečíku své kruhové dráhy se směrem výslednice váhy a odstředivé síly. Při správném náklonu musí být výslednice kolmá na rovinu křídla a proto musí kulička ležet právě uprostřed zatáčkoměru (tedy v jeho ose a tím i ve směru působení vztlaku). Větroň při tom letí osou trupu ve směru tečny k zatáčce bez jakéhokoliv vybočení (obr. 2.52).



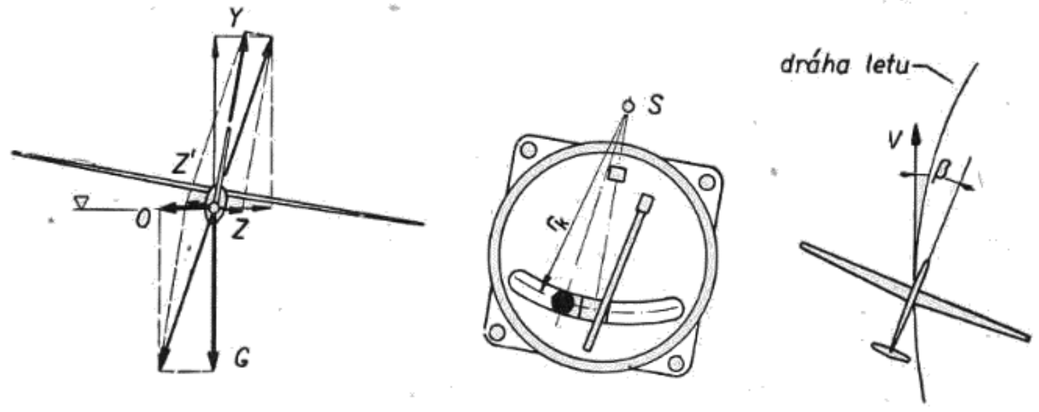
Obr. 2.54. Změna náklonu s rostoucí rychlostí letu

Poznámka

Z obrázku vidíme, že váha větroně musí vyrovnávat složku vztlaku do svislého směru. Protože před uvedením větroně do zatáčky se jeho vztlak rovnal váze, musíme zároveň s náklonem zvětšit vztlak, aby byla zachována rovnováha. Při porušení rovnováhy by větroň více klesal. Jak vyplývá z rovnice pro vztlak $Y = c_y \frac{\varrho V^2}{2} S$ lze u větroně letícího v dané výšce zvětšit vztlak buď zvětšením součinitele vztlaku (přitažením řídicí páky) nebo zvětšením rychlosti. Při malých náklonech můžeme docílit zvětšení vztlaku pouhým přitažením řídicí páky. K docílení vztlaku potřebného pro velký náklon nestačilo by ani přitažení na maximální součinitel vztlaku a k jeho dosažení je nutno letět v zatáčce zvýšenou rychlostí. Oba zásahy se projeví zvětšením klesavosti větroně.

1.5.3. Výkluzová zatáčka

Je ovšem možný případ, v praxi dosti častý, že větroň neprovádí správnou zatáčku (jeho náklon není správný). Uvažujme nejprve



Obr. 2.55. Výkluzová zatáčka

případ, kdy větroň, letící ve správné zatáčce, zmenší náklon při zachování rychlosti letu a poloměru zatáčky (obr. 2.55). Z obrázku vidíme, že výslednice hmotných sil, tj. váhy a odstředivé síly již není na společné přímce se vztlakem. Složením obou sil dostaneme sílu Z', která se snaží táhnout větroň ven ze zatáčky. Působením této síly začne se větroň sunout ven, při čemž je ofukován z boku pod určitým úhlem vybočení β. Tím vzniká boční síla Z, která vzroste až na hodnotu síly Z'. Tím je obnovena rovnováha sil na větroni a větroň poletí ustálenou výkluzovou zatáčkou.

Vybočením se zvyšuje celkový odpor a tím i klesání větroně. Zvětšené klesání je nežádoucí zvláště při letu v obtížných meteoro-

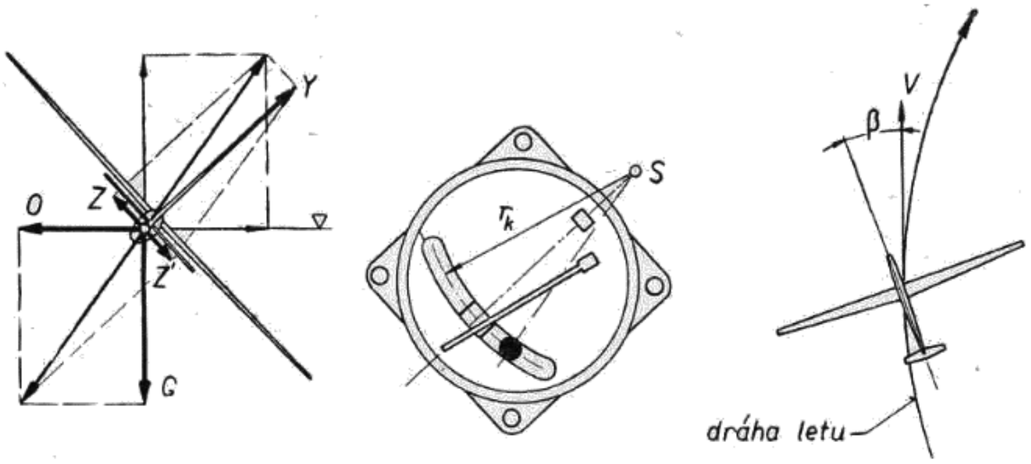
logických podmínkách, kdy se pilot snaží využít pro let i co nejslabších vzestupných proudů. Vlivem vybočení se také zvětší možnost nesymetrického odtržení proudu na křídle a pádu do vývrtky (bližší viz kap. 2.5).

Výkluzovou zatáčku opravíme zvětšením náklonu při nezměněném poloměru zatáčky nebo zvětšením jejího poloměru při stejném náklonu.

Při výkluzové zatáčce vyběhne kulička na zatáčkoměru ze své střední polohy směrem ven ze zatáčky.

1.5.4. Skluzová zatáčka

Druhý případ nesprávné zatáčky nastane, letí-li větroň s větším náklonem, než který odpovídá dané rychlosti letu a danému polo-



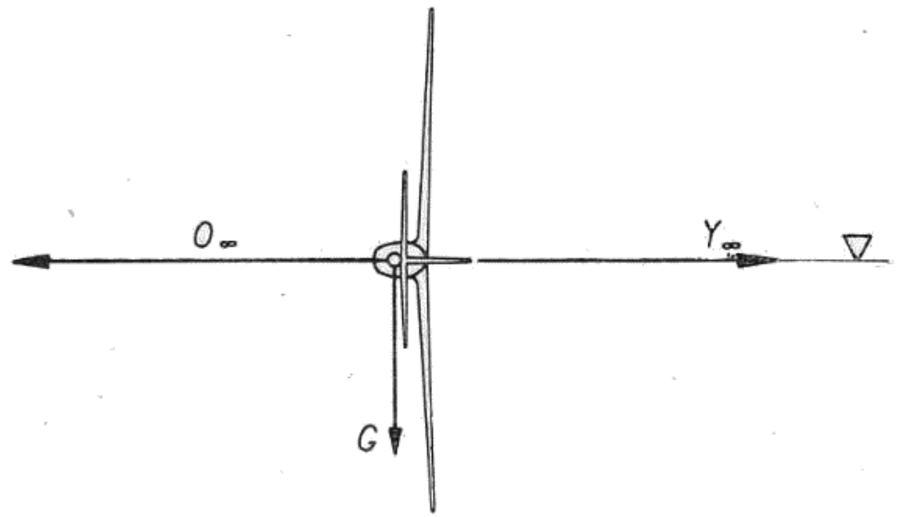
Obr. 2.56. Skluzová zatáčka

měru zatáčky (obr. 2.56). Výslednice hmotných sil a vztlaku (Z'), směřující v tomto případě dovnitř zatáčky, bude v rovnováze se silou Z, způsobenou vybočením β. Větroň poletí ustálenou skluzovou zatáčkou. Klesavost větroně se opět zvětší. Skluzová zatáčka však není tak nebezpečná, neboť možnost ztráty rychlosti a pádu do vývrtky je při ní menší než u zatáčky výkluzové. Při skluzové zatáčce bude kulička vychýlena ze střední polohy směrem dovnitř zatáčky.

Skluzovou zatáčku opravíme zmenšením náklonu při zachování poloměru zatáčky nebo zmenšením poloměru při zachování náklonu.

1.5.5. Ostré zatáčky

Ostrou zatáčkou rozumíme zatáčku o náklonu větším než 45°. Jak jsme si již vysvětlili, roste se zvyšujícím se náklonem větroně potřeba velikosti vztlaku, nutného pro vyrovnání výslednice z váhy



Obr. 2.57. Zatáčka o náklonu 90°

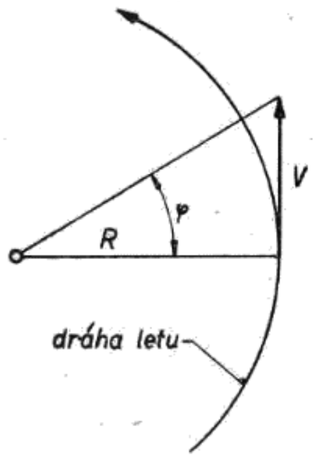
a odstředivé síly. Velikost vztlaku nemůžeme libovolně zvyšovat, neboť jsme omezeni pevností a tuhostí větroně. Bude nás proto jistě zajímat, jak velikým náklonem můžeme ustálenou zatáčku provést. Například při zvětšení náklonu na 90° se zmenší složka vztlaku do směru váhy na nulu (obr. 2.57). Ustálená zatáčka o náklonu 90° není tedy možná. Můžeme ji sice provést, ale poletíme při tom neustáleně na úkor ztráty rychlosti. Prakticky se proto dají ustálené zatáčky provádět jen do náklonu 60 až 70°.

Kontrolní otázky

1. Uvedení větroně do zatáčky. Dostředivá a odstředivá síla.
2. Správná zatáčka, rovnováha sil. Vysvětlete funkci příčného sklonoměru!
3. Výkluzová zatáčka, rovnováha sil, kulička.
4. Skluzová zatáčka, rovnováha sil, kulička.
5. Ostrá zatáčka. Je možné provést zatáčku o náklonu 90°?

Velikost odstředivé síly můžeme stanovit ze vzorce:

$$O = m \cdot R \cdot \omega^2 = \frac{G}{g} \cdot R \cdot \frac{V^2}{R^2} = \frac{G}{g} \frac{V^2}{R} \quad (2.16)$$



Obr. 2.58. Stanovení úhlové rychlosti

Ve vzorci značí: O [kg] – odstředivá síla

$m = \frac{G}{g}\left[\frac{\text{kg sec}^2}{m}\right]$ – hmota letounu

R [m] – poloměr zatáčky

$\omega = \text{tg}\,\varphi = \frac{V}{R}\left[\frac{1}{\text{sec}}\right]$ – úhlová rychlost

Ze vzorce 2.16 je vidět, že odstředivá síla a tím i náklon větroně v zatáčce závisí na dopředné rychlosti a poloměru zatáčky. Úhlová rychlost ω udává, o kolik stupňů se větroň otočí za vteřinu kolem středu zatáčky (obr. 2.58). Ukazuje ji v podstatě výchylka ručičky zatáčkoměru.

1.5.6. Zvětšení násobku v zatáčce

Násobek letu n definujeme jako poměr vztlaku Y k váze G. Tedy $n = \frac{Y}{G}$. V ustáleném klouzavém letu, kdy váha se přibližně rovná vztlaku, je násobek letu roven jedné ($n = 1$). V zatáčce je tomu jinak. Z předchozího již víme, že vztlak se zvětšuje s rostoucím náklonem větroně. Proto roste-li náklon, stoupá hodnota násobku a tím i namáhání větroně.

1.5.7. Omezení zatáčky

V předešlém jsme se zmínili, že náklon větroně v zatáčce je omezen, že nelze dělat ustálené zatáčky o náklonu libovolném.

Zatáčka je omezena třemi činiteli:

1. maximálním součinitelem vztlaku
2. dovoleným násobkem
3. maximálním využitelným tahem (toto jen u motorových letounů nebo při aerovleku).

Všimněme si blíže jednotlivých činitelů.

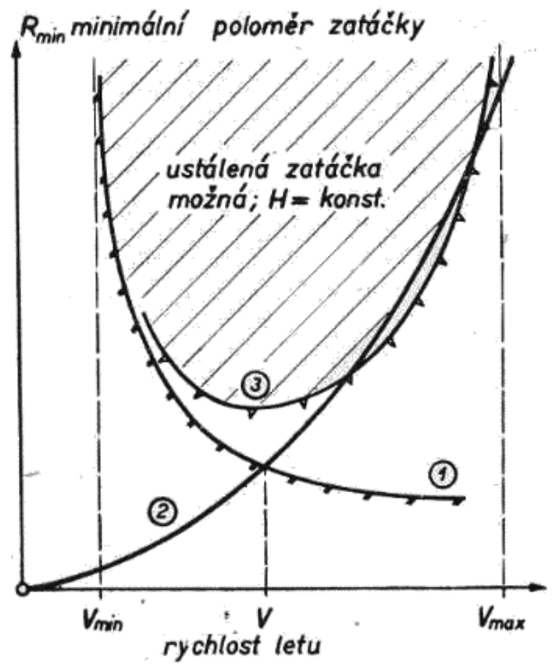
1. *Omezení maximálním součinitelem vztlaku*

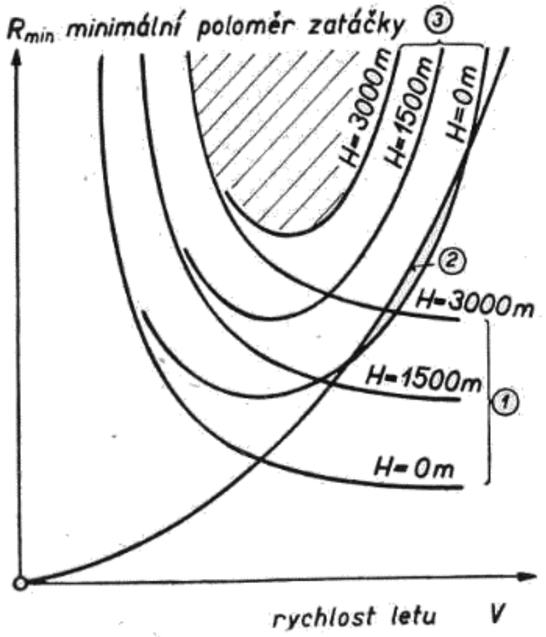
Již jsme si všimli, že k provedení zatáčky o menším poloměru a větším náklonu je třeba podstatně vyšší vztlak než v přímém letu. Víme však také, že při dané rychlosti je velikost vztlaku omezena maximálním součinitelem vztlaku $c_{y\,max}$. Je zřejmé, že při minimální rychlosti v přímočarém letu ($c_y = c_{y\,max}$) nemůžeme provést zatáčku, protože není možno dále zvýšit vztlak. Vyššího vztlaku při $c_y = c_{y\,max}$ můžeme však dosáhnout při vyšší rychlosti. Čím bude tato rychlost a vztlak větší, tím ostřejší zatáčku (o menším poloměru) můžeme provést. Přesný vztah mezi poloměrem a rychlostí v zatáčce (při $c_y = c_{y\,max}$), který dostaneme z rovnic rovnováhy sil, působících v zatáčce na větroň, je graficky znázorněn na obr. 2.59, křivka *1*.

2. *Omezení dovoleným násobkem (namáháním větroně)*

Násobkem rozumíme poměr vztlaku k váze větroně $n = \frac{Y}{G}$. Z předešlých úvah víme, že s rostoucím náklonem větroně v zatáčce roste vztlak a tím i násobek.

Obr. 2.59. Diagram omezení zatáčky





Obr. 2.60. Vliv výšky letu na omezení zatáčky

Je-li z pevnostních důvodů násobek omezen, je omezen také náklon. Tím je již také určena závislost mezi poloměrem a rychlostí v zatáčce, protože konstatní náklon je dosažen zatáčkou na malém poloměru při malé rychlosti a na velkém poloměru při vyšší rychlosti. Matematicky je tato závislost dána vztahem mezi náklonem a odstředivou silou (viz rov. 2.17). Průběh závislosti mezi poloměrem a rychlostí v zatáčce při konstantním maximálním dovoleném násobku (náklonu) je patrný z obr. 2.59, křivka *2*.

3. *Omezení maximálním využitelným tahem*

Pro úplnost se ještě stručně zmíníme o využitelném tahu, i když u větroňů tato otázka nemá praktický význam (důležitou úlohu hraje u motorových letounů).

Zvýšení vztlaku, ke kterému v zatáčce dochází, je provázeno současně i odpovídajícím zvýšením odporu. U motorového letounu musí tento zvýšený odpor překonat pohonná skupina. U větroně je překonáván složkou váhy a je provázen značným zvýšením klesavosti větroně. Představu o průběhu závislosti mezi poloměrem a rychlostí v zatáčce při konstantním (maximálním) tahu pohonné skupiny dává obr. 2.59, křivka *3*.

Z předešlých úvah vyplývá (viz obr. 2.59), že při malých rychlostech je poloměr zatáčky omezen maximálním součinitelem vztlaku (křivka *1*), při vyšších rychlostech dovoleným maximálním násobkem (křivka *2*). Na průběh jednotlivých omezení má výrazný vliv výška letu. Ukazuje to obr. 2.60.

1.5.8. Kroužení

Asi polovina letu sestává obvykle z kroužení. Znalost charakteristik větroně v kroužení bude tedy neméně důležitá než znalost rychlostní poláry.

Jednou z takových charakteristik větroně v kroužení je závislost klesací rychlosti větroně na poloměru kroužení. Vyjdeme stejně jako u rychlostní poláry z podmínek rovnováhy v ustáleném kroužení. Dostaneme následující vztahy:

$$\frac{G}{g}\frac{V_k^2}{R} = G \operatorname{tg} \gamma \tag{2.17}$$

$$c_y \frac{1}{2} \rho V_k^2 S \cos \gamma = G \cos \Theta_k \tag{2.18}$$

$$c_x \frac{1}{2} \rho V_k^2 S = G \sin \Theta_k \tag{2.19}$$

(index „k“ označuje hodnoty příslušné kroužení).

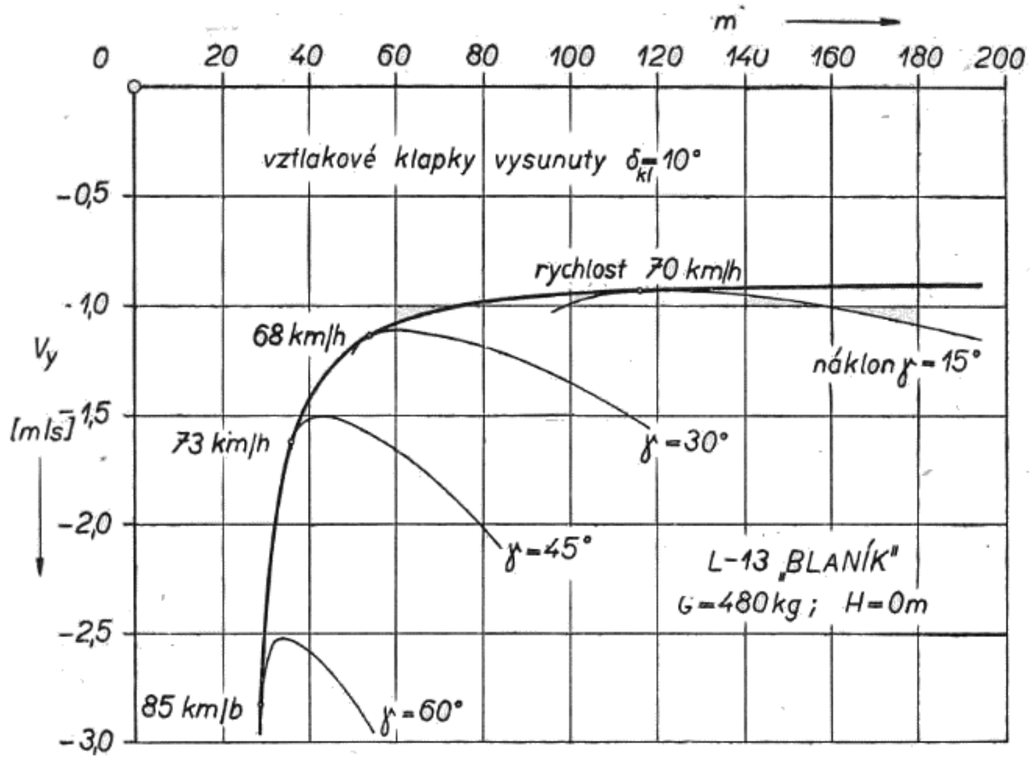
První rovnice představuje rovnováhu odstředivé síly se složkou vztlaku, druhá a třetí rovnováhu mezi vztlakem, odporem a příslušnými složkami váhy. Pro zjednodušení dalších úvah přidáme k předešlým rovnicím podmínku rovnováhy sil (vztlaku a složky váhy) v ustáleném přímočarém klouzavém letu:

$$c_y \frac{1}{2} \varrho V^2 S = G \cos \Theta \tag{2.20}$$

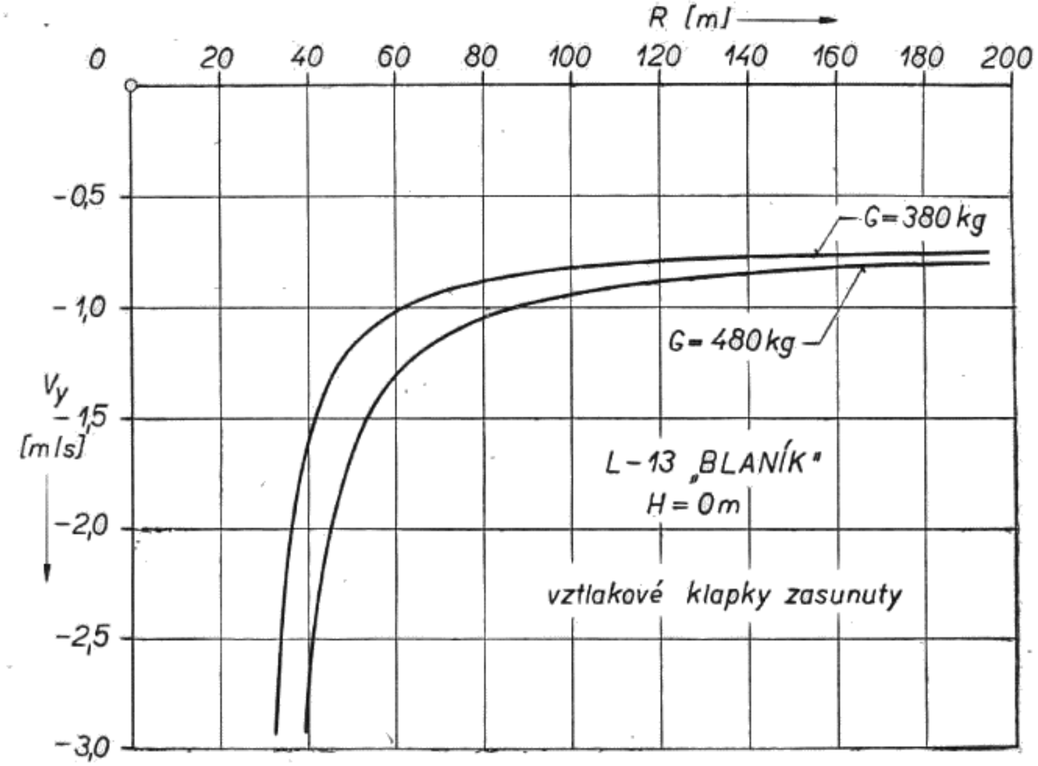
Z rovnic lze jednoduchými úpravami pro hledané závislosti mezi poloměrem kroužení, náklonem, klesací a dopřednou rychlostí získat tyto vztahy:

$$R = \frac{V_k^2}{g \operatorname{tg} \gamma} \doteq \frac{V^2}{g \sin \gamma} \tag{2.21}$$

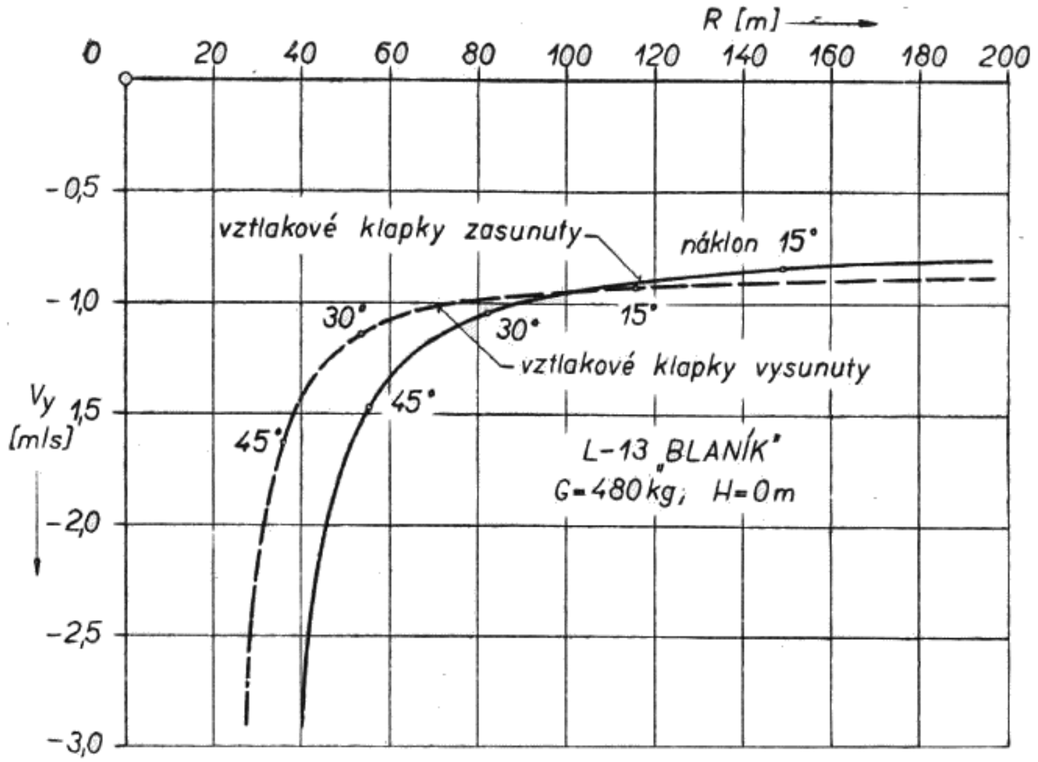
$$V_{yk} = V_k \operatorname{tg} \vartheta_k = \frac{V_y}{\cos^3 \gamma} \tag{2.22}$$



Obr. 2.61. Závislost klesací rychlosti větroně na poloměru kroužení



Obr. 2.62. Vliv váhy na klesací rychlosti a poloměr kroužení větroně



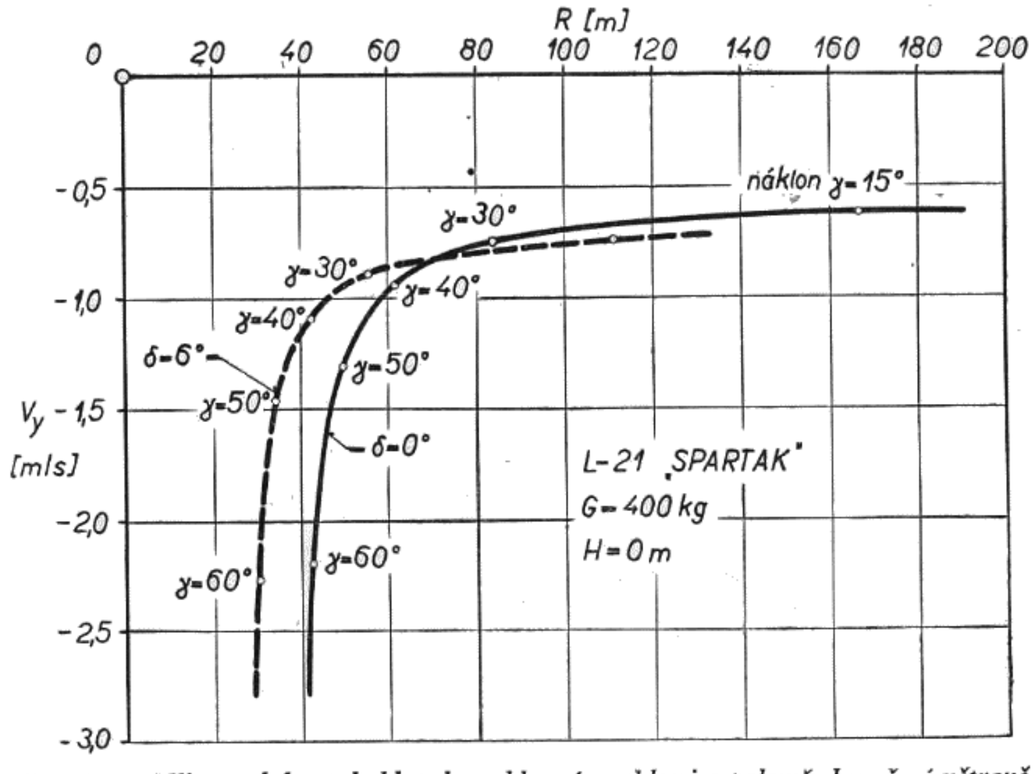
Obr. 2.63. Vliv vztlakových klapek na klesací rychlosti a poloměr kroužení větroně Blaník

Hodnoty V_y a V v rovnicích 2.21 a 2.22 jsou dány rychlostní polárou. Použijeme-li rychlostní poláru pro nulovou výšku MSA, pak také závislost klesací rychlosti na poloměru kroužení $V_{yk} = f(R)$ bude platná pouze pro tuto výšku. Pro praktické závěry nám to však zcela postačí. Obr. 2.61 ukazuje, jaké hodnoty lze ze závislosti klesací rychlosti na poloměru kroužení vyčíst. Další obrázky 2.62, 2.63 a 2.64 zachycují vliv váhy větroně a vliv vztlakových klapek na klesací rychlosti a poloměry kroužení. Z průběhu jednotlivých závislostí je zřejmé, že zvýšení klesavosti vlivem zvýšené váhy je při kroužení na větších poloměrech poměrně malé. Při malých poloměrech kroužení je však přírůstek klesavosti, způsobený zvýšením váhy, značně větší.

Vliv vztlakových klapek je obdobný. V určitém rozsahu poloměrů kroužení působí vztlakové klapky stejně jako zmenšení váhy větroně. A zde právě nejlépe vyniká výhoda kvalitních vztlakových klapek. Vztlakové klapky totiž dovolují spojit výhody velkého plošného zatížení při vyšších rychlostech s výhodami nízkého plošného zatížení při kroužení. Potvrzuje to obr. 2.63, vztahující se na větroň L-13. Je zřejmé, že vztlakové klapky v uvedeném případě umožňují zvýšit plošné zatížení z 20 kg/m² na 25 kg/m² bez výrazného zvětšení klesavosti při kroužení na poloměrech menších než 60 m.

Pro praxi nám může závislost klesací rychlosti na poloměru kroužení (viz obr. 2.61 až 2.64) říci asi toto:

1. kdy (např. od jakého náklonu při kroužení) je výhodné vysunout vztlakové klapky;
2. jaký maximální náklon se asi vyplatí v praxi používat;
3. jak se zvětší klesavost v kroužení při vyšší váze (např. při použití vody);



Obr. 2.64. Vliv vztlakových klapek na klesací rychlosti a poloměr kroužení větroně Spartak

4. jaké rychlosti kroužení budou při daném náklonu nejvýhodnější.

Každý plachtař, který chce dobře využít kvality větroně, musí znát nejen rychlostní poláru, ale i závislost klesací rychlosti na poloměru kroužení.

1.6. START A PŘISTÁNÍ

Patří mezi nejdůležitější a nejnáročnější fáze letu větroně.

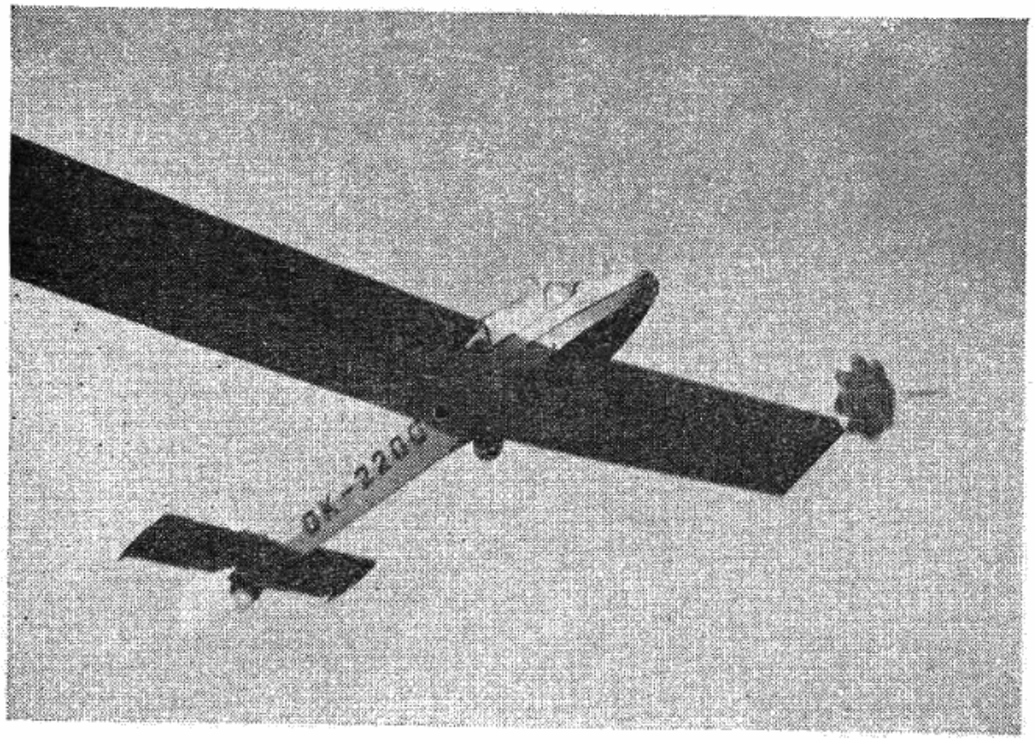
Start větroně

Předpisy obvykle stanoví, že do startu zahrnujeme pohyb letounu z nulové rychlosti až do určité výšky (zpravidla 25 m). Takto můžeme mluvit o startu při aerovleku. Při jiném způsobu startu (navijákem, gumovým lanem apod.) považujeme za start celý let až do vypnutí vlečného lana. Povězme si nejprve něco o používaných způsobech startu.

1.6.1. Používané způsoby startu

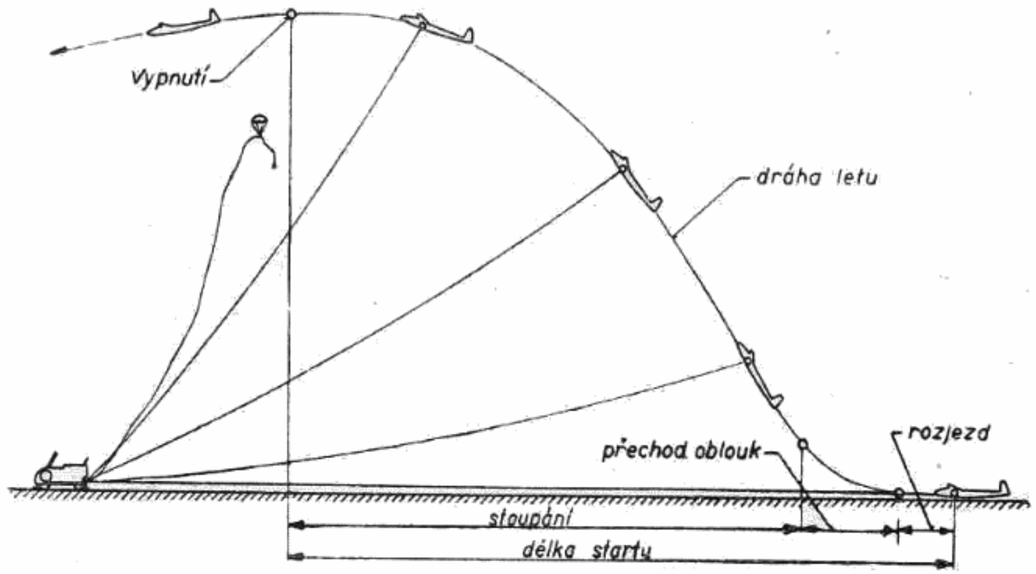
Ačkoliv se v dalších úvahách budeme hlouběji zabývat jen startem navijákem a startem ve vleku za motorovým letounem (aerovlek), které jsou u nás běžné, povězme si pro úplnost krátce o způsobech startu, patřících u nás minulosti.

Obr. 2.65. Start kluzáku gumovým lanem



Obr. 2.66. Start větroně „Pionýr" navijákem

Start gumovým lanem. Tohoto způsobu startu se používalo při létání na svahu (v jiných státech se ještě používá). Větroň nebo kluzák byl dopraven na svah a přidržen u ostruhy. Do háku na špičce bylo zapnuto gumové lano, uprostřed délky opatřené kroužkem. Každý konec lana, široce rozevřeného do V, uchopilo 4–6 lidí a začalo táhnout. Při určitém napnutí lana byl větroň u ostruhy uvolněn. Smršťující se lano táhlo větroň kupředu, tím jeho rychlost rostla, až se větroň odlepil. Během letu se lano z háku vysmeklo. Fáze tohoto startu jsou obdobné jako při startu navijákem. V počáteční fázi startu však bylo velké zrychlení.



Obr. 2.67. Start navijákem

Start za jedoucím automobilem. Ocelové lano, pevně uchycené na automobilu, bylo zapnuto do vypínače větroně. Auto se začalo rozjíždět a táhlo větroň za sebou. Při určité rychlosti se větroň odlepil a začal stoupat. Start probíhal obdobně jako při startu navijákem. Kladl však velké nároky na automobil a vyžadoval dlouhou a rovnou startovací plochu.

1.6.2. Start navijákem

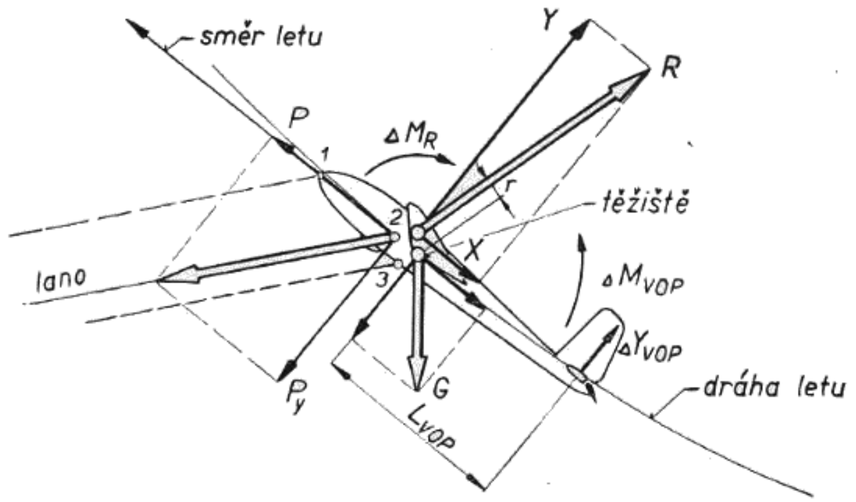
Tohoto způsobu startu se u nás hodně používá, protože umožňuje i v rovinném terénu získat značnou výšku při poměrně laciném, jednoduchém a pohotovém provozu. Větroň získá potřebnou výšku za 30 až 60 vteřin, tedy velmi brzy. Na obr. 2.67 vidíme dráhu letu větroně. Můžeme si ji rozdělit na tyto fáze:

1. *rozjezd* po zemi z nulové rychlosti až do rychlosti odlepení, kdy velikost vztlaku překročí váhu větroně;

2. *přechodový oblouk*, při kterém větroň za zvyšující se rychlosti přechází až na úhel, potřebný pro stoupání. Přechod musí být plynulý a pozvolný s dostatečnou rychlostí, aby při případném přetržení vlečného lana bylo možno přejít do klouzavého letu;

3. *stoupání*, které nastává po skončení přechodového oblouku. Vzhledem k nebezpečnému namáhání větroně nemá rychlost letu překročit maximálně dovolenou mez.

Z obrázku vidíme, že stoupání větroně se v poslední fázi značně zmenšuje. V určité poloze (před okamžikem vypnutí) stáhne obsluha navijáku plyn a lano přestane táhnout větroň dopředu. Jakmile to pilot větroně zpozoruje, vypne vlečné lano.



Obr. 2.68. Rovnováha sil a momentů v přechodovém oblouku

Vliv větru na dosaženou výšku

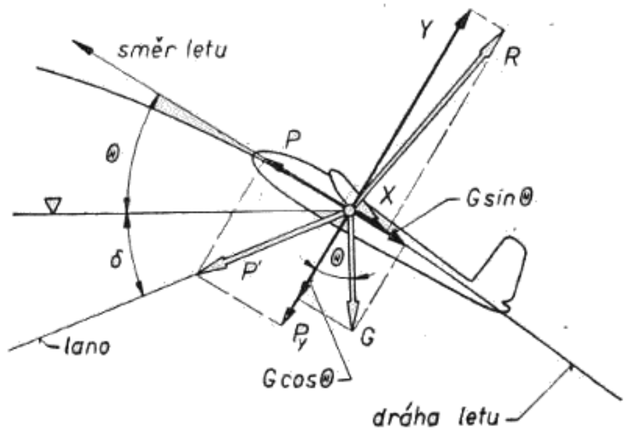
Při nezměněné délce startu značně ovlivňuje dosaženou výšku směr a síla větru. *Při protivětru* nemusí obsluha navijáku přidávat tolik plynu motoru, protože potřebných rychlostí letu dosáhneme při menších rychlostech navíjení lana. Lano se tedy pomaleji zkracuje, trvání startu a dosažitelná výška roste.

Při větru v zádech je situace opačná. Je třeba přidat více plynu motoru. Rychlejším navíjením se lano více zkracuje a dosažitelná výška klesá.

Všimněme si jednotlivých fází při startu navijákem trochu podrobněji.

1. *Rozjezd.* Rychlost větroně je stejná jako rychlost navíjení lana, protože se větroň pohybuje v jeho směru (po zemi). Síly při rozjezdu jsou podobné jako při startu ve vleku za motorovým letounem a budou popsány později.

2. *Přechodový oblouk.* Po odlepení je třeba řídit větroň tak, aby plynule přešel do správného úhlu stoupání. V praxi se proti této zásadě velmi často hřeší, jednak z nekázně, jednak z neznalosti. Proto si provedeme rozbor sil a momentů, působících na větroň v této fázi letu (obr. 2.68). Úvodem si musíme říci, že vztlak křídla nepůsobí v těžišti větroně, jak jsme až doposud zjednodušeně předpokládali, ale přibližně ve 25 % střední aerodynamické tětivy křídla. Pro zajištění silové rovnováhy musí v přechodovém oblouku vztlak překonávat nejen složku váhy, ale i složku tahu lana. Velikost vztlaku bude proto větší než v klouzavém letu a způsobí aerodynamický moment ΔM_R, klopící „na ocas". Moment vyvozený tahem lana může působit ve stejném nebo opačném smyslu podle polohy závěsu. *Krajním případem* je závěs *ve špičce větroně* (*poloha 1*), kdy moment „těžký na hlavu", způsobený tahem lana, značně převažuje nad aerodynamickým momentem a musíme ho překonávat výrazným „tažením" (tohoto způsobu startu dnes již nepoužíváme). *Druhým krajním případem* je poloha závěsu *pod těžištěm* (*poloha 3*), kdy tah lana dává souhlasný moment s momentem aerodynamickým. Oba momenty je třeba tedy vyrovnat silou ΔY_{VOP} na vodorovných ocasních plochách (tlačením). I od tohoto způsobu startu – právě pro tento nebezpečný velký moment „na ocas" – se dnes upouští.



Obr. 2.69. Rovnováha sil při stoupání

Nejrozšířenějším způsobem je start za boční závěsy (*poloha 2*), umístěné poněkud před těžištěm. Oba momenty jsou v tomto případě přibližně v rovnováze, takže není třeba během startu příliš „tlačit" ani „táhnout".

Z obr. 2.68 je také zřejmé, že důležitou úlohu hraje poloha těžiště, (může se měnit např. s vahou pilota nebo obsazením – dvojí nebo sólo). Stručně můžeme říci, že při zadnější poloze těžiště vznikají větší momenty „na ocas".

Plynulé a správné provedení přechodového oblouku je výhodné nejen pro bezpečnost, ale závisí na něm do značné míry i získaná výška. Je-li přechod náhlý, můžeme vlivem velké aerodynamické síly přetížit naviják, což se projeví zmenšením otáček jeho motoru. Tím se také sníží rychlost navíjení lana a větroň pomalu stoupá. Je-li přechod příliš pozvolný (úhel Θ je malý), otáčky motoru navijáku příliš stoupají. Tím se zvyšuje rychlost navíjení a lano se příliš zkracuje. Získaná výška je opět malá. Existuje tedy určité optimum letu, kdy získáme výšku největší.

3. *Stoupání větroně.* Po provedení přechodového oblouku nastává poslední fáze startu – stoupání. Tato fáze je nejdelší a proto nejdůležitější pro získání výšky. Všimněme si sil, působících na větroň při stoupání (pro zjednodušení předpokládáme, že všechny síly působí v těžišti větroně; momentová rovnováha je zajištěna orgány řízení) – viz obr. 2.69. Jsou to vlastní váha G, výsledná aerodynamická síla R a tah lana P'. Všechny síly musí být v rovnováze, protože rychlost letu je již stálá. Váhu větroně a tah lana můžeme rozložit na složky, působící ve směru letu ($G \cdot \sin \Theta$ a P) a na složky kolmé ($G \cdot \cos \Theta$ a P_y). Složky $G \cdot \cos \Theta$ a P_y musíme překonat vztlakem Y, kterému odpovídá určitá velikost odporu X. Síla od tahu lana do směru letu P musí překonávat odpor větroně X a složku váhy $G \cdot \sin \Theta$. Složka P_y značně zvyšuje potřebnou velikost vztlaku Y. Tím roste i násobek

letu $n = \frac{Y}{G}$ a tedy i zatížení celého větroně. Tento násobek na sobě necítíme, neboť není vyvozen odstředivou silou (působící i na pilota), nýbrž složkou P_y. Z obr. 2.69 vidíme, že s rostoucí výškou letu roste δ a Θ se zmenšuje. Tím se mění i velikosti složek váhy G a tahu v laně P'. Aby nevzrůstala rychlost vleku, musí obsluha navijáku s rostoucí výškou zmenšovat rychlost navíjení lana tak, aby stále platila rovnováha sil ve směru letu: $P = G \cdot \sin \Theta + X$.

Závěr

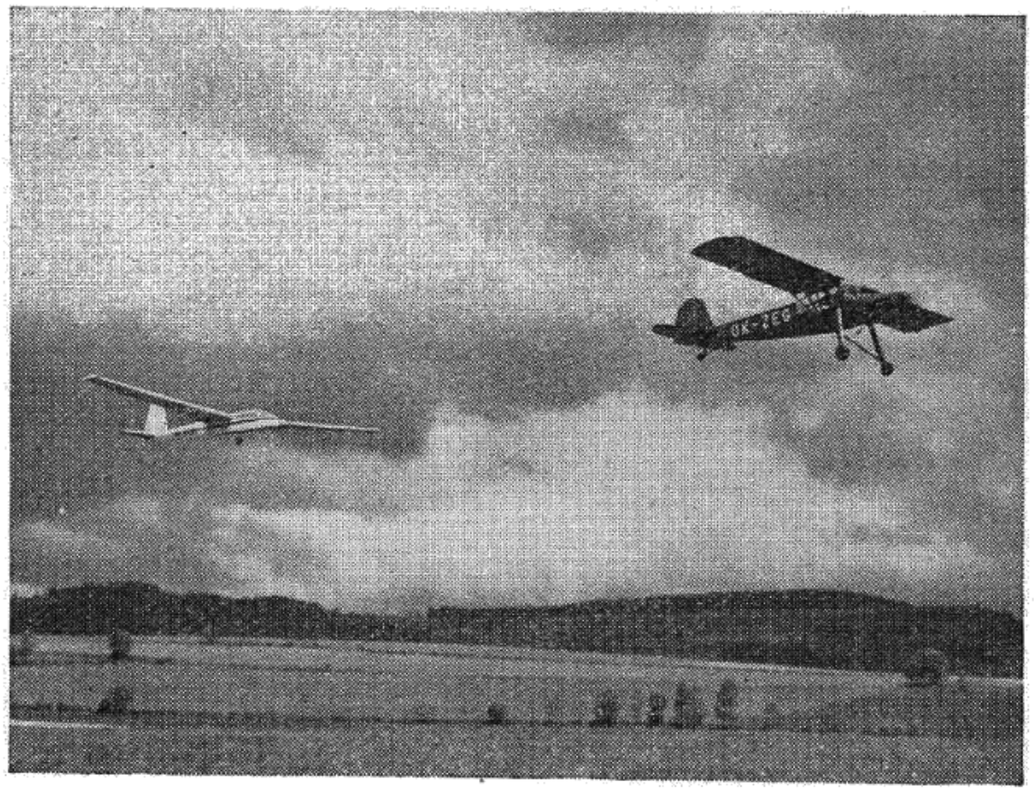
Při startu navijákem jsou větroň i vlečné lano velmi zatíženy. Zatížení větroně může přesáhnout i hodnoty při vybírání letu střemhlav, nebo při maximální přípustné vlečné rychlosti za motorovým letounem při působení poryvů.

Proto je třeba celý start provádět se vší pozorností a s ujasněním všech nebezpečí při chybné pilotáži, zvláště pak v přechodovém oblouku.

Jednou z nejdůležitějších zásad je nepřekračovat v žádném případě dovolenou vlečnou rychlost.

1.6.3. Start za motorovým vlečným letounem

Tento způsob startu a dalšího vleku je výhodný, protože pilot vlečného letounu může větroň dobře „zatáhnout" do oblasti stoupavých proudů. Je však nákladnější než start navijákem (větší spotřeba kvalitnějšího leteckého benzínu, opotřebování poměrně drahého motorového letounu a jeho ošetřování apod.).

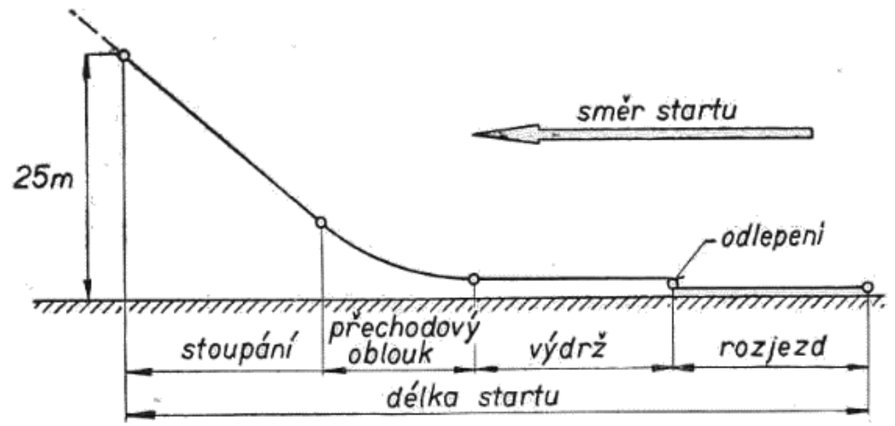


Obr. 2.70. Start v aerovleku

Start si rozdělujeme na tyto fáze (obr. 2.71):

1. rozjezd
2. odlepení
3. výdrž
4. přechodový oblouk
5. stoupání

1. *Rozjezd* je fáze startu, při které větroň jede po zemi a zrychluje se vlivem přebytku tahu vrtule vlečného letounu z rychlosti nulové



Obr. 2.71. Fáze startu

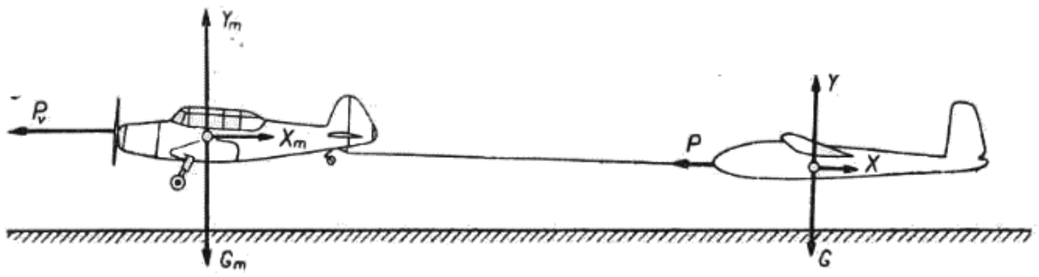
až do rychlosti odlepení (odpoutání). Během rozjezdu má pilot možnost patřičnou výchylkou výškového kormidla volit úhel náběhu. Je to důležité proto, že na něm závisí délka rozjezdu. Je možno dokázat, že při rozjezdu v „těžkém terénu" (vysoká tráva, rozmoklá letiště apod.) je lépe udržovat větší úhel náběhu než při rozjezdu na ploše v dobrém stavu.

2. *Odlepení* větroně od země nastává při rychlosti, kdy velikost vztlaku je již schopna překonat váhu větroně. Tato rychlost nemůže být nižší než je rychlost minimální. S ohledem na to, že letové vlastnosti nebývají v oblasti minimální rychlosti zcela vyhovující a přebytek tahu, potřebný pro zrychlování, se zbytečně zmenšuje velkým odporem, má být rychlost odlepení (1,1 až 1,15 ×) větší než rychlost minimální. Pro zkrácení rozjezdu se někdy vysunují vztlakové klapky, které snižují rychlost odlepení.

3. *Výdrž*. Po odlepení se rychlost letu zvyšuje a větroň by měl snahu stoupat. Tomu musíme čelit potlačením řídicí páky tak, aby letěl ve výši asi *1 m* nad povrchem letiště. Při větším převýšení by

větroň zvedal záď motorového letounu, jedoucího ještě po zemi (motorový vlečný letoun se totiž odlepuje při větší rychlosti než větroň vlivem většího plošného zatížení). Tím bychom přiváděli motorový letoun na menší úhel náběhu, který dovoluje odpoutání až při větší rychlosti, čímž roste délka rozjezdu a tím i startu. Vyrovná-li pilot vlečného letounu vznikající klopivý moment „na hlavu" přitažením řídicí páky, roste zase aerodynamický odpor motorového letounu a tím se délka jeho rozjezdu opět prodlužuje.

Rovnováha sil na obou letounech po odlepení je znázorněna na obr. 2.72. Je obdobná jako v přímočarém vodorovném ustáleném letu (viz kap. 1.6.4, kde si jí blíže všimneme). Zatím pouze krátce: váhy obou letounů jsou vyrovnány příslušnými vztlaky a jejich odpory tahem vrtule P_v (na větroň se tah P přenáší vlečným lanem).



Obr. 2.72. Rovnováha sil při aerovleku ve výdrži

Při výdrži je tah vrtule P_v větší než odpory X obou letounů. Přebytkem tahu se rychlost letu zvětšuje (let není ustálený) z rychlosti minimální až na hodnotu, předepsanou pro stoupání.

4. *Přechodový oblouk.* Oba letouny přecházejí z letu rovnoběžného s povrchem letiště do stoupavého letu. *Při nedostatečné rychlosti by tato fáze mohla být nebezpečná pro možnost přetažení a následujícího pádu.*

5. *Stoupání* nastává po ukončení přechodového oblouku. Protože je při stoupání rychlost letu stálá, je rovnováha sil stejná jako při ustáleném stoupavém letu a probereme si ji v kap. 1.6.4.

Vliv větru

Víme již, že rychlost letu neposuzujeme vzhledem k zemi, ale vůči ovzduší. *Fouká-li vítr proti směru startu,* dosáhneme potřebných rychlostí pro start (vzhledem k ovzduší) při menších rychlostech letounů vůči zemi. K urychlení letounu (na menší rychlost vůči zemi) potřebujeme kratší čas a tím i dráhu – *start se zkracuje.*

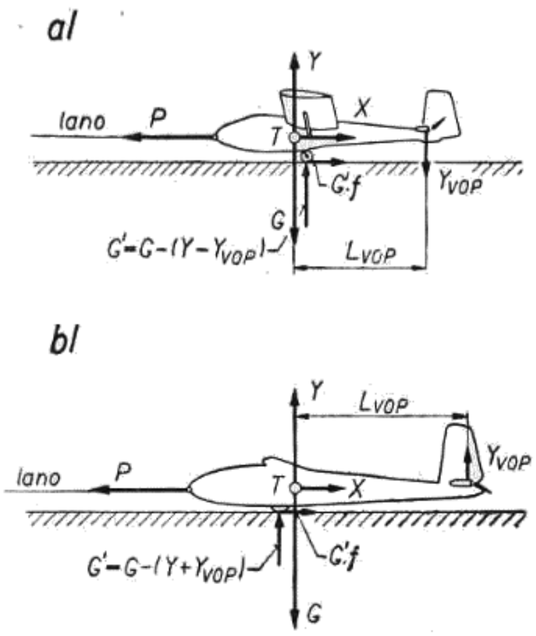
Při startu s větrem v zádech je tomu opačně. Příslušných rychlostí

dosáhneme na delších drahách – *délka startu roste. Proto startujeme zásadně proti větru.*

Všimněme si dalších činitelů, ovlivňujících délku startu.

Vliv stavu rozjezdové plochy

K dosažení co nejkratšího rozjezdu musíme přivést větroň co nejdříve na správný úhel náběhu. U větroňů, které mají kolo za těžištěm přitažením (např. Pionýr – obr. 2.73a), u větroňů s kolem před těžištěm potlačením (např. Blaník – obr. 2.73b). Úhel náběhu musíme volit tak veliký, aby součet aerodynamického odporu a odporu tření kola byl nejmenší a tím přebytek tahu největší. Třecí odpor závisí na součinu ze zatížení kola G' a součinitele tření f; aerodynamický odpor na úhlu náběhu. Při malém úhlu náběhu je aerodynamický odpor relativně malý, ale tření velké (G' je velké). Při velkém úhlu náběhu je tomu naopak. Je tedy zřejmé, že pro daný povrch rozjezdové plochy, charakterizovaný velikostí součinitele tření f existuje určitý optimální úhel náběhu, při kterém je součet aerodynamického odporu a tření kola nejmenší. Podrobným výpočtem bychom mohli stanovit, že *na špatné ploše je výhodné provádět rozjezd při vyšším úhlu náběhu* (větší hodnota vztlaku Y zmenšuje G'), *na dobré ploše naopak při úhlu náběhu menším.* V každém případě bude však rozjezd na špatné rozjezdové ploše delší.



Obr. 2.73. Síly při rozjezdu

Poznámka: U větroňů, opatřených lyží, je tření tak veliké, že na dobrých i špatných rozjezdových plochách bude nejvýhodnější rozjíždět se při velkém úhlu náběhu.

Vliv sklonu letiště

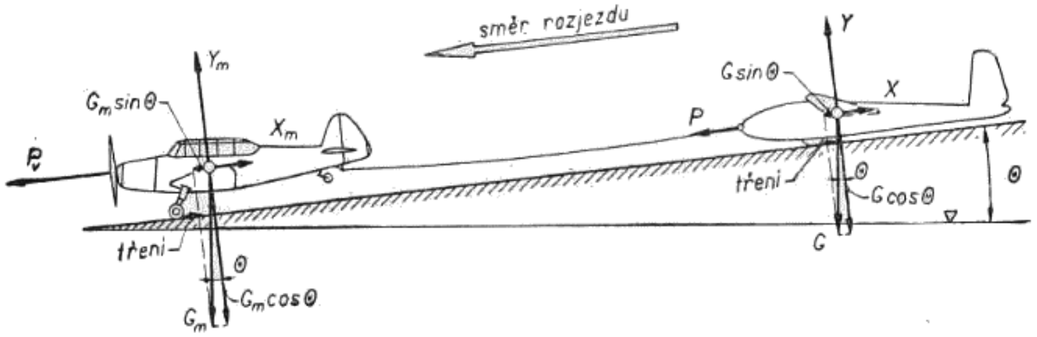
Při určitém sklonu letiště ve směru startu působí složky váhy větroně i motorového letounu ve směru rozjezdu. Při stejném tahu vrtule P_v bude rozjezd rychlejší a tím i kratší (obr. 2.74). Při startu do kopce tomu bude naopak (složky váhy pohyb zbrzďují).

Vliv blízkosti země

Blízkost země značně ovlivňuje aerodynamické charakteristiky větroně i vlečného letounu. Zmenšuje indukované rychlosti a tím i indukovaný odpor (srázový úhel se zmenší z hodnoty ε při letu ve volném ovzduší na hodnotu ε_z – viz obr. 2.75). Má tedy obdobný vliv jako zvětšení štíhlosti křídla.

Vlivem zmenšeného odporu je přebytek tahu a tím i zrychlení při startu větší. Při větším zrychlení dosáhneme potřebných rychlostí pro odlepení a pro přechod do stoupání dříve a tedy na kratší dráze. Blizkost země tedy zkracuje celkovou délku startu.

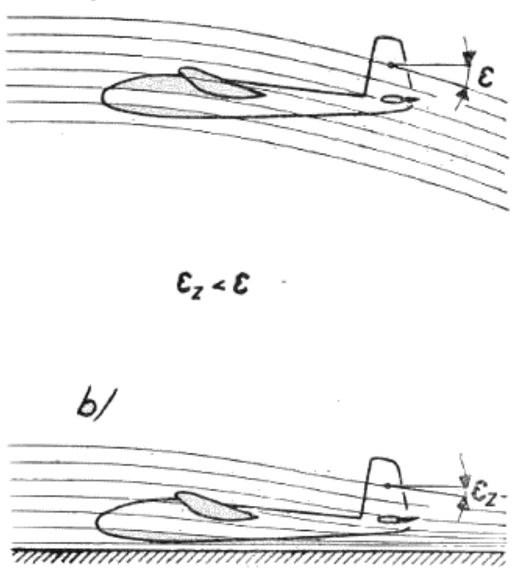
Po přechodu do stoupání se oba letouny vzdalují od země, vliv blízkosti země mizí a indukovaný odpor roste. Kdybychom neprovedli výdrž a přešli do stou-



Obr. 2.74. Vliv sklonu letiště na start

pání příliš brzy (na minimální rychlosti vlečného letounu), mohlo by toto stoupnutí odporu způsobit zpomalení letu a pád vlečného letounu.

Staly se již případy, že se přetížený letoun vlivem blízkosti země sice odlepil, ale výkon jeho motorů nestačil již pro další stoupání (bez vlivu blízkosti země) a let skončil havárií nárazem na překážku. Obdoba tohoto případu by mohla nastat při vleku těžkého větroně slabým motorovým letounem, kdyby se při startu vysunuly u větroně brzdicí klapky.



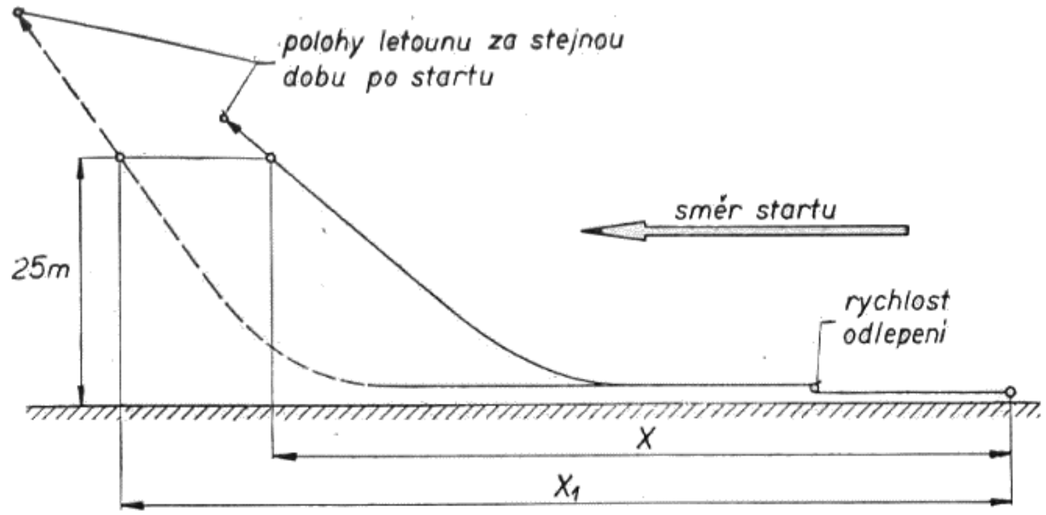
Obr. 2.75. Vliv blizkosti země na velikost srázového úhlu

Vliv délky výdrže

Pro nejmenší délku startu (do předepsané výšky 25 m) je nejvýhodnější co nejkratší výdrž (obr. 2.76). Protože však v tomto případě děláme přechodový oblouk při malé rychlosti letu, je tento způsob startu nebezpečný pro možnost přetažení a pádu. Proto je třeba získat během výdrže rychlost, předepsanou pro stoupání. Z obrázku vidíme, že se tím délka startu x prodlužuje (na hodnotu x_1), ale za stejnou dobu doletíme dále a výše.

1.6.4. Aerovlek

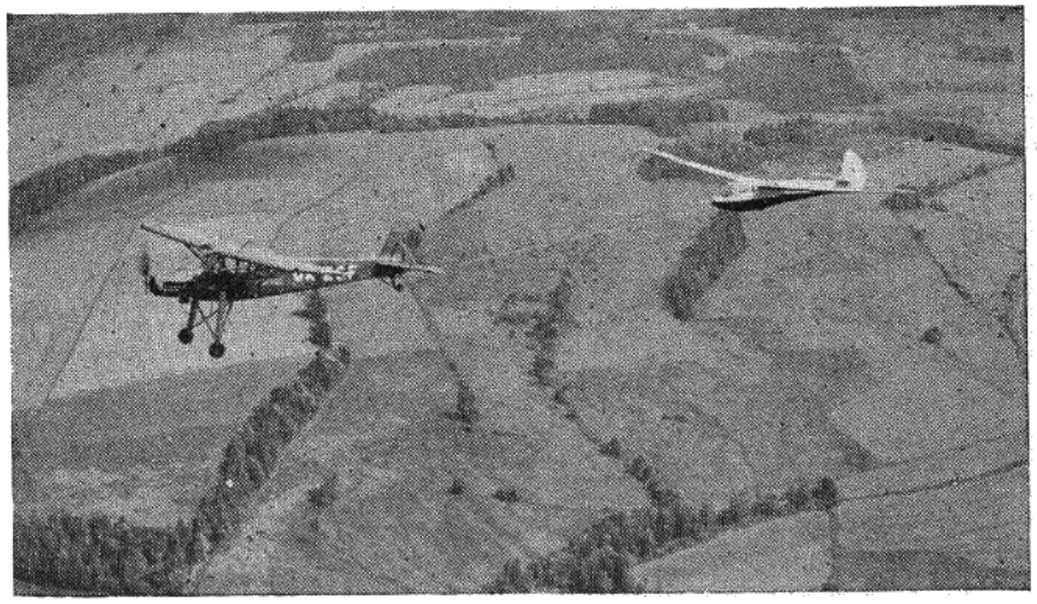
V předcházející kapitole jsme uvažovali, že start je ukončen dosažením výšky 25 m. Bylo to proto, abychom mohli mluvit o délce startu a činitelích, které ji ovlivňují. Prakticky však



Obr. 2.76. Vliv délky výdrže na start

můžeme, podobně jako u startu navijákem, považovat start v aerovleku za ukončený až po odpoutání větroně od vlečného letounu, kdy pokračuje v samostatném letu.

Kromě startu pro získání výšky v okolí letiště užíváme vleku za motorovým letounem i k přeletu větroňů do vzdálenějších míst (tzv. *převlek*), kdy letíme zpravidla vodorovně. Někdy provádíme i sestupný let ve vleku (potřebujeme-li z nějakých důvodů snížit výšku letu).

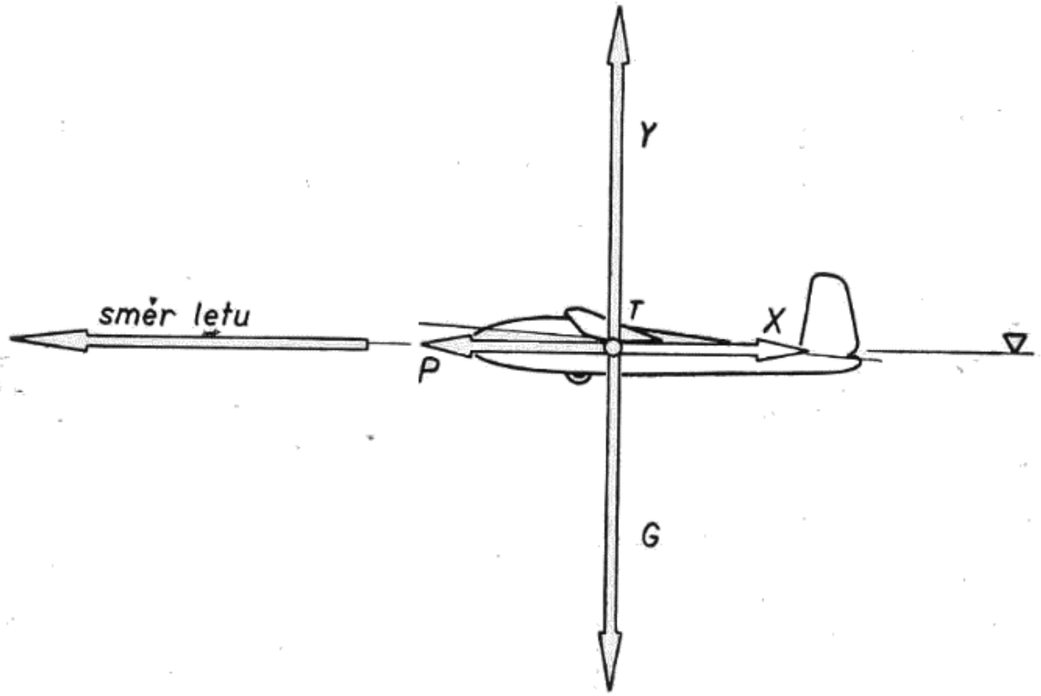


Obr. 2.77. Aerovlek

Ve vleku tedy můžeme letět stoupavým, vodorovným nebo sestupným letem. V dalších kapitolách si probereme jednotlivé režimy letu. Protože z hlediska rovnováhy sil, působících na větroň i vlečný letoun, je nejjednodušší vodorovný let, všimneme si ho nejdříve.

Vodorovný let

Aby větroň letěl ustáleným vodorovným letem, musí být tažen dopředu nějakou silou, rovnající se velikosti odporu. Při aerovleku získáme tuto sílu jako část tahu vrtule vlečného letounu, přenášenou



Obr. 2.78. Rovnováha sil ve vodorovném letu

na větroň vlečným lanem. Budeme se zabývat rovnováhou sil, působících při aerovleku na oba letouny. Nejdříve se však podívejme na rovnováhu sil, působících na samotný větroň (obr. 2.78). Pro jednoduchost uvažujme, že síla od vlečného lana působí v těžišti větroně T. Váha větroně G je vyvážena vztlakem Y a odpor X je překonáván tahem P. Matematicky si tuto rovnováhu sil můžeme vyjádřit takto:

a) *ve směru vodorovném:*

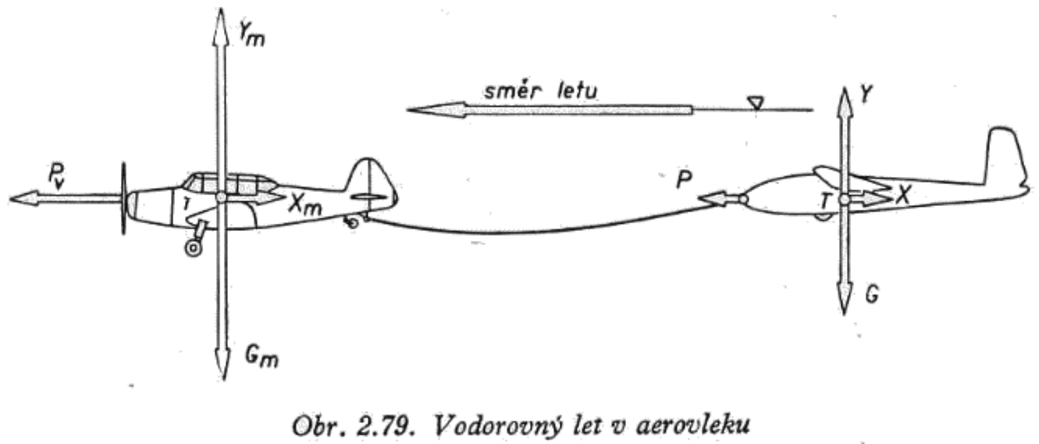
$$P = X = c_x \frac{\varrho V^2}{2} S \qquad (2.23)$$

b) *ve směru svislém:*

$$G = Y = c_y \frac{\varrho V^2}{2} S \qquad (2.24)$$

Ze vzorce 2.23 je vidět, že větroně s menším součinitelem odporu c_x potřebují k udržení vodorovného ustáleného letu menší tah P, než větroně aerodynamicky horší. To je výhodné pro vlečný letoun, který při stejné rychlosti může letět s menší plynovou přípustí (s menším výkonem motoru), nebo při stejné přípusti plynu poletí rychleji.

Na obr. 2.79 máme nakresleny síly, působící na oba letouny. Všimneme-li si sil, působících na motorový vlečný letoun vidíme, že na něj působí jeho váha G_m, která je v rovnováze se vztlakem Y_m,



Obr. 2.79. Vodorovný let v aerovleku

vlastní odpor X_m, odpor větroně X (přenáší se vlečným lanem) a tah vrtule P_v. Aby se celý vlek pohyboval stále stejnou rychlostí, musí tah vrtule překonávat odpory obou letounů:

$$P_v = X_m + X \qquad (2.25)$$

Stanovení potřebného tahu

Potřebný tah P, nutný pro udržení ustáleného vodorovného letu při dané rychlosti V, můžeme stanovit z rovnic 2.23 a 2.24 tím, že pravou stranu rovnice 2.23 vynásobíme a zároveň podělíme vztlakem Y, za který potom dosadíme váhu větroně G:

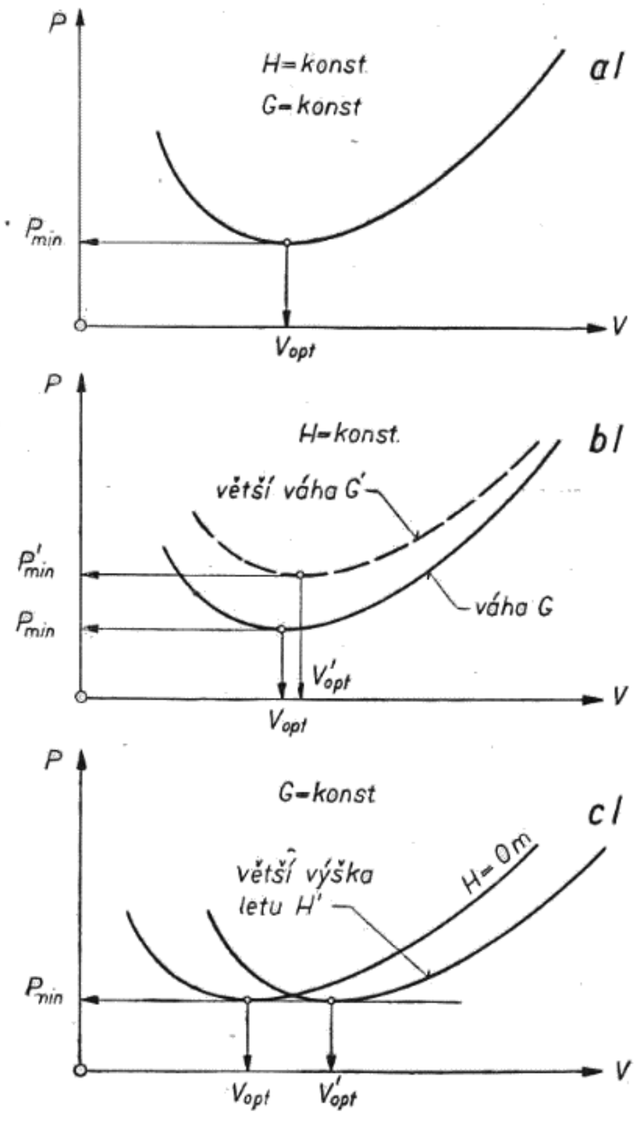
$$P = X = \frac{X}{Y} Y = \frac{c_x \frac{\varrho V^2}{2} S}{c_y \frac{\varrho V^2}{2} S} Y = \frac{c_x}{c_y} Y = \frac{c_x}{c_y} G = \frac{G}{K} \qquad (2.26)$$

Hodnota $K = \frac{c_y}{c_x}$ je nám již známá klouzavost větroně. Ze vzorce je patrné,

že při stejné váze větroně potřebný tah s rostoucí klouzavostí klesá a že bude nejmenší při optimálním režimu letu, tj. při největší klouzavosti větroně (odpovídá optimální rychlosti větroně V_{opt}):

$$P_{min} = \frac{G}{K_{max}} \tag{2.27}$$

Vzhledem k tomu, že každé klouzavosti odpovídá u daného větroně určitá rychlost letu, můžeme velikost potřebného tahu vyjádřit i v závislosti na rychlosti letu. Tuto závislost vyjadřujeme graficky a nazýváme ji *diagram potřebných tahů* (nebo také *křivka odporu*) – obr. 2.80a.



Obr. 2.80. Křivky potřebného tahu

Z diagramu je opět patrno, že nejmenší tah potřebujeme při letu optimální rychlostí V_{opt}. Při větších i menších rychlostech bude potřebný tah větší.

Vliv váhy větroně na velikost potřebného tahu

Někdy nás může zajímat, jak se mění potřebný tah s vahou větroně (těžší pilot, při použití vody v nádržích apod.). Zvětšíme-li váhu větroně, je nutno zvýšit buď rychlost letu nebo součinitel vztlaku, chceme-li zachovat rovnováhu sil ve směru svislém (viz rov. 2.24).

Uvažujme nejprve případ letu ve stejné výšce při optimálním součiniteli vztlaku, ale s měnící se vahou. Odpovídající rychlost V'_{opt} těžšího větroně je větší než u lehčího, ale optimální klouzavosti K_{max} obou větroňů jsou stejné. Z rovnice 2.27 je patrné, že u těžšího větroně bude potřebný tah větší (stejné K_{max}, větší G).

Vliv zvětšení váhy na velikost potřebného tahu při konstantní rychlosti, rovné V_{opt} lehčího větroně, projeví se zmenšením klouzavosti K, které je způsobeno zvětšením součinitele vztlaku, nutného pro udržení rovnováhy sil ve svislém směru. Potřebný tah těžšího větroně se vlivem zmenšení klouzavosti K a zvětšením váhy G opět zvýší.

Nejlépe tento vliv vidíme v diagramu potřebných tahů (obr. 2.80b).

Vliv výšky letu na velikost potřebného tahu

Zatím jsme uvažovali let ve stále stejné výšce ($\varrho = konst.$). Víme však, že větroň během letu mění výšku (mění se tedy ϱ). Proto si v dalším ukážeme, jaký vliv má změna výšky letu na velikost potřebného tahu. Ze vzorce 2.24 vidíme, že při stejném součiniteli vztlaku c_y je nutno ve větší výšce (menší ϱ) letět větší rychlostí, nebo při stejné rychlosti je nutno zvýšit součinitel vztlaku c_y. Se změnou c_y se mění i klouzavost K. Poletíme-li s větroněm o stejné váze ve větší výšce při stejném úhlu náběhu (čili i stejném c_y, K), musíme letět vyšší rychlostí. Víme, že hodnoty klouzavosti se s výškou letu nemění, ale příslušné rychlosti se s rostoucí výškou letu zvyšují. Tedy např. hodnota minimálního potřebného tahu P_{min} se s rostoucí výškou letu nezmění, ale této hodnoty dosáhneme při větší rychlosti (ve vzorci 2.27 hodnota $G = konst$ a K_{max} je také stejná, ale přísluší vyšší rychlosti letu). Dobře to vidíme v diagramu potřebných tahů (obr. 2.80c).

Poznámka: je důležité si uvědomit, že jde o rychlosti skutečné (vůči ovzduší). *Indikované rychlosti* (ukazované rychloměrem), přísušející letu při P_{min} apod. *budou ve všech výškách stejné.*

Optimální rychlost vleku

Pro motorový vlečný letoun bychom mohli provést podobné úvahy a stanovit křivku jeho potřebných tahů. Protože motorový letoun má větší plošné zatížení a jiný tvar poláry (K_{max} menší a při jiném c_y) bude jeho optimální rychlost větší, než u větroně. *Při vleku nemohou tedy oba letouny letět svou optimální rychlostí* (větroň letí rychleji). Optimální rychlost vleku bychom stanovili z výsledné křivky potřebného tahu obou letounů.

Rychlost vleku

Při vodorovném vleku létáme zpravidla větší rychlostí než optimální, abychom zvýšili cestovní rychlost. Velikost rychlosti vleku je však omezena výkonem motoru vlečného letounu nebo častěji pevností větroně (nesmíme překročit dovolenou rychlost ve vleku při daných meteorologických podmínkách).

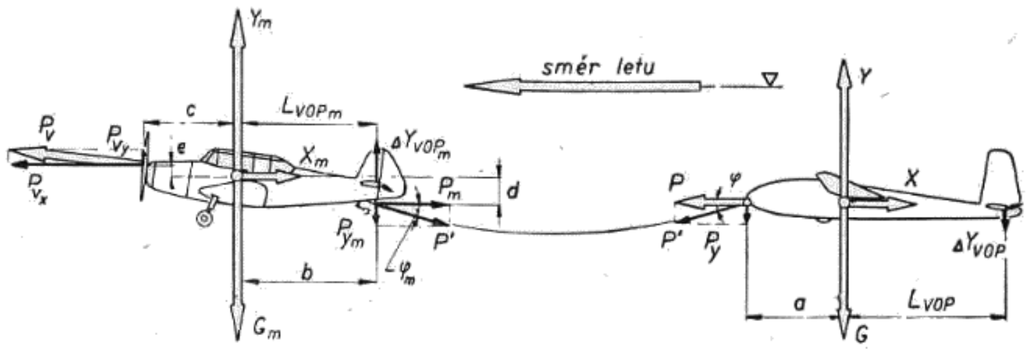
Vodorovný let podrobněji

V předešlém jsme pro jednoduchost uvažovali, že všechny síly na větroni i motorovém letounu působí v těžišti a momentová rovnováha je zajištěna orgány řízení. Proveďme si nyní podrobnější rozbor rovnováhy sil a momentů, kde budeme proti předešlému uvažovat, že síly od vlečného lana nepůsobí v těžišti, nýbrž v závěsech. Do rozboru zahrneme i vliv průhybu vlečného lana.

Poznámka: Na obrázcích jsou kresleny *síly na vodorovných ocasních plochách* (značené ΔY_{VOP}) *a příslušné výchylky výškového kormidla, které nutno chápat pouze jako přírůstky* nebo *úbytky skutečné síly na vodorovných ocasních plochách a výchylky výškového kormidla*, nutné pro vyrovnání přídavných momentů, způsobených tahem ve vlečném laně. Ve skutečnosti mohou mít výchylky výškového kormidla i výsledné síly na vodorovných ocasních plochách třeba i opačný smysl. Smysly sil na vodorovných ocasních plochách a příslušné velikosti výchylek výškového kormidla, potřebných pro rovnováhu samotného letounu, jsou uvedeny v kapitole o podélné stabilitě.

Všimněme si nejdříve rovnováhy sil a momentů na větroni (obr. 2.81). Vidíme, že vlečné lano je vlivem své váhy prověšeno. Prověšení závisí na váze lana a síle v laně P'. Síla v laně nepůsobí tedy ve směru letu, ale šikmo. Sílu si můžeme rozložit na složku ve směru letu (P), která musí překonat odpor větroně X,

a na složku kolmou (P_y). Tato složka působí na rameni a a dává k těžišti větroně klopivý moment „těžký na hlavu". Pro jeho vyrovnání musí pilot větroně poněkud „táhnout" výškové kormidlo, aby vznikl na vodorovných ocasních plochách



Obr. 2.81. Vodorovný let v aerovleku podrobněji

přírůstek síly ΔY_{VOP}, který na rameni L_{VOP} vyrovnává moment od síly P_y. Moment od síly P je malý a můžeme ho zanedbat.

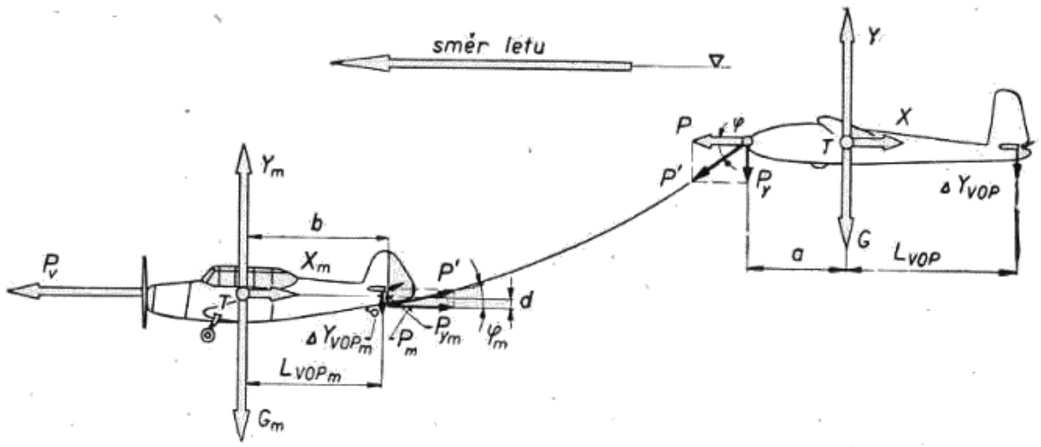
Podmínku momentové rovnováhy lze vyjádřit vzorcem:

$$P_y \cdot a = \Delta Y_{VOP} \cdot L_{VOP} \tag{2.28}$$

Z obrázku též vidíme, že výsledný vztlak na větroni musí překonat všechny síly, působící dolů (G, P_y, ΔY_{VOP}). Podmínka rovnováhy sil ve směru svislém tedy bude:

$$Y = G + \Delta Y_{VOP} + P_y \tag{2.29}$$

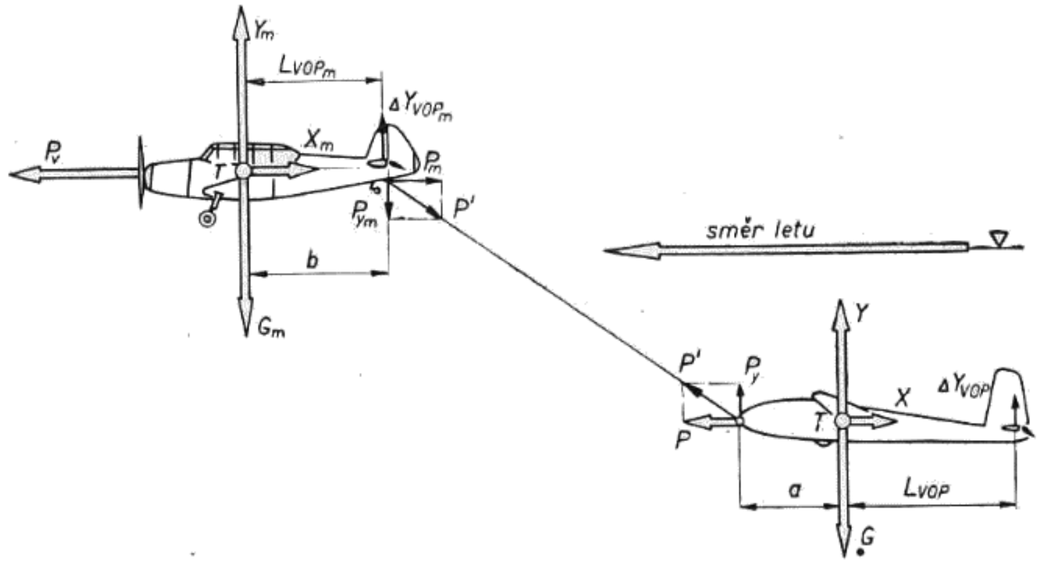
Je-li větší vztlak, je větší i odpor a tedy i potřebný tah. Pilot motorového



Obr. 2.82. Vlek větroně vysoko nad motorovým letounem

letounu musí tedy přidáním plynové přípusti zvýšit otáčky motoru a tím i tah, chce-li letět stále stejně rychle. Pokud větroň ve vleku zaujímá správnou polohu (pilot větroně vidí motorový vlečný letoun na horizontu – větroň při tom letí nad vrtulovým vírem a úplavem od vlečného letounu), bude tento vliv prakticky zanedbatelný. O poměrech při nesprávném letu si povíme později.

Zatím se znovu vraťme k obr. 2.81 a všimněme si silových poměrů na motorovém vlečném letounu. Již dříve jsme si řekli, že motorový letoun při stejné rychlosti jako větroň letí při větším úhlu náběhu. Uvažujeme-li přibližně, že tah vrtule P_v působí v ose letounu, můžeme si tuto sílu rozložit do směru letu P_{vx} a do směru kolmého P_{vy}. V závěsu vlečného lana se síla v laně P' rozkládá do směru letu P_m a do směru kolmého P_{ym}. Tyto síly jsou stejné jako na větroni, uvažujeme-li symetrický průhyb lana (*úhel* $\varphi_m = \varphi$). Navíc působí v závěsu odpor lana a jeho váha, které však můžeme vzhledem k velikosti ostatních sil zanedbat.



Obr. 2.83. Vlek větroně pod motorovým letounem

Všechny tyto síly dávají na příslušných ramenech k těžišti motorového letounu momenty, které musí překonat pilot patřičnou výchylkou výškového kormidla tak, aby síla na vodorovných ocasních plochách na rameni L_{VOPm} byla s nimi v rovnováze.

Podmínka momentové rovnováhy:

$$\Delta Y_{VOPm} \cdot L_{VOPm} = P_{Vy} \cdot c + P_{ym} \cdot b - P_m \cdot d - P_{Vx} \cdot e \tag{2.30}$$

Smysl přírůstku síly na vodorovných ocasních plochách – ΔY_{VOPm} – by nám vyšel po vyčíslení levé strany rovnice a může se měnit s rychlostí letu.

Napišme si ještě pro úplnost podmínku rovnováhy sil vleku ve směru letu:

$$P_{Vx} = X_m + P_m \tag{2.31}$$

Let větroně vysoko nad vlečným letounem

Situaci naznačuje obr. 2.82. Vidíme, že se zvětšuje složka P_y tahové síly v laně P' a tím i velikost přírůstku síly ΔY_{VOP}, kterého je třeba pro docílení momentové rovnováhy. Tím roste i vztlak s odporem a potřebný tah nehledě na to, že důsledky jsou i pro motorový vlečný letoun nepříjemné (silou P_{ym} je letoun klopen „na hlavu"), neboť vzniklý moment musí pilot překonávat silou na vodorovných ocasních plochách, docílenou přitažením výškového kormidla. Při velkých výškových rozdílech může pilot přílišným dotažením přivést vlečný letoun až k odtržení proudu a tím k pádu. Pilot vlečného motorového letounu však zpravidla k tomu

nenechá dojít a vidí-li, že ani velkou výchylkou výškového kormidla nemůže zajistit momentovou rovnováhu, vypíná vlečné lano a tím i větroň.

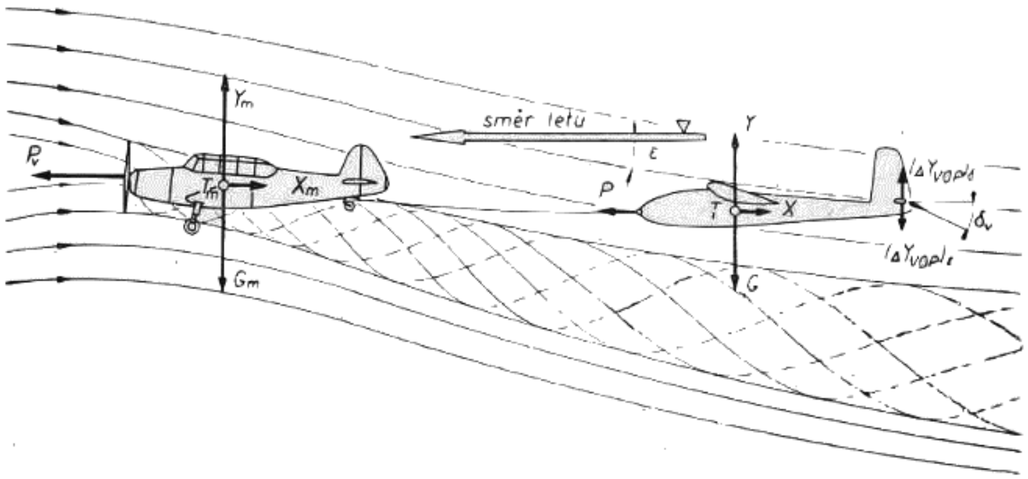
Potřebný tah pro takový let roste nejen tím, že se zvyšují úhly náběhu u obou letounů přitahováním výškového kormidla, ale i vzrůstem škodlivého odporu vychýlených kormidel a větším odporem šikmo ofukovaného lana.

Vliv tvaru průhybu lana na velikost potřebného tahu

K zvýšení potřebného tahu přispívá i vliv tvaru průhybu vlečného lana. Z obr. 2.82 vidíme, že vzhledem k rozdílným úhlům φ_m a φ potřebujeme k docílení tahu P větší složku P_m.

Let větroně pod motorovým letounem (pod vrtulovým vírem)

Letí-li větroň nízko pod motorovým letounem (obr. 2.83), způsobí složka síly v laně ve směru svislém Py a přírůstek síly na vodorovných ocasních plochách ΔY_{VOP} zmenšení potřebného vztlaku Y. Tím by klesal odpor větroně X a zároveň



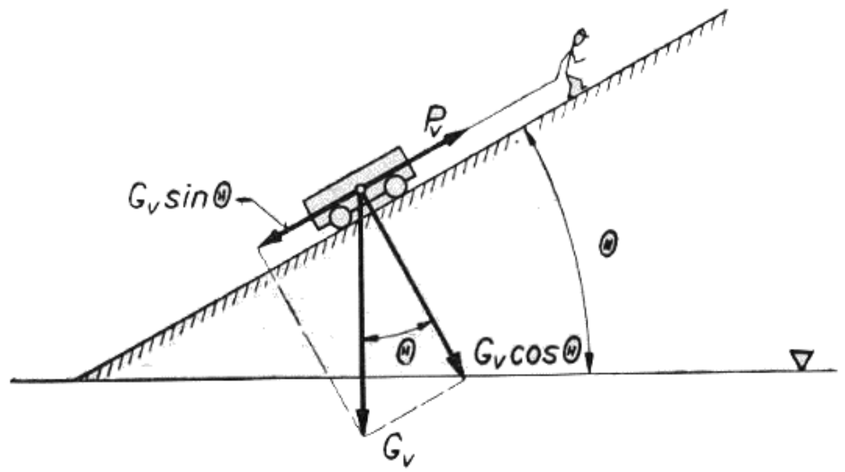
Obr. 2.84. Srázový úhel a vrtulový proud za motorovým letounem

potřebný tah P. Při tomto způsobu letu však rostou škodlivé odpory, způsobené výchylkou výškového kormidla (pilot musí pro docílené momentové rovnováhy hodně tlačit) a šikmým ofukováním lana, takže výsledný zisk je poměrně malý. Z hlediska potřebného tahu bude tento způsob vleku tedy zřejmě výhodnější, než let vysoko nad motorovým letounem. Z hlediska pilotáže nebude takový vlek příliš příjemný pro pilota větroně (nepříjemné prolétávání vrtulového proudu a potřeba velkého potlačení) ani pro pilota vlečného letounu (klopivý moment „na ocas" od síly P_{ym} musí pilot překonávat výchylkou výškového kormidla, aby se příliš nezvyšoval úhel náběhu a nehrozil pád). Mimoto nemůže pilot větroň dobře sledovat, což bývá také někdy nepříjemné.

Vliv sešikmení proudu za motorovým letounem

Momentová i silová rovnováha ve vleku bude však ovlivněna i sešikmením proudu za motorovým letounem. Sešikmení proudu za křídlem vzniká účinkem koncových vírů, o kterých se hovořilo v první části knihy.

Z obr. 2.84 je patrno, že vlivem sešikmení proudu ε za motorovým letounem se mění úhel náběhu, pod kterým jsou obtékány vodorovné ocasní plochy větroně. Tím vzniká přídavná síla $(\Delta Y_{VOP})_\varepsilon$, která způsobuje klopivý moment „těžký na ocas", který by zvětšoval úhel náběhu větroně. Abychom tomu zabránili, musíme

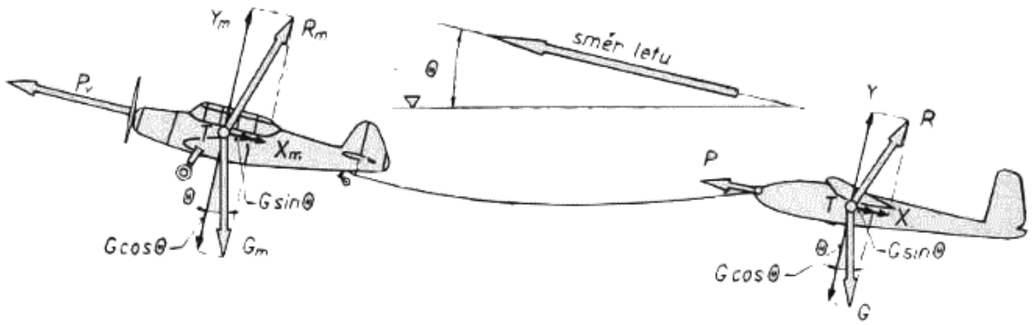


Obr. 2.85. Rovnováha sil při pohybu vozíku po nakloněné rovině

potlačením výškového kormidla vyvodit na ocasních plochách přírůstek síly opačného smyslu $(\Delta Y_{VOP})_\delta$. Celková potřebná velikost potlačení, nutného k udržení vodorovného letu (daná větší rychlostí letu) se tím dále zvýší.

Stoupavý let

Již jsme si vysvětlili, že ustálené stoupání samotného větroně v klidném ovzduší není možné. Aby větroň stoupal, musí na něj



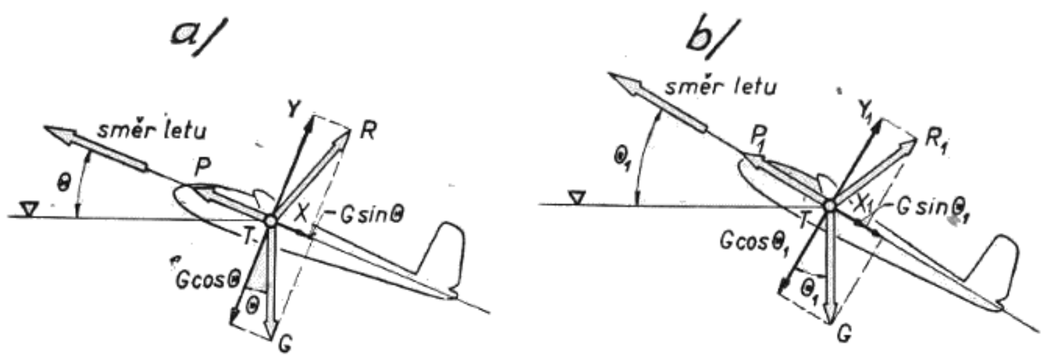
Obr. 2.86. Stoupavý let v aerovleku

působit nějaká síla, která ho táhne. Tato síla ovšem musí být větší než odpor větroně, a to o hodnotu složky jeho váhy, působící proti směru letu.

Vznik této síly si můžeme dobře představit na příkladě vozíku, taženého do kopce (obr. 2.85). Váhu vozíku G_v si rozkládáme na

složku kolmou k povrchu vozovky $G_v \cdot \cos \Theta$ a na složku $G_v \cdot \sin \Theta$, působící rovnoběžně s povrchem vozovky. Tato složka by táhla vozík se svahu dolů. Aby se to nestalo, musíme táhnout vozík do svahu silou P, která je stejně veliká jako složka $G_v \cdot \sin \Theta$. Neuvažujeme zde ovšem tření kol o vozovku.

Při stoupavém letu větroně je situace obdobná. Aby let byl ustálený, musí být všechny síly, působící na větroň, v rovnováze. Složka váhy, kolmá na směr letu $G \cdot \cos \Theta$ musí být vyrovnána vztlakem Y; odpor větroně X spolu se složkou váhy $G \cdot \sin \Theta$ je překonáván tahem P (obr. 2.86). Tato síla se na větroň přenáší od



Obr. 2.87. Vliv úhlu stoupání na velikost potřebného tahu

motorového letounu vlečným lanem. Rovnováha sil na motorovém letounu je obdobná. Vidíme, že tah vrtule P_v musí překonat aerodynamický odpor vlečného letounu i větroně a složky jejich váhy do směru letu. Odpor vlečného lana můžeme zanedbat.

Zvětšíme-li úhel stoupání, dostáváme i větší složku váhy, která působí proti směru pohybu a tím i tahu vrtule, který musíme pro zachování rovnováhy zvýšit. Na obr. 2.87b je naznačeno zvětšení složky váhy $G \cdot \sin \Theta_1$ proti hodnotě $G \cdot \sin \Theta$ v případě *a*), kdy je úhel stoupání Θ menší. U motorového letounu je to obdobné. Nezvýšíme-li tah, poruší se rovnováha a rychlost se začne zmenšovat.

Tah vrtule ovšem můžeme zvyšovat pouze do určité hodnoty (záleží na výkonu motoru, výšce letu, vrtuli apod.). Čím větší bude tah vrtule, tím bude stoupání strmější a největší dosažitelná stoupací rychlost větší.

Stoupací rychlost

Rychlost při stoupání V_{st} si můžeme rozložit do dvou směrů; do směru vodorovného a svislého (obr. 2.88). Rychlost ve směru svislém nazýváme stoupací rychlostí Vy:

$$Vy = V_{st} \cdot \sin \Theta \qquad (2.32)$$

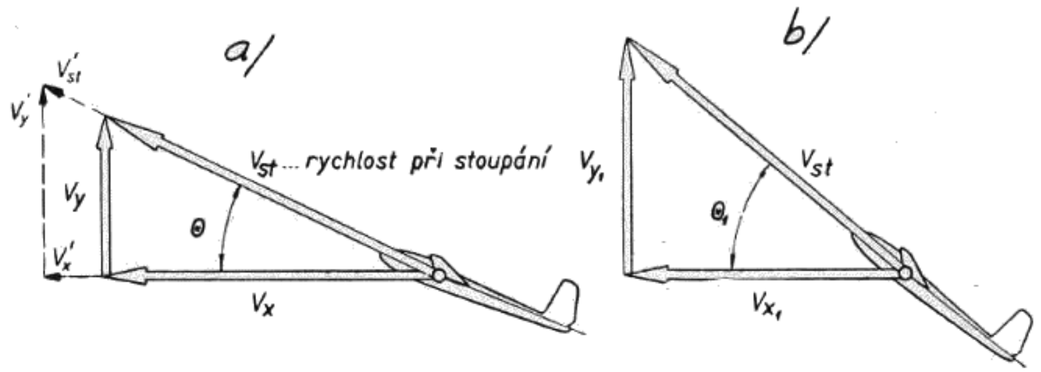
Horizontální složka je dána výrazem:

$$V_x = V_{st} \cdot \cos \Theta \qquad (2.33)$$

Protože úhly stoupání bývají malé, je $V_x \doteq V_{st}$

Stoupací rychlost je závislá na úhlu stoupání Θ i na rychlosti letu při stoupání V_{st}. Při zachování stejné rychlosti letu roste stoupací rychlost se zvětšováním úhlu stoupání Θ_1 (obr. 2.87b). Při stejném úhlu stoupání roste se zvětšující se rychlostí V'_{st} (obr. 2.87a). V obou případech je však zvýšení stoupací rychlosti podmíněno zvýšením tahu.

Uvedené poznatky můžeme rozšířit i na celý vlek větroně za motorovým letounem. Podrobnějším rozborem, který však přesahuje rámec této knihy bychom dostali, že při daném výkonu motoru je stoupací rychlost závislá na rychlosti letu.



Obr. 2.88. Rozklad rychlosti při stoupání

Chceme-li, aby stoupací rychlost byla největší, musíme letět určitou rychlostí, danou aerodynamickými charakteristikami větroně i motorového letounu. Při této rychlosti neletíme však pod největším úhlem stoupání, kterému přísluší rychlost poněkud nižší.

Vliv aerodynamických charakteristik na stoupací rychlost

Čím větší je odpor větroně, tím větší tah potřebujeme k jeho překonání. Zvětšováním odporu větroně se u daného vlečného letounu zmenšuje přebytek tahu, potřebný pro překonání složky váhy, působící proti směru letu a stoupací rychlost klesá. U větroně s menším odporem je tomu opačně.

Vliv váhy větroně na stoupací rychlost

Zvětšením váhy větroně se zvětšuje její složka $G \cdot \sin \Theta$. Aby při vleku za daným vlečným letounem zůstala zachována rovnováha sil ve směru letu, musíme při stejné rychlosti letu a výkonu motoru zmenšit úhel stoupání Θ. Tím se zmenší stoupací rychlost Vy. Při snížení váhy větroně je tomu naopak.

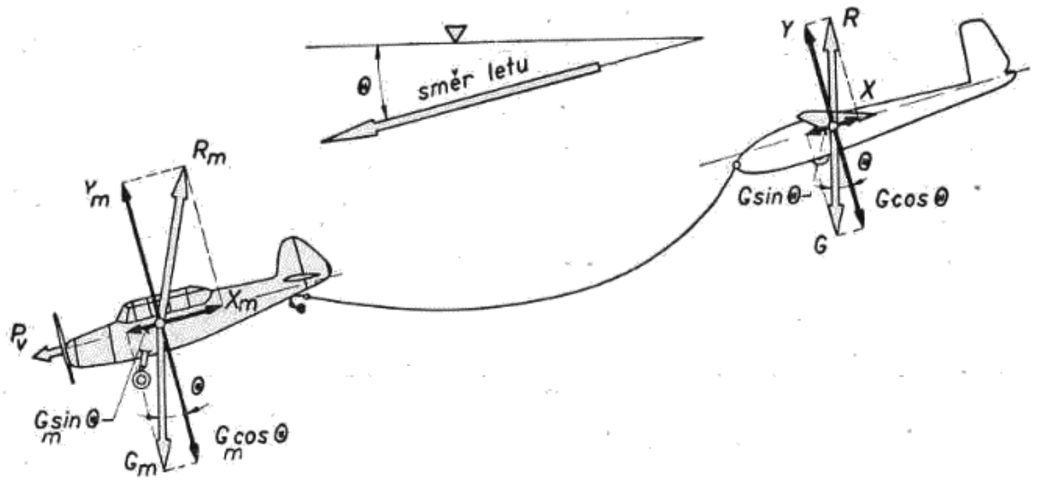
Vliv výšky letu na stoupací rychlost

Za předpokladu stejného tahu vrtule ve všech výškách by se stoupací rychlost ve vleku neměnila. Rychlost letu vůči ovzduší, odpovídající dané stoupací rychlosti, by se s výškou zvětšovala, indikovaná rychlost (ukazovaná rychloměrem)

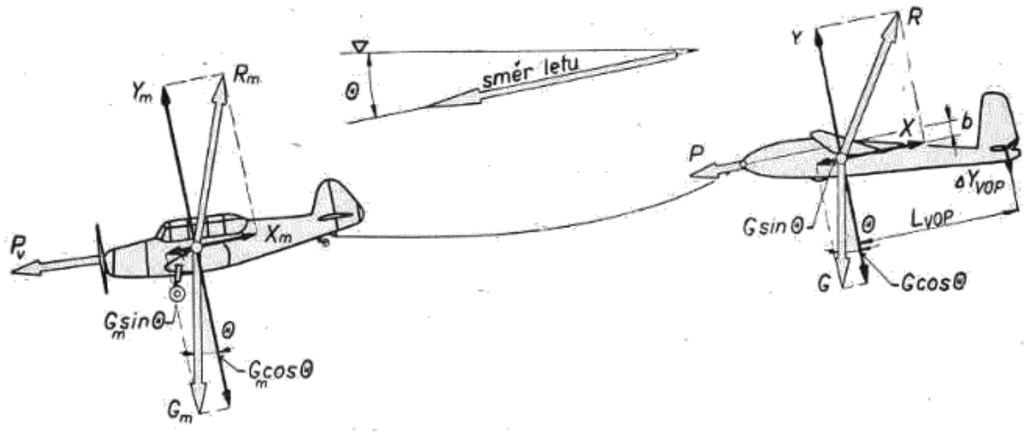
by však zůstala zachována. U běžných vlečných letounů, u nichž není motor opatřen kompresorem, však tah vrtule s výškou klesá, čímž se zmenšuje i stoupací rychlost. Tím je omezena maximální dosažitelná výška letu ve vleku.

Sestupný let

Při sestupném letu ve vleku za motorovým letounem mohou v podstatě nastat dva případy. Při prvém není lanem přenášen žádný tah, při druhém určitá velikost tahu zůstává.



Obr. 2.89. Sestupný let v aerovleku



Obr. 2.90. Sestupný let v aerovleku

První případ je znázorněn na obr. 2.89. Rovnováha sil na větroni je stejná jako v klouzavém letu. Aby byly rychlosti letu obou letounů stejné, musí motorový letoun vzhledem k tomu, že má větší plošné zatížení, letět při větším součiniteli vztlaku než větroň. Tomuto součiniteli vztlaku odpovídá určitá velikost odporu, daná polárou

motorového letounu. Chce-li pilot motorového letounu zachovat i stejný úhel klouzání jako má větroň, je složka váhy $G_m \cdot \sin \Theta$ menší než odpor X_m a pro zachování rovnováhy musí letět s určitým tahem vrtule P_v:

$$P_v = X_m - G_m \cdot \sin \Theta \qquad (2.34)$$

U dnešních větroňů jsou klesací rychlosti malé a sestup by trval dlouho. Proto zpravidla zvětšujeme klesací rychlost použitím brzdicích klapek. Kdyby pilot motorového letounu letěl se staženým plynem, musel by pilot větroně letět velkou rychlostí, aby se úhly klouzání větroně i motorového letounu vyrovnaly. Tato rychlost by byla vzhledem k aerodynamické čistotě větroně větší než rychlost motorového letounu a větroň by ho předlétl. Aby tomu zabránil, musí pilot větroně vysunout brzdicí klapky. V mnohých případech, zvláště při vleku výkonných větroňů, by však ani plné vysunutí brzdicích klapek i při současném použití skluzu nestačilo a pilot větroně by byl nucen vypnout. Pilot vlečného letounu musí proto znát klesací rychlost daného typu větroně s plně vysunutými klapkami při dané rychlosti letu a svou klesací rychlost podle toho upravit.

Obr. 2.90 naznačuje druhý případ, při sestupu častěji používaný. Pilot vlečného letounu letí pod úhlem klouzání Θ. Aby zůstalo vlečné lano napnuto, upraví pilot větroně vhodným vysunutím brzdicích klapek a přitažením režim letu tak, že odpor větroně bude větší než složka váhy $G \cdot \sin \Theta$. Pro zachování rovnováhy ve směru letu musí v laně vzniknout síla P, jejíž velikost je dána vzorcem:

$$P = X - G \cdot \sin \Theta \qquad (2.35)$$

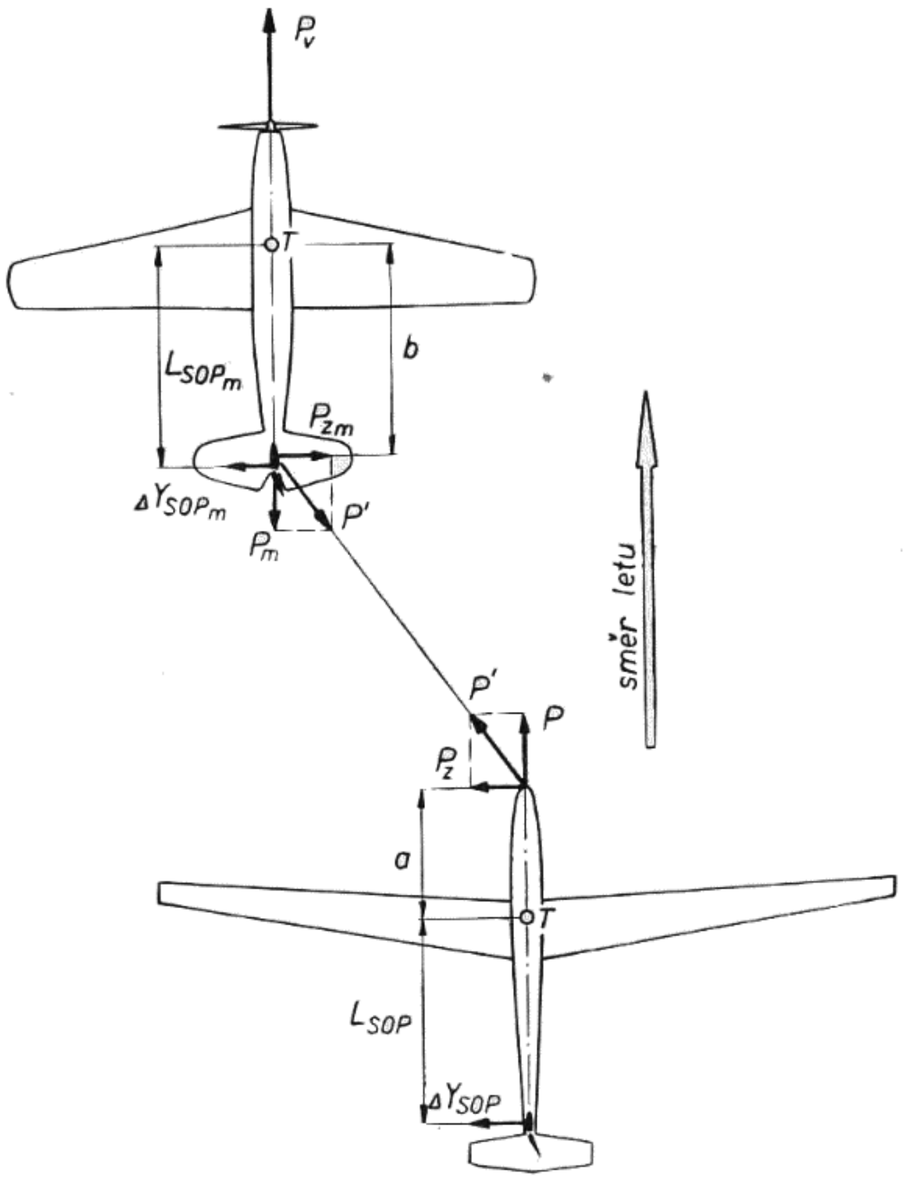
K odporu motorového vlečného letounu tedy přistupuje síla P, která poruší rovnováhu na motorovém letounu ve směru letu. Motorový letoun by byl zbrzďován a jeho klesací rychlost by vzrůstala. Pro zachování rovnováhy musí pilot vlečného letounu přidáním plynu zvýšit tah vrtule.

Vliv vybočení větroně v horizontální rovině

Vybočením větroně do strany působí síla v laně P' šikmo (obr. 2.91). Můžeme si ji rozložit na dvě složky: do směru letu P, která musí překonat odpor X a do směru kolmého P_z, která na rameni a dává k těžišti větroně moment, který musíme vylučovat silou ΔY_{scp} na svislých ocasních plochách, působící na rameni L_{sop}. Výchylkou směrového kormidla roste škodlivý odpor větroně i motorového letounu a tím i potřebný tah.

Pro udržení téhož režimu letu (tatáž rychlost ve vodorovném letu) musí pilot motorového letounu úměrně zvýšit tah vrtule P_v přidá-

ním plynu motoru (tím roste spotřeba paliva atd.). Proto je takový let neekonomický a také pilotážně pro oba letouny nevýhodný, protože je třeba trvale držet vychýlená směrová kormidla (únava pilotů).

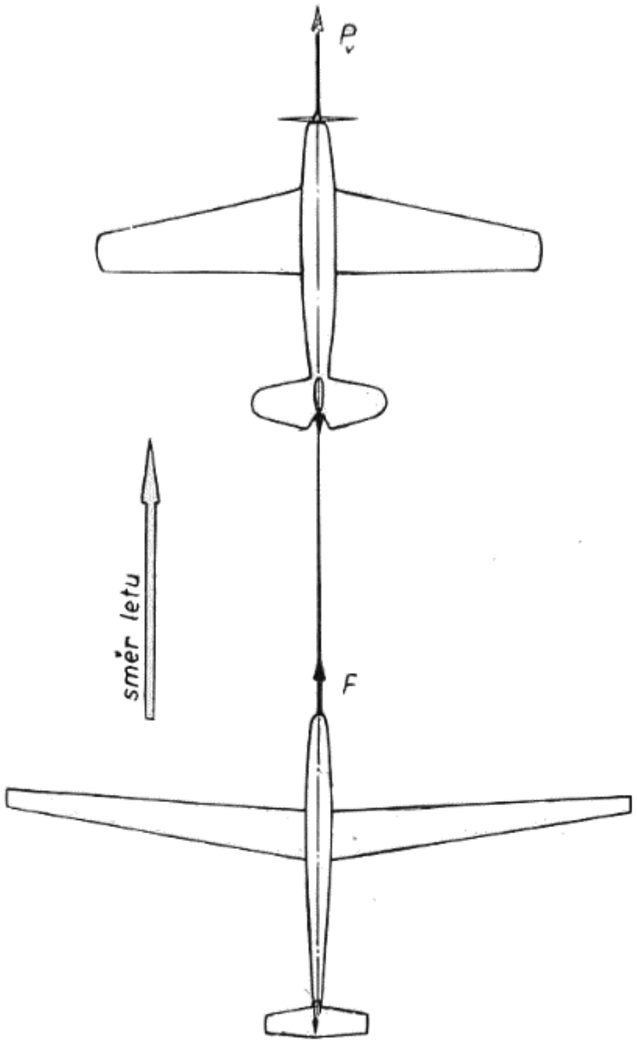


Obr. 2.91. Vybočení větroně v horizontální rovině

Proto je nejvýhodnější letět v prodloužené podélné ose motorového letounu, kdy není třeba žádné výchylky směrového kormidla (obr. 2.92).

Zatáčky v aerovleku

V aerovleku nelétáme pouze přímočaře, jak jsme až doposud uvažovali, ale provádíme také zatáčky. Máme na mysli zatáčky během sestupu, ve vodorovném i stoupavém letu, kde všude platí tytéž zásady, které si uvedeme dále.



Obr. 2.92. Správný let v aerovleku

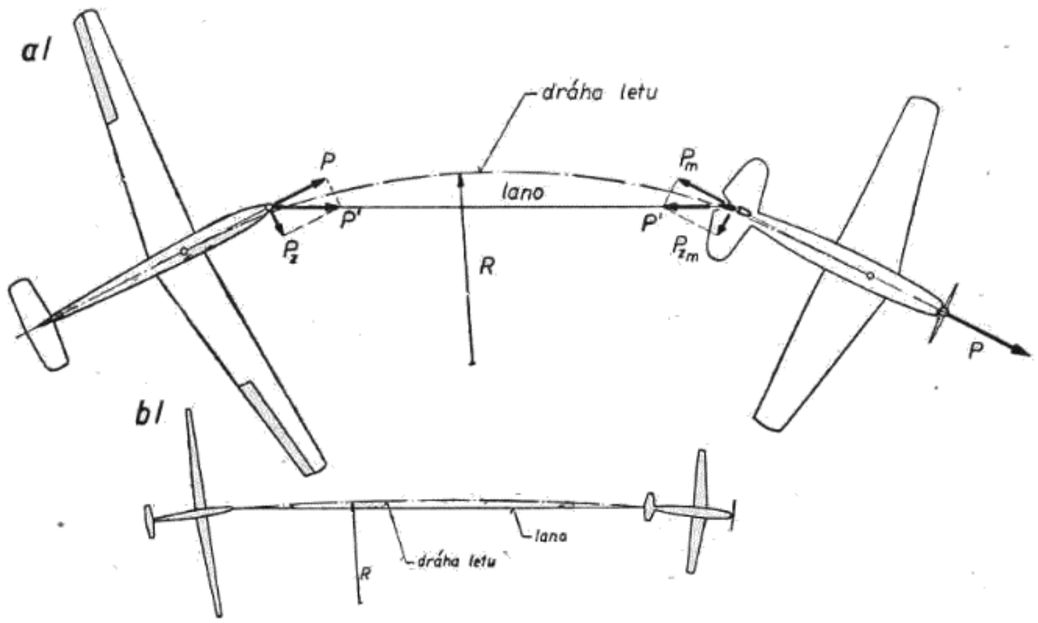
Obr. 2.93 naznačuje situaci a silové poměry ve správně prováděné zatáčce, kdy větroň sleduje dráhu motorového vlečného letounu. Šikmo působící síla v laně P' se rozkládá na složku do směru letu a na složku kolmou. Kolmá složka P_z pomáhá zatáčení větroně, takže stačí menší výchylka směrového kormidla pro správné provedení zatáčky. Motorový vlečný letoun je však silou P_{zm} vytáčen ven ze zatáčky a proto musí jeho pilot více vyšlápnout směrové kormidlo.

Je třeba si uvědomit, že obr. 2.93a je značně zkreslen. Ve skutečnosti jsou poměry přibližně takové, jak je naznačeno na obr. 2.93b, takže k udržení správného letu v zatáčce můžeme udržovat nos větroně prakticky na směrovém kormidle vlečného letounu nebo mírně vně. Vidíme také, že boční složky P_z a P_{zm} jsou poměrně malé.

Letí-li větroň vně dráhy vlečného letounu, zvětšuje se potřebná výchylka jeho směrového kormidla, zatím co u vlečného letounu výchylka směrového kormidla klesá a může být i opačná, než odpovídá dané zatáčce.

Při letu větroně uvnitř dráhy vlečného letounu je výchylka jeho směrového kormidla malá nebo i opačná. U vlečného letounu je třeba pro udržení správné zatáčky výchylku směrového kormidla zvětšit.

V obou případech se může poněkud zvýšit potřebný tah. Ne-



Obr. 2.93. Zatáčka v aerovleku

příjemnější však je vzrůst síly v nožním řízení větroně nebo vlečného letounu, způsobený větší výchylkou směrového kormidla.

1.6.5. Přistání větroně

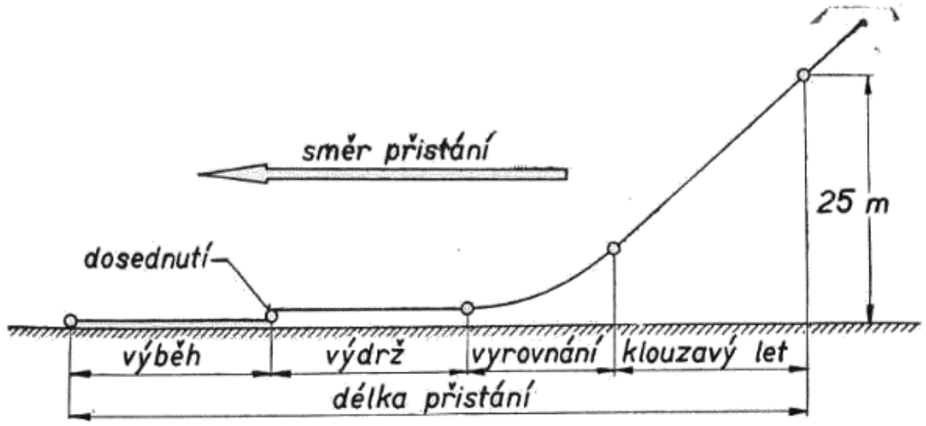
Přistání zakončuje let větroně. Obvykle jím rozumíme pohyb větroně z výšky 25 m až do doby zastavení na zemi. Celé přistání rozdělujeme na několik fází (obr. 2.94):

1. klouzání
2. vyrovnání
3. výdrž
4. dosednutí
5. dojezd (výběh)

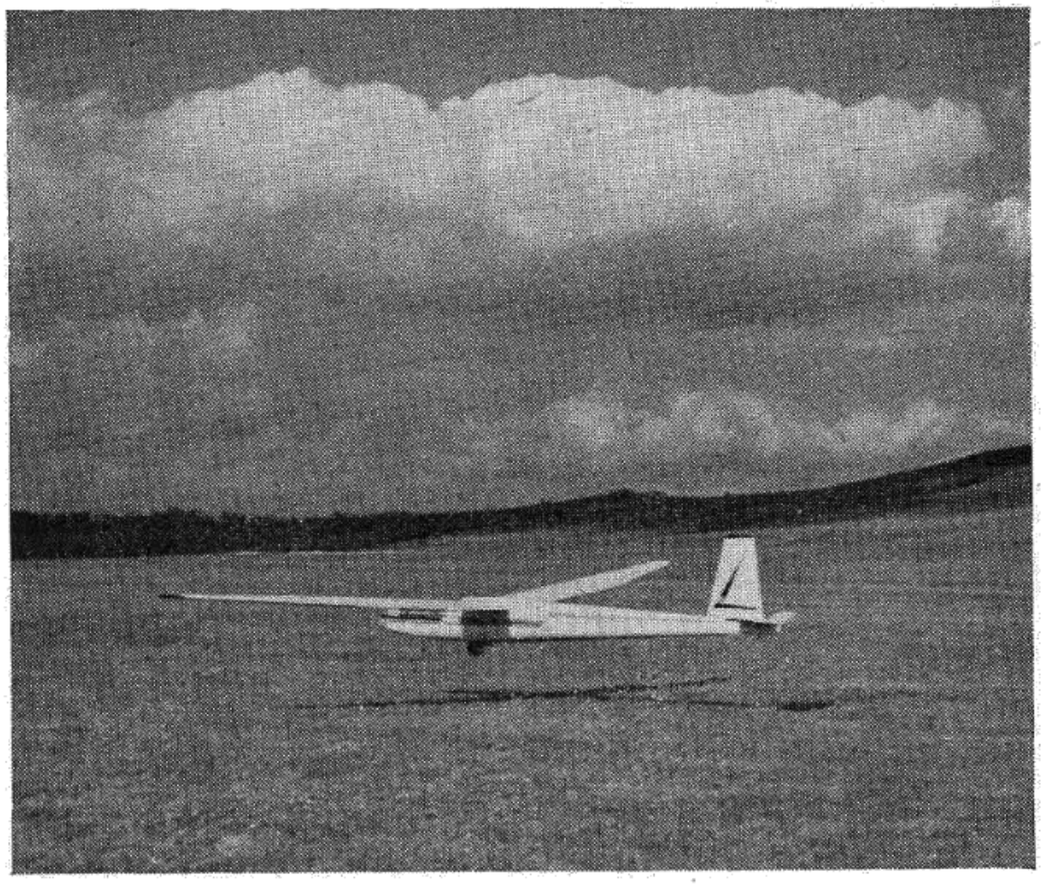
1. *Klouzání.* Větroň klouzá předepsanou ustálenou rychlostí, která je závislá na stupni vysunutí vztlakových a brzdicích klapek. Tyto rychlosti se stanovují tak, aby větroň prováděl přistání ještě při bezpečné rychlosti letu a musíme je proto dodržovat. Při menší rychlosti vzniká nebezpečí pádu větroně (např. vlivem poryvů). Při

větší rychlosti se zbytečně prodlužuje délka vyrovnání a výdrže a tím i celého přistání.

Správné provedení této fáze je rozhodující pro přesnost přistání. Důležitou roli tu hraje nejen správné použití brzdicích klapek, které



Obr. 2.94. Fáze přistání

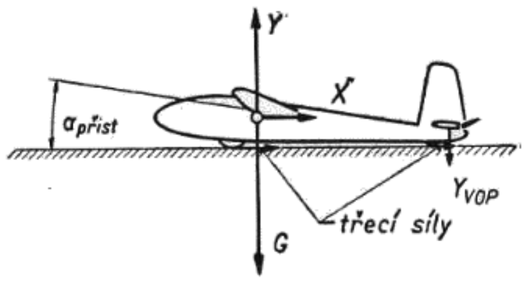


Obr. 2.95. Přistání větroně „Spartak"

jsou hlavním prostředkem pro upřesnění přistání, ale i dodržování předepsané rychlosti, které značně usnadňuje odhad při přistání. Dodržování předepsané rychlosti je zvláště důležité při přistání do terénu na omezené plochy.

2. *Vyrovnání.* Je to přechod z ustáleného klouzavého letu do letu rovnoběžného se zemí (ve výšce asi 0,5 m). Přitahováním výškového kormidla zvyšujeme vztlak za mírného poklesu rychlosti.

3. *Výdrž.* Ve výdrži letíme přibližně rovnoběžně s povrchem letiště (tedy přibližně vodorovně, protože sklony letiště bývají obvykle malé). Odpor větroně postupně zmenšuje rychlost letu. Aby se větroň dotkl země až při nejmenší rychlosti, musíme stálým přitahováním výškového kormidla zvětšovat plynule úhel náběhu tak, aby vztlak neklesal a větroň se předčasně nedotkl země (ještě při vyšší rychlosti). Je zřejmé, že čím větší bude odpor větroně, tím rychleji bude rychlost klesat a délka výdrže bude menší. Ke zvětšení odporu a tím i zkrácení délky výdrže slouží brzdicí klapky, vysunuté zpravidla již při klouzání. Jsou-li brzdicí klapky otevřeny jen částečně nebo úplně zavřeny, ztrácí větroň rychlost velmi pomalu. Tím se prodlužuje přistání, což je nežádoucí. Také pilotáž větroně se zasunutými brzdicími klapkami je v blízkosti země obtížnější, protože větroň je velmi citlivý, zvláště na pohyby výškového kormidla.

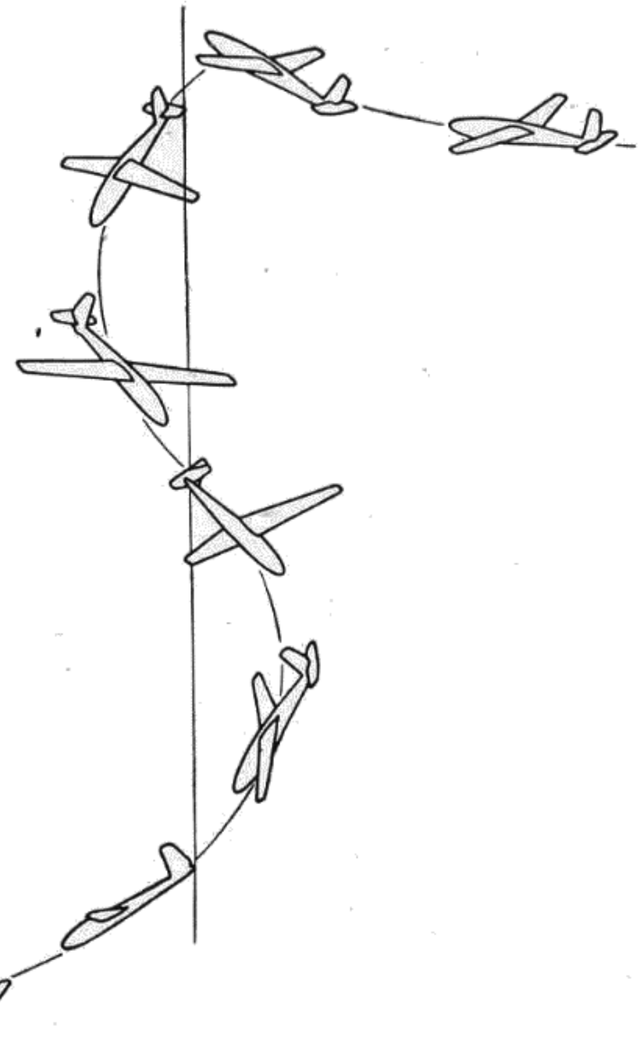


Obr. 2.96. Síly, působící na větroň při dojezdu

4. *Dosednutí.* Bylo by výhodné, aby větroň dosedl při úhlu náběhu blízkém kritickému, tedy při nejmenší rychlosti, kdy je větroň ještě dobře ovladatelný a řiditelný. Z konstrukčních důvodů (dlouhý trup a malá výška podvozku) bývají úhly postoje větronů dosti malé (obr. 2.96) a při správném dosednutí na kolo a ostruhu současně není možno využít maximálně dosažitelné hodnoty součinitele vztlaku. Proto bývá při dosednutí rychlost větší (odpovídající $\alpha_{přist}$).

5. *Dojezd* (*výběh*). Tato fáze zahrnuje pohyb větroně po dosednutí až do zastavení. Po dosednutí musíme plynulým pohybem plně dotáhnout řídicí páku. S klesající rychlostí musíme směr dojezdu a náklon udržovat stále energičtějšími zásahy směrového kormidla a křidélek (s klesající rychlostí se totiž kormidla stávají stále méně účinnými). Zpomalování větroně během dojezdu je způsobeno aerodynamickým odporem a třením kola (lyže) a ostruhy o zem. Síly, působící na větroň při dojezdu, jsou naznačeny na obr. 2.96. Je to

váha, vztlak (menší než váha), odpor a tření. S klesající rychlostí pohybu po zemi klesá vztlak a odpor a zvětšuje se tření (stále menší část váhy je překonávána vztlakem).



Obr. 2.97. Vývrtka

Vliv větru na délku přistání

Tento vliv je obdobný jako při startu. Pohybuje-li se ovzduší proti směru letu (*protivítr*) je výsledná rychlost větroně vůči zemi menší než rychlost vůči ovzduší, a to o velikost rychlosti protivětru. Tím jsou kratší i dráhy, příslušné jednotlivým fázím letu a tedy i celková délka přistání.

Úplně opačná je situace *při větru v zádech*, kdy se délka přistání *prodlužuje*. Proto přistáváme, pokud to okolnosti dovolí, vždy proti větru.

Vliv sklonu letiště na délku přistání

Při přistání po svahu působí při výdrži a výběhu na větroň složka váhy do směru pohybu. Tím se obě fáze prodlužují a délka přistání roste. Přistáváme-li proti svahu, působí složka váhy proti směru pohybu a přistání se zkracuje.

Vliv stavu přistávací plochy

Velikost tření při dojezdu závisí ve značné míře na stavu přistávacích ploch. Na špatné ploše je tření velké a dojezd krátký. Na dobré ploše je to opačné.

Poznámka. Délku dojezdu můžeme podstatně zkrátit brzděním kola. Proto bývají moderní větroně opatřeny brzdou (spojenou zpravidla s ovládáním brzdicích klapek).

Vliv blízkosti země

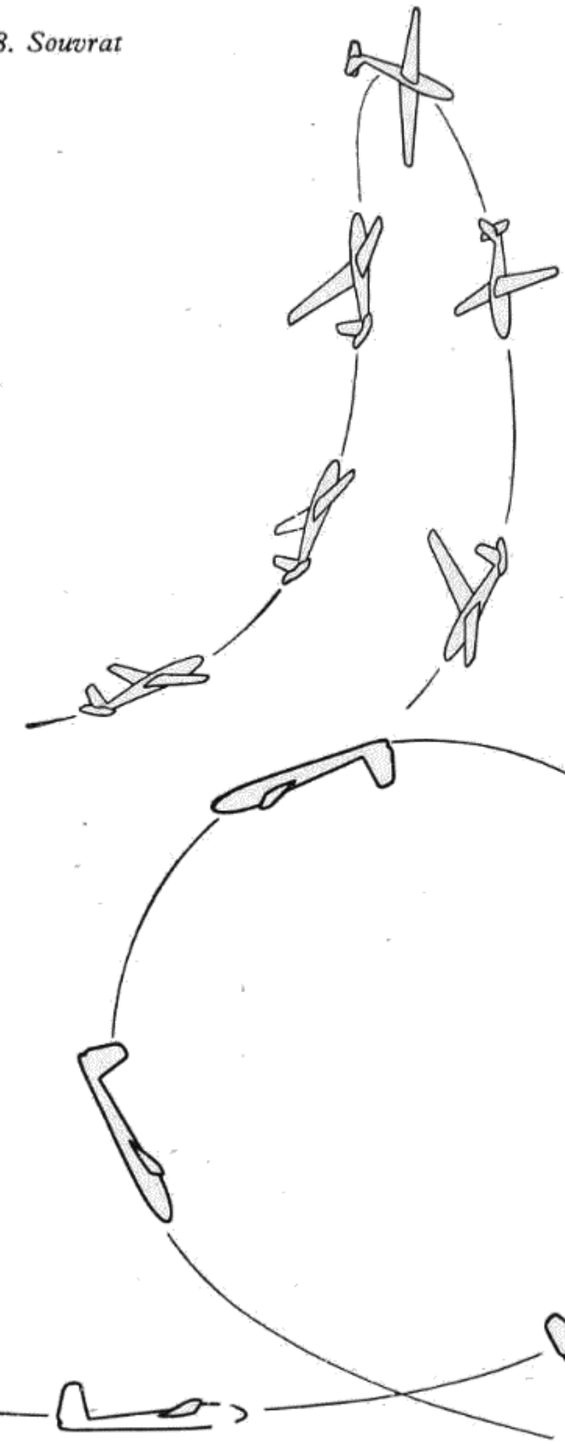
Zmenšení indukovaného odporu v blízkosti země se projevuje nežádoucím „*plaváním*" větroně při přistání. Tím se zvětšuje délka výdrže i výběhu. Zvlášť výrazné je to u větroňů s nízko položeným křídlem (např. „Luňák").

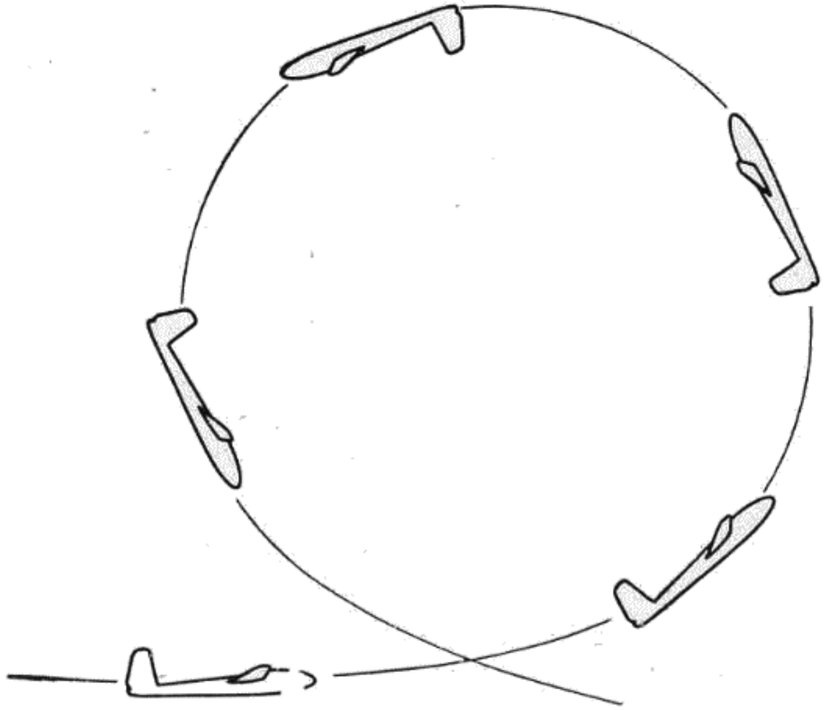
Dalším vlivem blízkosti země je *změna podélné ovladatelnosti*. Zmenšení úhlu ofoukávání vodorovných ocasních ploch (viz obr. 2.75) způsobuje zmenšení jejich vztlaku, potřebného pro správné podrovnání větroně při přistání. U větroňů to zpravidla nehraje tak důležitou roli jako u motorových letadel, kdy případ přistání bývá často rozhodující pro stanovení velikosti vodorovných ocasních ploch.

Kontrolní otázky

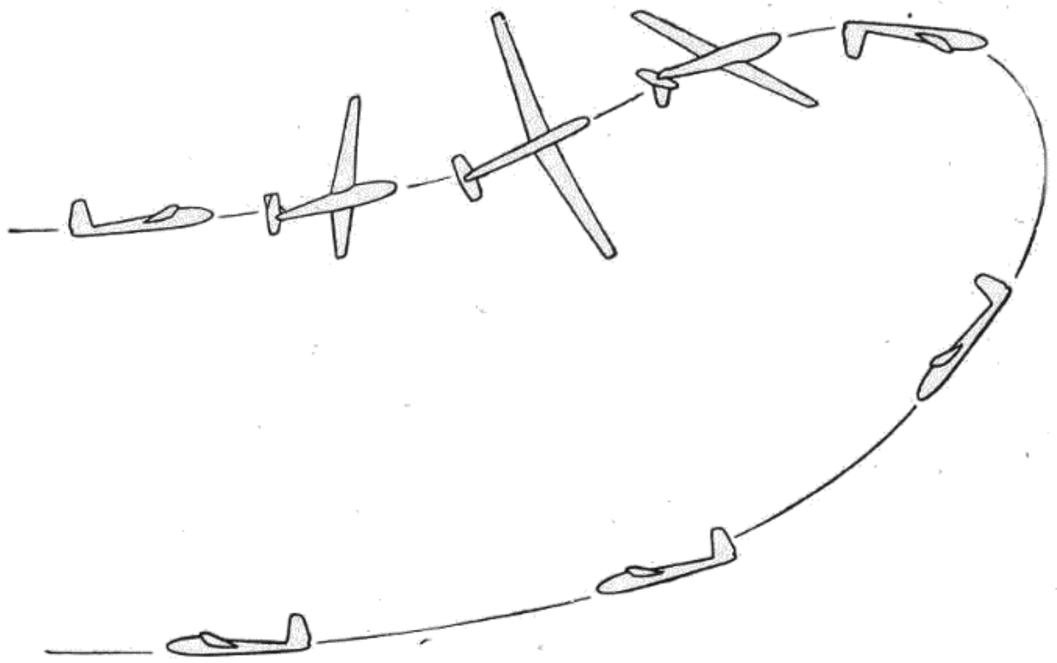
1. Používané způsoby startu.
2. Start navijákem.
3. Start za motorovým vlečným letounem. Nakreslete rovnováhu sil ve výdrži!
4. Vodorovný let větroně ve vleku za motorovým letounem. Nakreslete rovnováhu sil!
5. Stoupavý let větroně ve vleku za motorovým letounem. Nakreslete rovnováhu sil!
6. Sestupný let větroně ve vleku za motorovým letounem. Nakreslete rovnováhu sil!
7. Přistání větroně.

Obr. 2.98. Souvrat

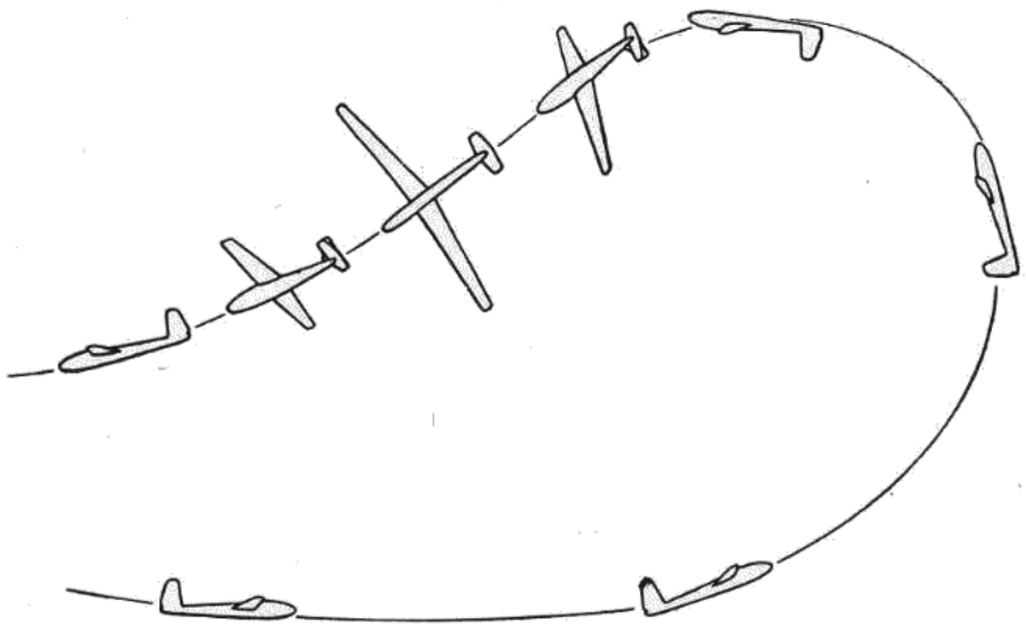




Obr. 2.99. Přemet



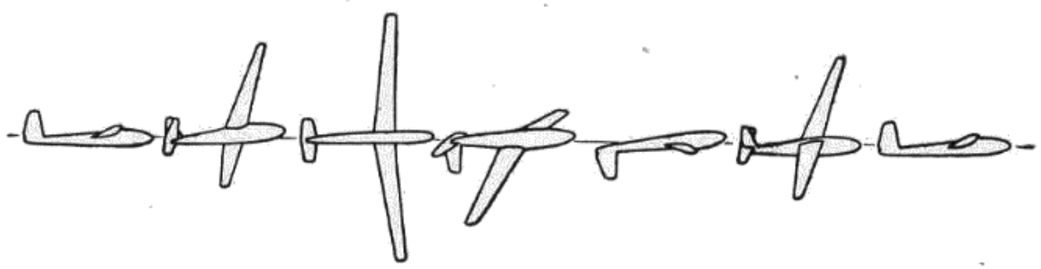
Obr. 2.100. Zvrat



Obr. 2.101. Překrut

1.7 AKROBACIE

Akrobacii můžeme přibližně definovat jako úmyslné provádění takových letových obratů nebo režimů, při kterých dochází k výrazným změnám rychlosti a výšky letu. Slovo „úmyslné" je v definici velmi důležité. Občas se totiž stává, že pilotní žáci provádějí nejrůznější obraty, při kterých dochází ke změnám rychlosti a výšky letu, neúmyslně. To pak akrobacii nenazýváme.



Obr. 2.102. Řízený výkrut

Podle obtížnosti pilotáže dělíme akrobacii na základní a vysokou.

Do základní akrobacie počítáme zpravidla tyto akrobatické figury: vývrtku, souvrat, přemet, zvrat, řízený výkrut.

Za vysokou akrobacii se považují všechny akrobatické figury, prováděné v letu na zádech a figury kombinované, například: souvrat na zádech, obrácený přemet, vertikální osmička atd.

Nebudeme se podrobněji zabývat jednotlivými akrobatickými figurami, provedeme jen rozbor některých důležitých prvků.

Při úvahách o akrobacii budeme mít na zřeteli dvě hlavní hlediska:

1. jak obrat provést (pohyby kormidel, potřebná rychlost atd.)
2. jaké bude při obratu zatížení větroně.

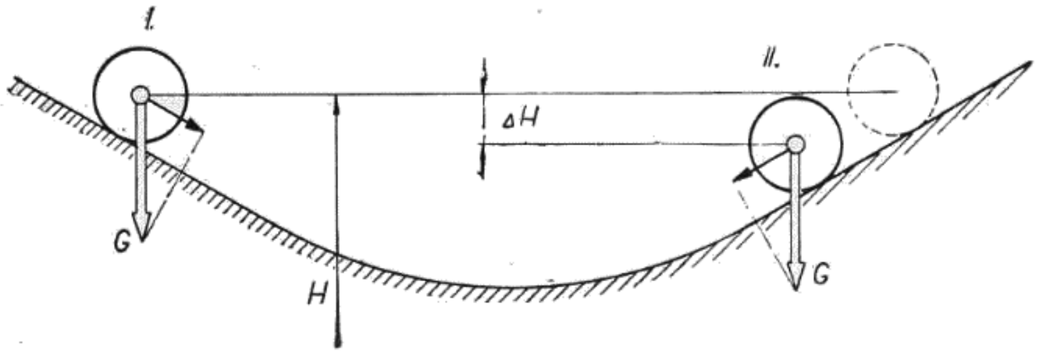
Obr. 2.103. Rychlý výkrut

Nesmíme zapomenout ani na zvýšené zatížení lidského organismu při akrobacii. Zmíníme se o tom jen stručně. Při některých akrobatických obratech, zejména nejsou-li prováděny správně, dochází k odkrvení nebo překrvení mozku. To má za následek dočasné poruchy zraku, případně při vyšším zatížení i poruchy vědomí. Normální funkce zraku i vědomí se vrací ihned po vymizení zatížení, takže z lékařského hlediska to není zjev zdraví nebezpečný. Pro pilota však je při nejmenším nepříjemné, dostaví-li se porucha zraku právě v okamžiku, kdy ho nejvíce potřebuje pro úspěšné dokončení obratu.

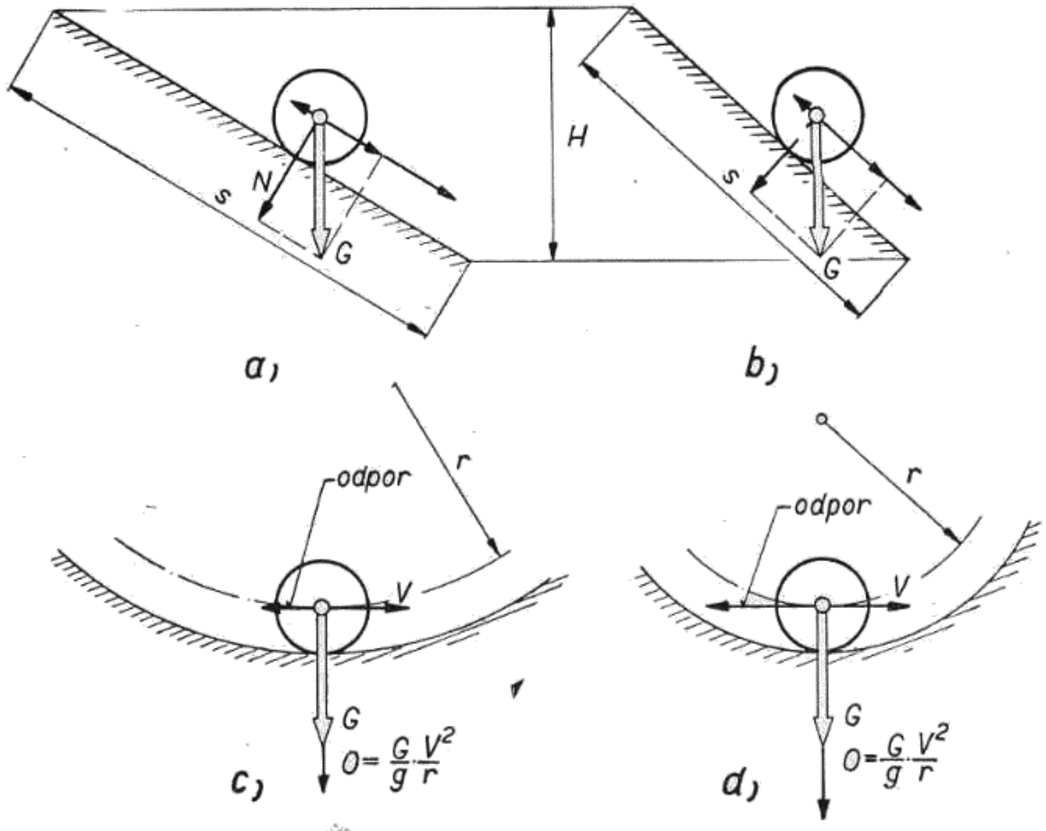
Než přikročíme k vlastnímu výkladu, je nutné objasnit některé důležité pojmy.

1.7.1 Neustálený let

V akrobacii se setkáváme převážně s neustálenými lety, o nichž jsme se již stručně zmínili v kapitole 1.2. Pro hlubší pochopení neustáleného letu přirovnáme let větroně k pohybu kuličky po zakřivené dráze. Aerodynamické síly nám nahrazuje reakce podložky (viz obr. 2.104). Kulička puštěná v poloze I se kutálí působením složky své váhy stále rostoucí rychlostí po nakloněné rovině dolů. Její polohová energie se zmenšuje a pohybová energie roste. Po proběhnutí přechodového oblouku se kulička kutálí po opačně nakloněné rovině nahoru, při čemž



Obr. 2.104. Nahražení letu větroně pohybem kuličky

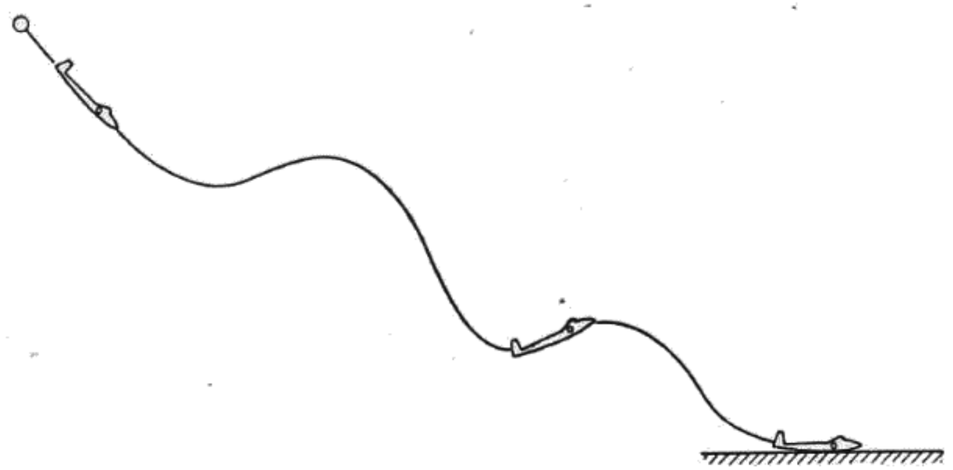


Obr. 2.105. Vliv odporu na pohyb kuličky

je její pohyb brzděn složkou váhy. Polohová energie kuličky roste, pohybová energie klesá. Je to důsledek zákona o zachování energie: součet polohové a pohybové energie je stálý.

$$G \cdot H + \frac{G}{g} \cdot \frac{v^2}{2} = \text{konst} \qquad (2.36)$$

Pohybová energie (rychlost) může růst pouze na úkor polohové energie (výšky) a naopak.



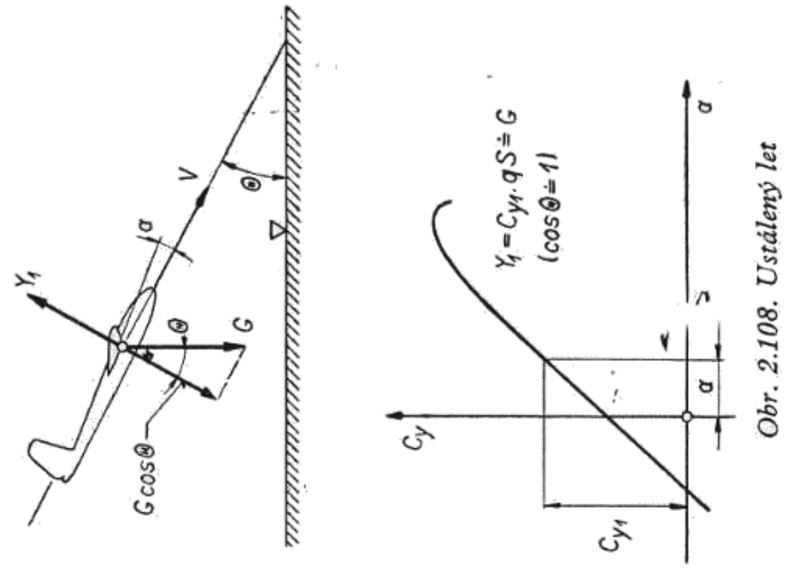
Obr. 2.106. Ztráta celkové energie větroně

V ideálním případě by kulička vyběhla do výšky H, ze které byla puštěna. Poněvadž však na ni během pohybu působily odpory, dosáhne pouze bodu II, který je poněkud níže než bod I. Na obrázku 2.104 je tato ztráta výšky označena ΔH. Její velikost je zřejmě závislá na velikosti odporu (hlavně valivého tření) a na délce dráhy, kterou kulička proběhne.

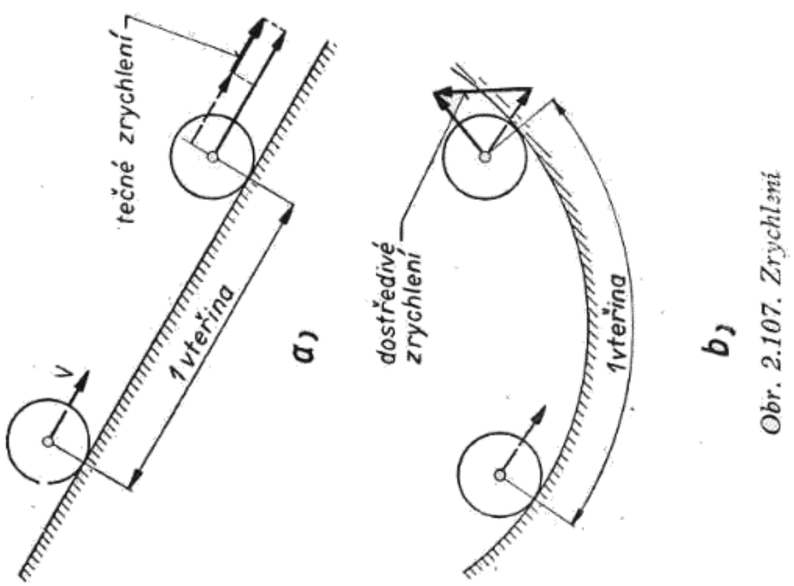
Na obrázku 2.105 vidíme, že v případě *b*) – strmější sklon dráhy – je menší odpor (kulička je menší silou N přitlačována k podložce) a kratší dráha s než v případě *a*). Budou tedy i ztráty způsobené odporem menší, než v případě *b*). Totéž platí pro pohyb po nakloněné rovině nahoru. V přechodovém oblouku je to poněkud jiné. V případě *d*) je přechod proveden menším poloměrem (tedy na kratší dráze) než v případě *c*). Při pohybu po menším poloměru působí na kuličku větší odstředivá síla. Kulička je přitlačována větší silou k podložce, proto je odpor větší, ale působí na kratší dráze. Při pohybu po větším poloměru je sice odpor menší, ale působí na delší dráze. Zřejmě existuje jen jeden poloměr přechodového oblouku, na němž bude vliv odporu nejmenší.

Předchozí úvahy můžeme beze změn převzít pro případ volně letícího větroně. Větroň může tedy stoupat, avšak na úkor rychlosti. Toto stoupání je ovšem vždy relativní. Odpor způsobuje stálý pokles celkové energie větroně (součet polohové a pohybové) a větroň se stále přibližuje k zemi (viz obr. 2.106).

Při neustáleném letu se setkáváme s pojmem zrychlení. Je to změna rychlosti, (velikosti nebo směru) za jednotku času. Každé zrychlení (nebo zbrzdění) je způsobeno vnější silou. V případě kuličky na nakloněné rovině je to složka váhy, která ji při pohybu dolů zrychluje, při pohybu nahoru zbrzďuje. V tomto případě se mění pouze velikost rychlosti (viz obr. 2.107a). Mění-li se pouze směr rychlosti, aniž se mění její velikost, nazýváme je zrychlením dostředivým nebo normálním. S tímto zrychlením se setkáváme např. v přechodovém oblouku, kde kulička při



Obr. 2.108. Ustálený let



Obr. 2.107. Zrychlení

svém pohybu přechází z jedné nakloněné roviny do druhé (viz obr. 2.107b). Vnější silou je reakce podložky, která způsobuje změnu pohybu kuličky.

Každé těleso se svou setrvačností brání změně pohybu. Při křivočarém pohybu je projevem této setrvačnosti odstředivá síla, jež má stejnou velikost, ale opačný smysl, než síla dostředivá, která zakřivení dráhy způsobuje:

$$O = \frac{G}{g} \cdot \frac{v^2}{r} \quad (2.37)$$

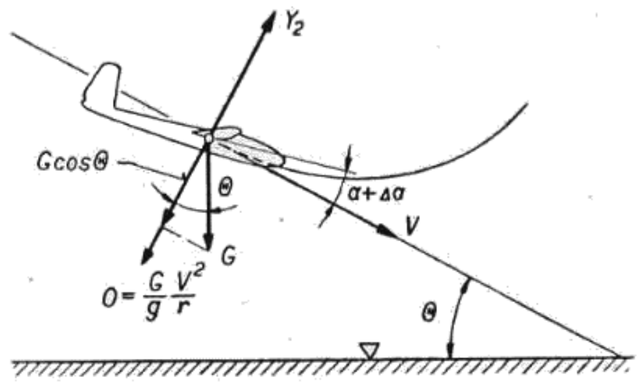
Tato odstředivá síla, s níž jsme se setkali již při studiu zatáčky, má v akrobacii velký význam.

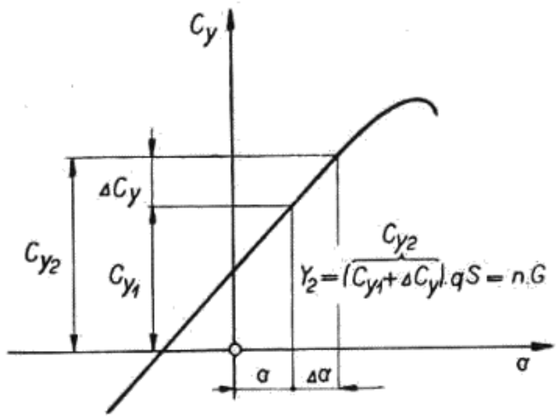
Pokud jsou aerodynamické síly působící na větroň v rovnováze s vahou, let větroně je ustálený (obr. 2.108). Zvětší-li se náhle úhel náběhu, zvětší se vztlak, rovnováha sil se poruší a větroň letí po zakřivené dráze (viz obr. 2.108).

Poměr $n = \frac{Y}{G}$ nazýváme násobkem, poněvadž udává, kolikrát je vztlak větší (nebo menší) než váha. Násobek můžeme též vyjádřit pomocí odstředivé síly:

$$n = \frac{Y}{G} \doteq \frac{G + O}{G} = 1 + \frac{O}{G} \quad (2.38)$$

V ustáleném klouzavém letu, kde odstředivá síla je rovna nule, je tedy násobek $n = 1$. Všimněme si, jaký stav odpovídá násobku $n = 0$. Po dosazení do rovnice (2.38) vidíme, že tento případ nastane, je-li $O = -G$.*) To je tak zvaný beztížný stav, o kterém často slyšíme v souvislosti s meziplanetárními lety.





Obr. 2.109. Křivočarý let

Nyní již přistoupíme k rozboru některých důležitých prvků akrobacie.

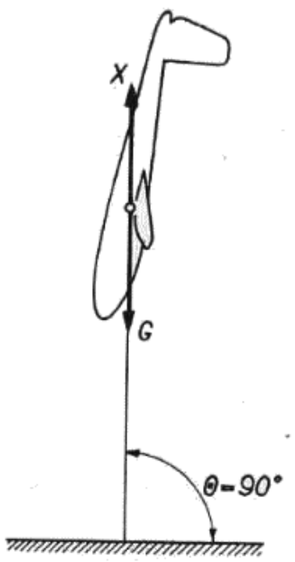
1.7.2. Klouzavý let zvýšenou rychlostí

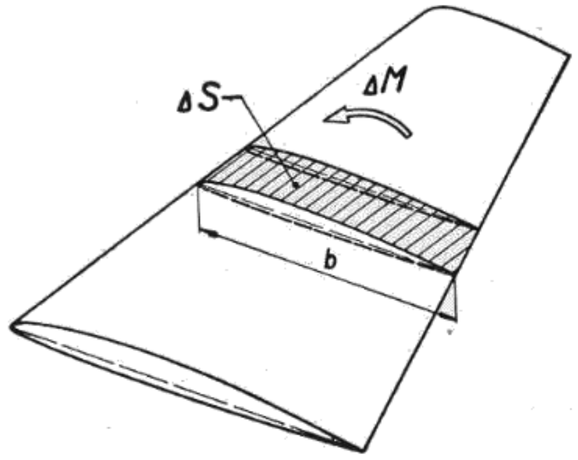
Z předcházejících kapitol je známo, že s rostoucí rychlostí letu se zvětšuje úhel klouzání. Mezním případem je let střemhlav při nulovém vztlaku. Osa nulového vztlaku svírá s podélnou osou větroně poměrně velký úhel (až 10°). Proto se při střemhlavém letu pilotovi zdá, že již přešel do strmého letu na zádech (viz obr. 2.110).

*) *Poznámka.* Například v horní části přemetu působí odstředivá síla v opačném smyslu než váha.

Se zvyšující se rychlostí rostou síly v příčném, směrovém i výškovém řízení. Citlivost výškového kormidla se zvětšuje (při vyšší rychlosti je třeba k řízení větroně menších výchylek).

← *Obr. 2.110. Let střemhlav*





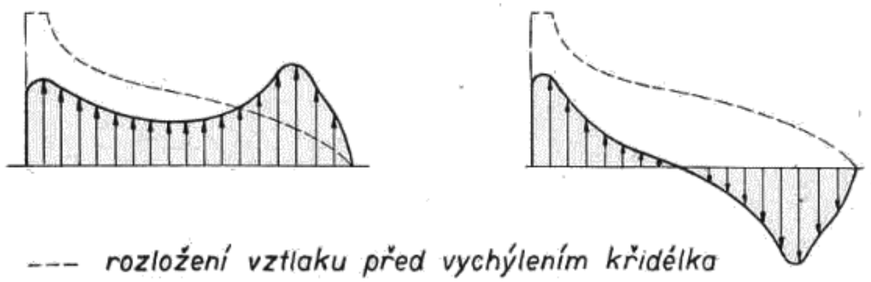
Obr. 2.111. Část křídla při úvahách o kroucení křídla

Při letu zvýšenou rychlostí nemá pilot žádné nepříjemné pocity, které by ho uvědomily o velikosti zatížení větroně (jako například při přemetu). Proto je tento letový režim s hlediska zatížení větroně nebezpečný.

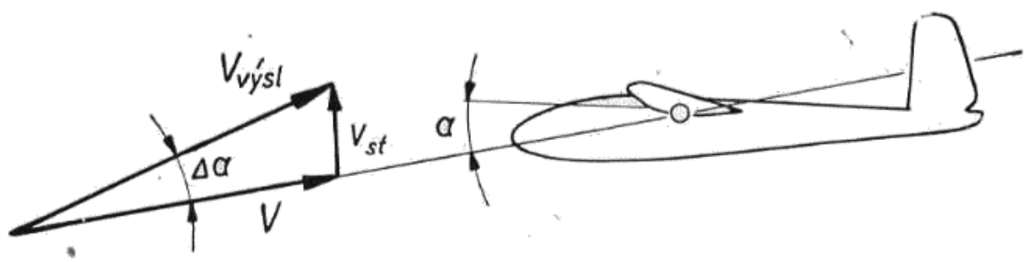
Všimněme si pro jednoduchost pouze zatížení křídla. Křídlo je namáháno především kroucením. Každá část křídla přispívá k celkovému zatížení momentem:

$$\Delta M = c_m \cdot q \cdot \Delta S \cdot b \qquad (2.39)$$

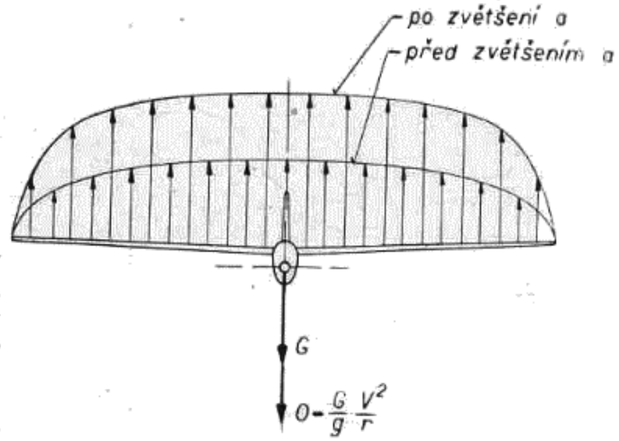
Krouticí moment je přímo úměrný dynamickému tlaku $\left(q = \frac{\varrho V^2}{2}\right)$, který



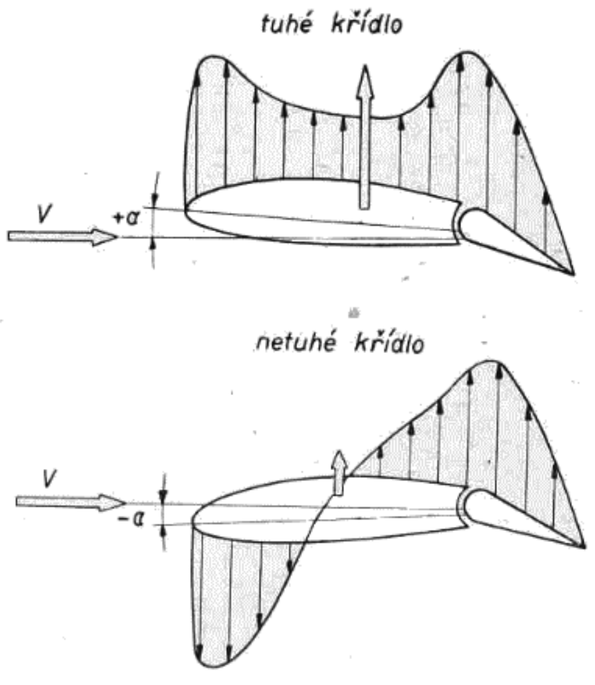
Obr. 2.112. Kroucení křídla při vychýlení klapek nebo křidélek



Obr. 2.113. Zvýšení úhlu náběhu při poryvu



Obr. 2.114. Změna rozložení vztlaku po rozpětí při zvýšení úhlu náběhu



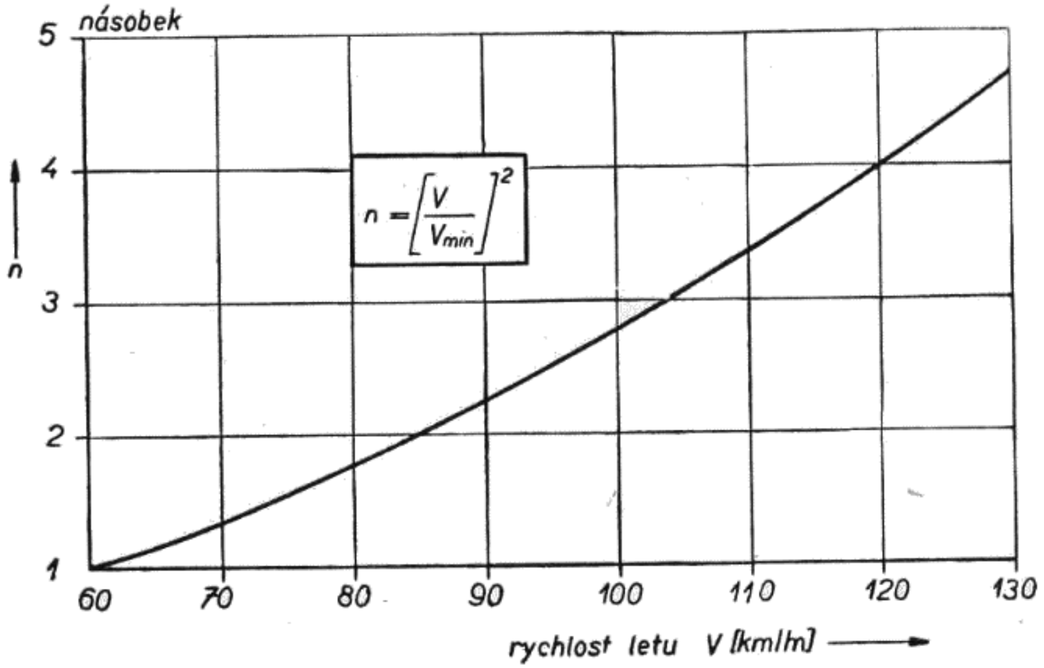
Obr. 2.115. Netuhost křídla při vychýlení křidélka

roste se čtvercem rychlosti. Zvětší-li se rychlost dvakrát, zvětší se dynamický tlak a tedy i krouticí moment čtyřikrát.

Druhá veličina, která ovlivňuje velikost krouticího momentu, je součinitel klopivého momentu c_m, který závisí na tvaru profilu. Vychýlíme-li křidélka nebo vztlakové klapky, změní se rozložení tlaku po hloubce profilu a tím se změní i součinitel klopivého momentu c_m (viz obr. 2.112).

Vychýlení křidélek při vysoké rychlosti patří mezi nejnebezpečnější případy zatížení křídla.

Při letu zvýšenou rychlostí, ať již ve volném letu nebo v aerovleku, v turbulentním prostředí může nastat značné ohybové namáhání křídla. Vletí-li větroň do stoupavého proudu, zvětší se náhle úhel náběhu (viz obr. 2.113).



Obr. 2.116. Nejvyšší dosažitelný násobek

Jak bylo vyloženo v odstavci 1.7.1 má náhlé zvětšení úhlu náběhu za následek zvětšení vztlaku a tím také zvětšení ohybového namáhání křídla (viz obr. 2.114). Velikost přetížení posuzujeme podle dosaženého násobku.

Tento případ zatížení je zvláště nepříznivý u moderních výkonných větroňů, které mají i při vyšších rychlostech poměrně malý úhel klouzání. Většina plachtařů zapomíná, že maximální přípustná rychlost (někdy chybně uváděná jako maximální rychlost v letu střemhlav) je omezení pro let v klidném prostředí. Není radno se jí přibližovat v turbulentním počasí při přeletu (zejména při závěrečném dokluzu), i když jde o přelet rychlostní.

Je třeba ještě upozornit na některé zvláštní jevy, které se mohou při vysoké rychlosti vyskytnout. Je to např. snížení účinnosti kormidel. To může být způsobeno buď netuhostí řízení (v němž jsou velké síly) nebo netuhostí křídla. Při vychýlení křidélka může rozložení aerodynamických sil na profilu způsobit nakroucení křídla, které zmenší účinek vychýlení křidélka (viz obr. 2.115). Častěji se vyskytuje rozkmitání některých částí větroně, zejména kormidel nebo brzdicích klapek (které se někdy při zvýšené rychlosti vysávají). Pak je třeba *okamžitě* snížit rychlost.

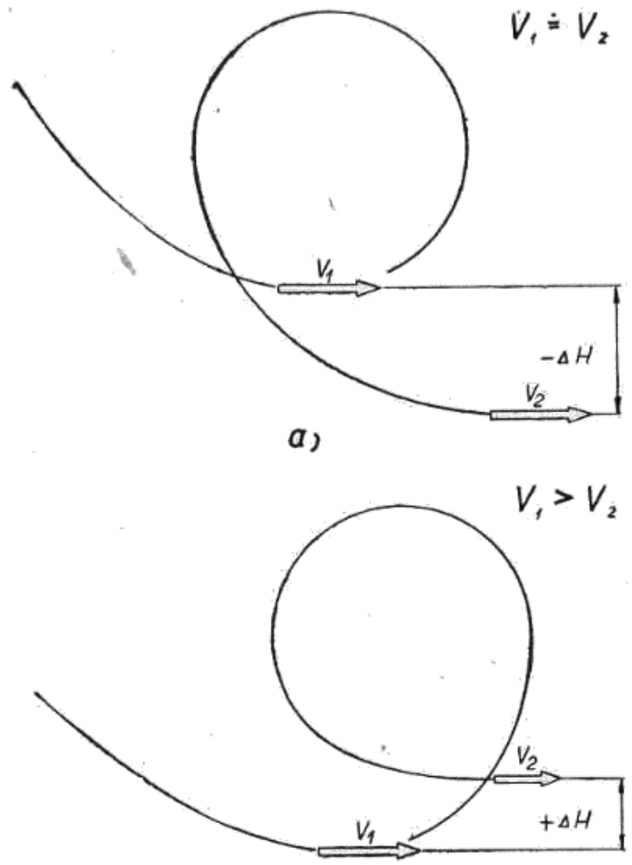
1.7.3. Vybrání z letu zvýšenou rychlostí

Vyšší rychlosti odpovídá menší součinitel vztlaku. Chceme-li snížit rychlost, musíme zvýšit součinitel vztlaku – zvětšit úhel náběhu, což dosáhneme vychýlením výškovky nahoru (přitažením). Podobně jako při vlétnutí do stoupavého proudu má toto zvětšení úhlu náběhu za následek porušení rovnováhy. Větroň se pohybuje po křivé dráze, vzniká odstředivá síla. Prudkost vybrání (velikost přetížení) posuzujeme podle násobku. Při příliš energickém vybrání může úhel náběhu překročit kritickou hodnotu, tj. může dojít k přetažení, popřípadě k pádu do vývrtky při vysoké rychlosti. Proto také při vybírání z určité rychlosti je dosažitelný násobek omezen maximálním součinitelem vztlaku:

$$n_{max} = \frac{c_{y\,max} \cdot \frac{\varrho V^2}{2} \cdot S}{G} \qquad (2.40)$$

Chceme-li dosáhnout vyššího násobku, musíme zvýšit rychlost letu (viz obr. 2.116).

Na rychlosti je závislá i výchylka výškovky, potřebná k vyvození určitého násobku: při vyšší rychlosti je výchylka menší.



Obr. 2.117. Přemet se ztrátou výšky a přemet se ztrátou rychlosti

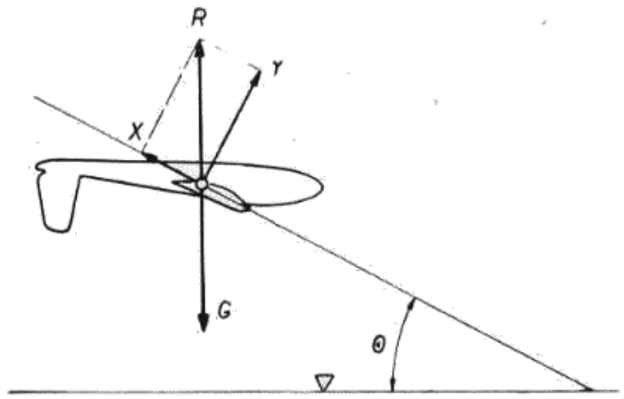
1.7.4. Přemet

Od vybrání z letu zvýšenou rychlostí je již jen krůček k přemetu. Jestliže má větroň před začátkem vybírání dostatečnou rychlost (zpravidla se doporučuje 2 V_{opt}), je možno po vybrání pokračovat v křivočarém letu ve vertikální rovině a provést celou smyčku přemetu. Má-li být přemet plynulý, musí být pilot během celého obratu tlačen do sedadla. Tato podmínka je splněna, je-li v horní části přemetu odstředivá síla větší než váha (tj. násobek $n > 0$). To je možné jen tehdy, je-li rychlost v horní části přemetu větší než v_{min}. Rychlost na konci přemetu má být jen o málo nižší než na začátku. Pak se ovšem na provedení obratu ztratí určitá výška (obr. 2.117a). Tato ztráta výšky závisí na správnosti pilotáže.

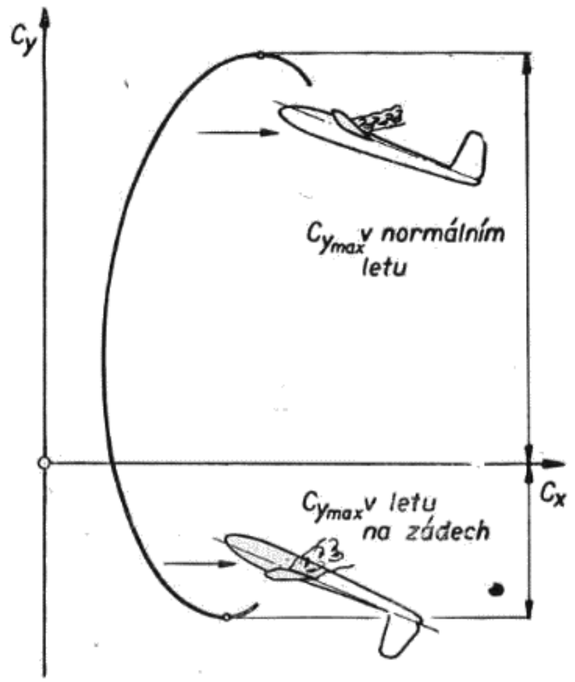
Někdy musí být přemet proveden bez ztráty výšky, případně i se ziskem výšky (například je-li prováděn v blízkosti země). Zisk výšky, se děje na úkor pohybové energie, tj. přemet musí končit s podstatně nižší rychlostí, než byl započat (viz obr. 2.117b).

1.7.5. Klouzavý let na zádech

V klouzavém letu na zádech působí na větroň stejné síly jako v normálním klouzavém letu – váha větroně a aerodynamické síly (obr. 2.118). Minimální rychlost v letu na zádech je vyšší, protože maximální součinitel vztlaku v letu na zádech je menší než v normálním letu (obr. 2.119). Klesavost větroně v letu na zádech je vyšší než v normálním letu. Je to způsobeno kromě horších aerodynamických vlastností profilu křídla ještě zvětšeným odporem trupu a vodorovných ocasních ploch (viz obr. 2.120). Výškovka je v letu na zádech silně potlačena. Stabilizátor má totiž velký úhel náběhu a bez potlačení by vznikal na vodorovných ocasních plochách příliš velký vztlak, který by způsobil rozbíhání větroně



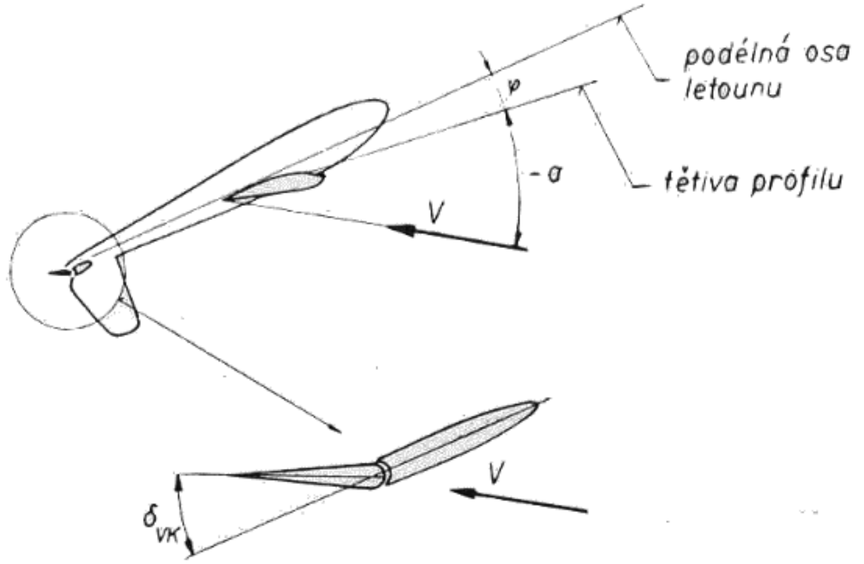
Obr. 2.118. Rovnováha sil v klouzavém letu na zádech



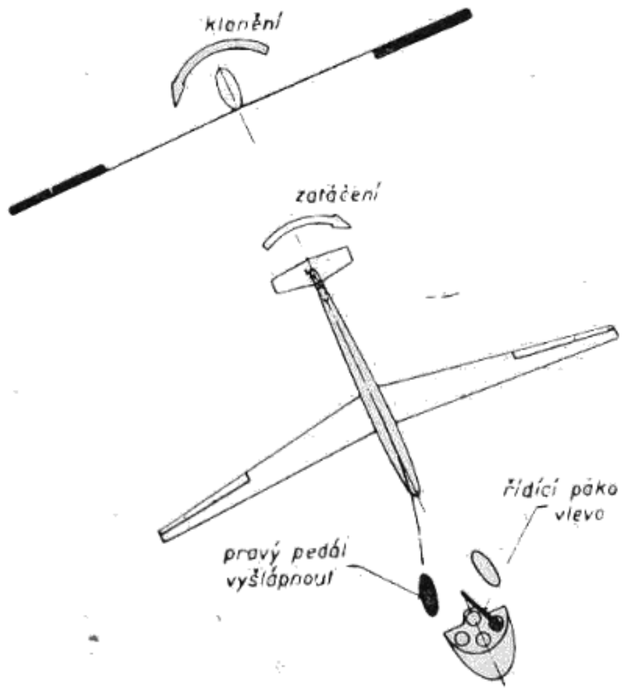
Obr. 2.119. Maximální součinitel vztlaku v letu na zádech

do vyšších rychlostí. U některých větroňů, které nejsou určeny k akrobacii, nedostačuje výchylka výškovky k udržení ustáleného letu na zádech.

V letu na zádech je poněkud odlišná funkce příčného řízení. Objasníme si to na příkladu (obr. 2.121). Chceme-li větroň naklonit například doleva, musíme vychýlit levé křidélko nahoru a pravé dolů. Tomu odpovídá výchylka řídicí páky

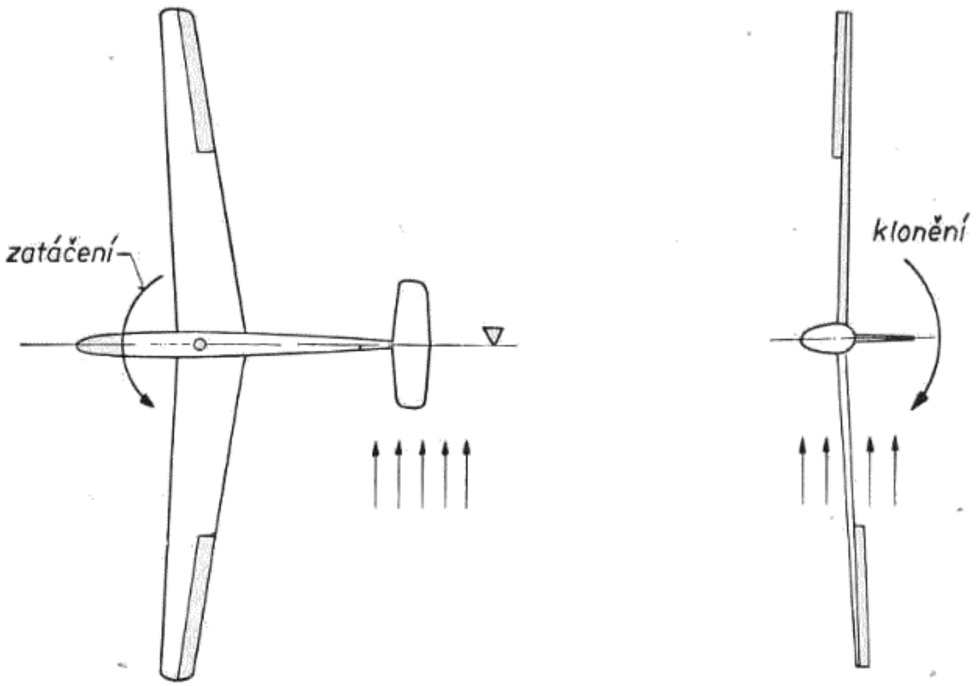


Obr. 2.120. Odpor trupu a výchylka výškovky v letu na zádech



Obr. 2.121. Funkce příčného řízení v letu na zádech

doprava. Z hlediska pilota je to normální zásah. Chceme-li však provést zatáčku vlevo, nakloníme větroň vychýlením řídicí páky doprava a vyšlápneme levý pedál nožního řízení. To je ovšem velký rozdíl proti provádění zatáčky v normálním letu, kdy se vychyluje nožní i ruční řízení v souhlasném smyslu.



Obr. 2.122. Bočivě zatáčivý moment větroně ve výkrutu při náklonu 90°

V letu na zádech lze provádět všechny figury základní akrobacie. Přitom je nutné si uvědomit, že pilot bude pociťovat příznaky přetížení mnohem dříve (při nižším násobku) a že všechny větroně jsou pro záporné násobky dimenzovány méně než pro kladné.

1.7.6. Výkrut

Výkrutem nazýváme otáčení větroně přibližně kolem podélné osy. Rozlišujeme zásadně dva druhy výkrutů: pomalý (řízený) výkrut a rychlý (tzv. „kopaný") výkrut. Oba druhy se liší pilotáží, v obou případech je však třeba před započetím výkrutu zvýšit rychlost letu.

Obr. 2.123. Výchylky kormidel během pomalého výkrutu

Pomalý výkrut. Hlavním kormidlem při pomalém výkrutu jsou křidélka, která způsobují otáčení větroně kolem podélné osy (klonění). Během otáčení se uplatňuje tzv. bočivě zatáčivý moment, který dosahuje nejvyšší hodnoty při náklonu 90°. Tento moment způsobuje tendenci větroně k zatáčení ve smyslu „nos pod horizont" (obr. 2.122). Pilot musí vyvodit vychýlením směrovky moment opačného smyslu. Při takovéto pilotáži, zejména při velmi pomalém výkrutu vzniká velmi silné bočení. Častěji se před započetím výkrutu přivede větroň do stoupavého letu, takže podélná osa větroně svírá s vodorovnou rovinou úhel 20° až 30°. Tento úhel se během první poloviny výkrutu vlivem bočivě zatáčivého momentu zmenší, takže osa větroně je přibližně vodorovná, aniž bylo použito větší výchylky směrovky. V době, kdy větroň je v letu na zádech, musí být výškovka silně potlačena (viz stať o letu na zádech). Čím větší je potlačení, tím méně může být použito směrovky pro vyrovnání bočivě zatáčivého momentu v druhé části výkrutu (ze zad do normálního letu). Při špatném výkrutu dochází zejména v poloze na zádech k zvyšování rychlosti, která spolu s vychýlenými křidélky způsobuje zvýšené namáhání křídla kroucením.

Rychlý výkrut. Tato akrobatická figura se na větroni prakticky neprovádí pro vysoké namáhání nosného systému. Rychlý výkrut je vlastně uvedení větroně do autorotace při vysoké rychlosti, takže osa autorotace je pro setrvačnost přibližně vodorovná. Je zřejmé, že otáčení větroně se v tomto případě děje kolem osy značně odlišné od podélné osy větroně. Uvedení větroně do rychlého výkrutu se děje obdobně, jako uvedení do vývrtky: nesouměrným odtržením na křídle – vznikem autorotace. Křidélka, která u řízeného výkrutu hrála hlavní roli, jsou při rychlém výkrutu v neutrální poloze.

Tím jsme vyčerpali nejdůležitější prvky akrobatických figur. Vývrtka bude probrána v kapitolách Zvláštní případy letu.

2. LETOVÉ VLASTNOSTI

2.1. ÚVOD

Dosahované letové výkony nestačí samy o sobě k posouzení, zda je větroň dobrý a dokonce ani zda je s ním možno bezpečně létat. Kromě výkonů posuzujeme u větroně letové vlastnosti. Pod názvem *letové vlastnosti* rozumíme celý souhrn vlastností od uspořádání pilotního prostoru přes výstroj a všechna zařízení na letounu až k vlastnímu řízení za letu i na zemi.

Větroň má dobré a příjemné letové vlastnosti, když pilot ovládá všechna řízení s přiměřeně malou řídicí silou, když větroň reaguje poměrně rychle na zásah pilota do řízení, ale není příliš citlivý na každé hnutí řídicí pákou, když má dostatečně stabilní alespoň běžné letové režimy a když celkově jeho řízení je možno zvládnout s minimální tělesnou i duševní námahou.

Při létání má zcela mimořádný význam rychlost, která je hlavní podmínkou letu. Letoun se může udržet ve vzduchu jenom pohybem o určité rychlosti. Klesne-li rychlost pod určitou mez, přestává být větroň řiditelný a padá k zemi. Podmínka rychlosti stupňuje obtížnost létání. Změny rychlosti musí dobrý pilot spolehlivě vnímat naučeným citem, dříve než se podívá na rychloměr. Malé opomenutí minimální rychlosti je vždy spojeno s pádem větroně a v blízkosti země končí zpravidla havárií. Při řízení motorového vozidla může řidič v případě únavy zastavit vozidlo a odpočinout si. Letec může uvolnit pozornost teprve po zdařilém přivedení větroně na zem.

Ze zkušenosti víme, že různé typy větroňů mají velmi odlišné vlastnosti řízení. Vysokovýkonný větroň Spartak se svým tvarem značně liší od školního větroně, jako je například Pionýr. Poznáme v praxi, že se budeme ještě mnoho učit, než se dostaneme k letu na Spartaku, přes to, že již máme úspěšně splněny všechny úlohy na Pionýru. Letové vlastnosti obou těchto typů jsou velmi rozdílné. Avšak i dva typy, které se rozměry a určením shodují, mohou mít a často mají odchylky v chování za letu.

Dozorčí úřady, které schvalují zavedení nových větroňů do provozu, dbají o to, aby každý větroň splňoval určité požadavky na letové vlastnosti podle účelu, k němuž má sloužit.

A zde máme hlavní důvod, proč hovoříme o letových vlastnostech.

Byly shrnuty mnohaleté zkušenosti z létání a byly vydány podmínky letových vlastností. Tyto podmínky předpisují dobré vlastnosti větroně, aby řízení bylo bezpečné a příjemné, aby praktické školení mohlo být jednotné a aby řízení větroně bylo z hlediska tělesné i duševní námahy méně obtížné.

Doporučujeme pilotům, aby si kapitoly o letových vlastnostech dobře pročetli a promysleli. Porozumí tak lépe i praktické pilotáži a naučí se lépe využívat schopností svěřených strojů. Pojednání o letových vlastnostech souvisí s metodikou pilotáže. Znalosti teoretických základů letových vlastností přispějí ke zvýšení odbornosti pilotů a k jejich sblížení s leteckou technikou.

2.1.1. Rozdělení letových vlastností

Mechanika letu rozděluje letové vlastnosti do těchto skupin:

1. Vlastnosti výstroje.
2. Vlastnosti při pohybu na zemi.
3. Vlastnosti za letu.

1. *Do vlastností výstroje* zahrnujeme například funkci brzd, zatahování a vysouvání podvozku, vztlakových a brzdicích klapek, ovládání vypínače vlečného lana, příjemnost sezení, vstup a výstup z pilotního prostoru, otevírání a zavírání kabiny, nouzové odhazování kabiny apod.

2. *Při rozjezdu a výběhu větroně* posuzujeme hlavně účinek všech kormidel, síly na ovládání kormidel, účinek brzd. Zjišťujeme, zda větroň není náchylný k překlopení, vliv bočního větru a další vlastnosti větroně a řízení při pohybu na zemi.

3. *Vlastnosti za letu* tvoří hlavní náplň letových vlastností. Z hlediska mechaniky letu se dělí do dvou základních skupin:

a) stabilita
b) řiditelnost

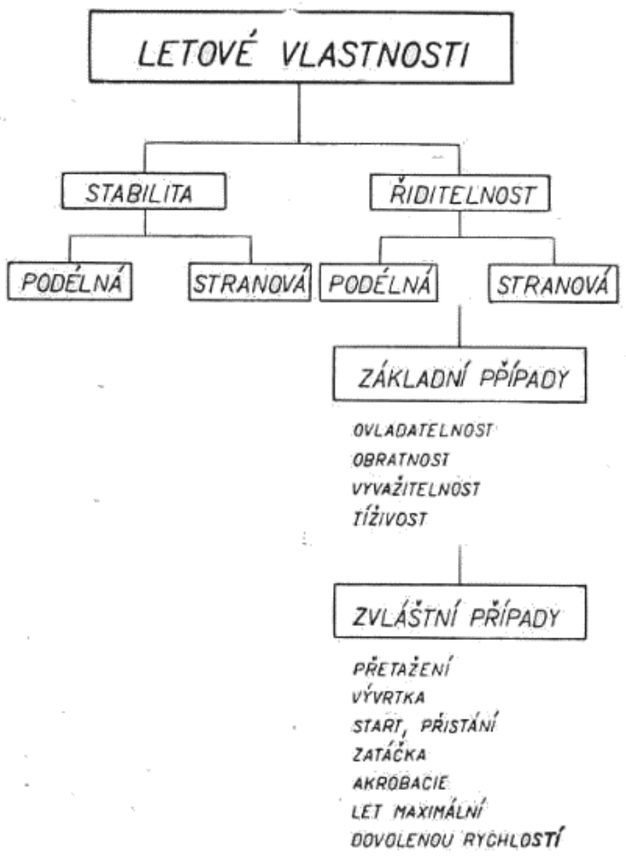
Stabilita si všímá pohybu samotného větroně bez zásahu pilota. *Stabilitou nazýváme schopnost větroně vrátit se bez zásahu pilota do původní polohy, ze které byl nějakou poruchou (nárazem větru) vyrušen.*

Stabilita má v letových vlastnostech větroně nesmírnou důležitost. Větroň se pohybuje ve volné atmosféře. I za stálého a poměrně klidného počasí je v atmosféře neustálé turbulentní proudění vzduchu. Větší nebo menší nárazy proudu vzduchu (poryvy) na letící větroň způsobují časté rušení ustáleného letu.

Má-li větroň dostatečnou stabilizující schopnost, nemusí pilot menším poruchám rovnováhy věnovat příliš pozornosti, poněvadž

takový větroň se po menší poruše rychle sám vrací do původního ustáleného letu.

Bez této stabilizující schopnosti větroně by pilot byl nucen velmi pozorně sledovat pohyb větroně při poryvech a časté úchylky by musil neustále opravovat protizásahy řízení. Řízení takového větroně by pilota velmi unavilo a ohrožovalo by bezpečnost letu.



Obr. 2.124. Přehled letových vlastností

V mechanice letu posuzujeme stabilitu ustálených letů. Ustálený letový režim je takový, při kterém zůstává stálá rychlost letu a při kterém řídicí páka všech kormidel zůstává v klidu.

Například ustálený klouzavý let rychlostí 90 km/h provede pilot takovým způsobem, že za přiměřeně klidných podmínek v atmosféře nastaví řídicí pákou takovou výchylku výškovky, až se ustálí rychlost klouzání na hodnotě 90 km/h. Nezáleží na tom, jakou rychlostí letěl větroň předtím. Ustálená rychlost 90 km/hod se nezmění, pokud pilot nezmění polohu řídicí páky.

Stabilita je vlastností ustáleného stavu. Když mluvíme o *stabilním* větroni, rozumíme tím, že má stabilní normální ustálené lety.

Může nastat případ, že větroň má klouzavý let rychlostí 90 km/h stabilní, ale že ztrácí stabilní schopnost při ustáleném letu rychlostí 130 km/hod. Nebo může nastat případ, že větroň má nestabilní většinu nejužívanějších klouzavých letů, zatím co ustálenou vývrtku má stabilní. S takovým větroněm bychom spokojeni nebyli přesto, že bychom o něm mohli prohlásit, že je stabilní (ovšem pouze ve vývrtce).

Není proto zcela správné mluvit o stabilním větroni, ale správněji o stabilním režimu letu, nebo o stabilitě větroně v určitém režimu letu.

Řiditelnost větroně je jeho schopnost reagovat na zásahy řízení. Změnu rychlosti klouzání způsobíme změnou úhlu náběhu křídla. Jak si vysvětlíme později, změnu úhlu náběhu křídla vyvodíme působením výškovky. *Řiditelnost charakterizuje schopnost větroně letět různou rychlostí, schopnost přecházet z jednoho ustáleného letu do jiného, schopnost otáčet se kolem svých os a schopnost provádět určitou rychlostí různě složité obraty a pohyby v prostoru.*

Každou změnu polohy a každou změnu rychlosti větroně provádí pilot účinkem kormidel. Kormidlo proto zajišťuje ovládání větroně v prostoru – říkáme, že účinek kormidel charakterizuje *ovladatelnost* – schopnost provedení žádaného letového obratu nebo schopnost řízení trvale udržovat určitý režim letu.

Rychlost, kterou větroň reaguje na zásah kormidel nebo doba, za kterou větroň přejde z jednoho režimu letu do druhého, posuzují *obratnost větroně.*

Přehledné rozdělení letových vlastností je naznačeno na obr. 2.124. Jsou zde v určitém pořádku vyjmenovány základní pojmy, které budou v dalších kapitolách postupně vysvětlovány.

Kontrolní otázky

1. Co rozumíme pod pojmem letové vlastnosti?
2. Za jakým účelem se posuzují letové vlastnosti?
3. Přehled letových vlastností.
4. Rozdíl mezi stabilitou a řiditelností větroně.
5. Rozdíl mezi ovladatelností a obratností.
6. Jaký je ustálený letový režim?

2.1.2. Požadavky předpisů

Rok od roku se rozrůstá letecký provoz ve všech odvětvích: sportovním, civilním i vojenském. Do provozu přicházejí stále nové, výkonnější stroje.

Každý letoun, který má být předán do používání, je podroben přísným zkouškám pevnostním i letovým. Výsledky zkoušek hodnotí řada odborníků – tzv. státní komise, která posoudí, do jaké míry letoun splňuje požadavky a podmínky, uvedené v objednávce stavby prototypu. Tato odborná komise prozkoumá výsledky všech zkoušek a rozhoduje o uvedení letounu do provozu.

Poněvadž letecký provoz přesahuje hranice států, bylo nutné uspořádat jednotně a mezinárodně důležité záležitosti, týkající se létání. Proto byly zřízeny mezinárodní organizace, jejichž úkolem je řídit společné záležitosti v příslušném oboru letectví.

Mezinárodní organizace, jejichž členy jsou téměř všechny státy světa, provozující letectví, jsou dvě.

Mezinárodní organizace civilního letectví – ICAO, která pečuje o záležitosti dopravního, technického a výcvikového rázu.

Druhou organizací je *Mezinárodní letecká federace – FAI*, která se zabývá záležitostmi rázu sportovního.

Organizace FAI pořádá mezinárodní soutěže, schvaluje mezinárodní rekordy a podporuje mezinárodní sportovní spolupráci v těchto hlavních oborech letectví:
letecké modelářství
plachtařství
motorové létání
parašutismus.

V plachtařské skupině FAI se vytvořila velmi známá mezinárodní organizace vědeckých a technických pracovníků OSTIV (Organisation Scientifique et Technique International du Vol à voile). Prostřednictvím teoretiků a praktiků jsou zde zastoupeny všechny vědní obory, které s plachtěním souvisí. Organizace OSTIV přispívá v mezinárodním měřítku k rozšiřování nejnovějších poznatků vědy a techniky formou přednášek a diskusí. Organizuje výměnu zkušeností, podporuje výzkum a studium nových otázek. V tomto směru organizace OSTIV se stala avantgardou světového plachtění.

Technická sekce organizace ICAO vypracovala velmi podrobné směrnice pro stavbu a provoz letadel. Vydané směrnice jsou podloženy zkušenostmi z dlouholeté zkušební i provozní praxe letadel.

Předpisy rozdělují letouny podle účelu *do kategorií:*
kategorie normální
kategorie poloakrobatická
kategorie akrobatická.

Každá kategorie se dále dělí *do skupin:*
Skupina letounů jednomotorových
skupina letounů dvou i vícemotorových
skupina větroňů.

Ve směrnicích jsou uvedeny kupříkladu podmínky pro bezpečné zastavění hnacích jednotek, směrnice pro výpočet a ověření pevnosti draku, směrnice pro výstroj a přístrojové vybavení letadel.

Předpisy zajišťují, aby každý nový letoun byl v provozu bezpečný jak z hlediska pevnosti, tak z hlediska letových vlastností.

Předpisy se neustále doplňují a upřesňují novými poznatky a zkušenostmi.

Proto také stroje, které dnes přicházejí do provozu, překonávají vysoko nejenom výkony, ale také provozní bezpečností a letovými vlastnostmi konstrukce dřívější.

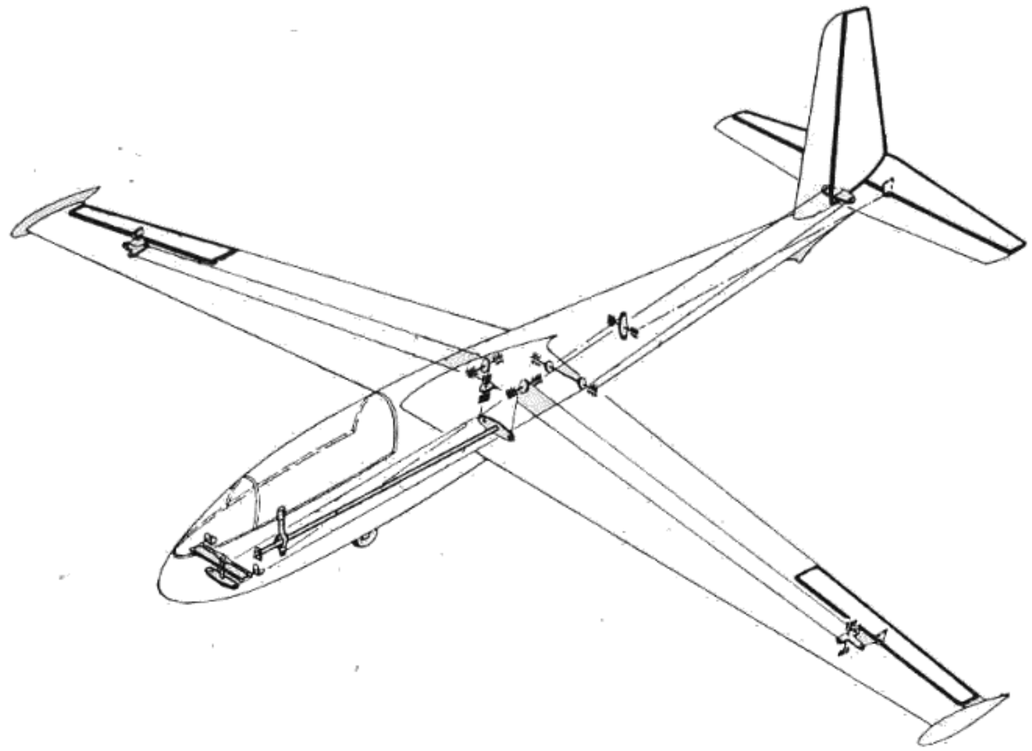
2.2. ORGÁNY ŘÍZENÍ

2.2.1. Pohyb v prostoru

Pohyb a poloha větroně v prostoru jsou řízeny kormidlovým systémem. Na rozdíl od pozemních dopravních prostředků větroň se pohybuje v prostoru ve třech rozměrech. Vůz nebo loď mění pouze směr při pohybu v rovině – vůz na vozovce, loď na hladině jezera. Při řízení větroně pilot udržuje správnou polohu větroně v prostoru a musí kromě řízení směrového ovládat řízení příčné a výškové.

Na obr. 2.125 vidíme schematické uspořádání kormidlového řízení větroně.

Ruční řídicí pákou ovládá pilot jednak výškovku – tzv. řízení podélné (pohybem řídicí pákou od sebe a k sobě), jednak křidélka – řízení příčné (pohybem řídicí pákou doprava a doleva). Jak je patrno z obr. 2.125, nožními pedály ovládá pilot výchylky směrového kormidla – řízení směrové.



Obr. 2.125. Kormidlové řízení větroně

Rozbor pohybu větroně v prostoru nám usnadňuje tzv. souřadná soustava. Tři základní osy souřadné soustavy procházejí těžištěm větroně (viz obr. 2.126) a mají pojmenování

osa X podélná osa
osa Y kolmá osa
osa Z bočná osa.

Směry os určují tři základní posuvné pohyby větroně
osa X .... dopředný let
osa Y .... stoupání nebo klesání
osa Z .... bočný posuv
a tři základní pohyby otáčivé
otáčení kolem podélné osy X – klonění
otáčení kolem svislé osy Z – klopení
otáčení kolem bočné osy Y – zatáčení.

Označíme si přehledně v následující tabulce hlavní osy souřadné soustavy jejich polohu na větroni a směry hlavních pohybů větroně.

Označení osy	Poloha osy	Pojmenování osy	Pohyby větroně	
			posuvné	otáčivé
X	podél trupu	podélná	dopředný let	klonění
Z	kolmo na rovinu souměrnosti	bočná	bočení, skluz	klopení
Y	kolmo na základní rovinu	kolmá	stoupání klesání	zatáčení

Větroň může v prostoru konat 6 různých pohybů. V mechanice letu říkáme, že větroň při pohybu v prostoru má 6 stupňů volnosti. Tento vysoký stupeň pohyblivosti svědčí o složitosti řízení větroně ve srovnání se všemi prostředky, pohybujícími se po zemi.

Souřadná soustava nám usnadňuje stanovit libovolnou polohu větroně vzhledem k základní vodorovné nebo svislé rovině pomocí takzvaných polohových úhlů:

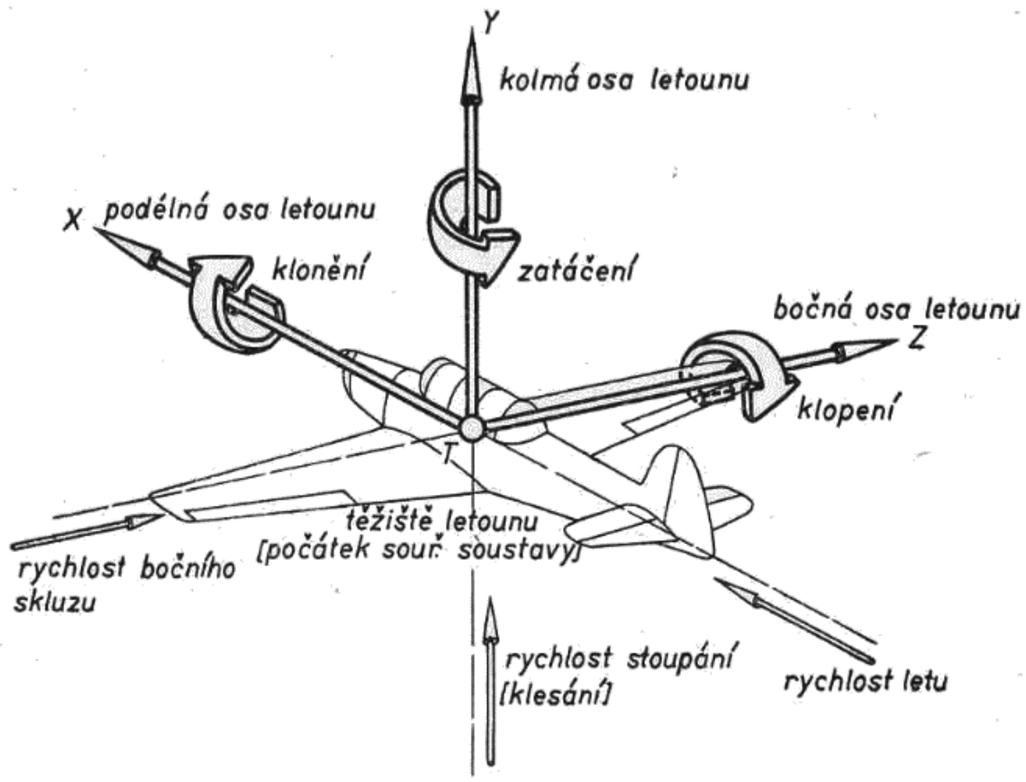
Polohový úhel	Označení úhlu
úhel příčného sklonu	γ
úhel podélného sklonu	Θ
úhel azimutu	ψ

Dále nám souřadná soustava umožňuje určit aerodynamické úhly, pod kterými je větroň za letu ofukován:

Název	Označení úhlu	Vyobrazení
úhel náběhu	α	2.128
úhel vybočení	β	2.129

Doporučujeme osvojit si uvedené názvy souřadných os, posuvných i otáčivých pohybů a názvy polohových úhlů a úhlů, pod kterými je letoun za letu ofukován. Získáme tak schopnost popsat přesně a jednoznačně letový režim, který v praktickém provozu může nastat.

Při instruktáži se osvědčuje jako pomůcka malý model větroně s pohyblivými kormidly. Doporučujeme využít těchto modelů také k názornému vysvětlení některých problémů stability a řiditelnosti.



Obr. 2.126. Souřadná soustava letadlová

2.2.2. Působení kormidel

Jako kormidel se zpravidla používá jednoduchých klapek u odtokové hrany křídla nebo ocasních ploch. Vychýlené kormidlo způsobí změnu prohnutí profilu. To má za následek zvýšení vztlaku ve směru zvětšené křivosti profilu, jak bylo již vysvětleno v aerodynamice v kapitole 6.1.

Vztlak na řídicí ploše s kormidlem závisí na úhlu náběhu α a na výchylce kormidla δ (obr. 2.127).

Souměrný profil s nulovou výchylkou kormidla při nulovém úhlu náběhu nedává žádný vztlak. Vztlak vznikne teprve tehdy, jestliže se zvětší úhel náběhu α nebo když vychýlíme kormidlo o určitý úhel δ dolů nebo nahoru, jak je vidět na sérii obrázků 2.127.

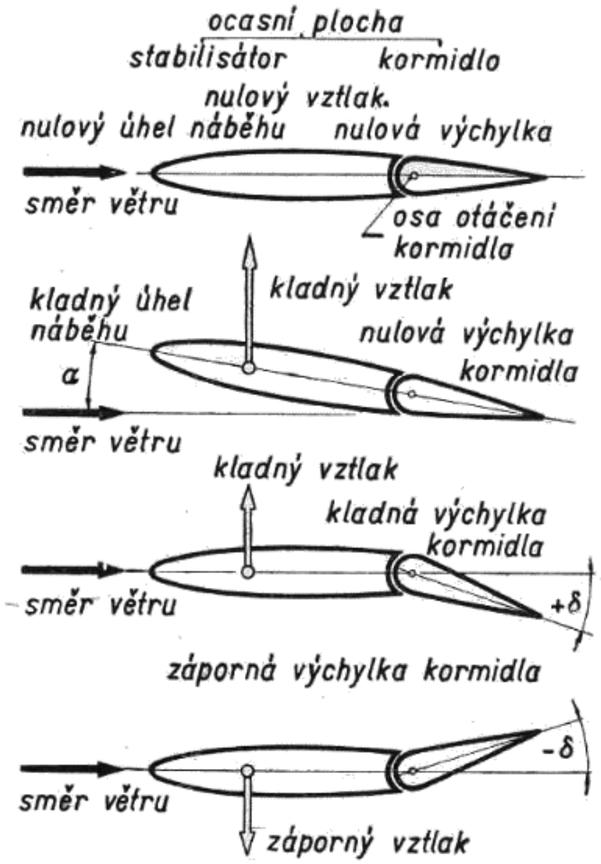
Základní rovnice pro vztlak nosné plochy je známá z aerodynamiky

$$Y = C_y \cdot q \cdot S \qquad (2.40)$$

Síla (Y) je tím větší, čím vyšší je dynamický tlak (q) a čím větší je plocha (S). Účinek řídicí plochy závisí proto na velikosti plochy a na rychlosti letu.

Součinitel C_y můžeme nazvat aerodynamickou účinností řídicí plochy, neboť jeho hodnota závisí na:

hloubce kormidla
tvaru kormidla
úhlu náběhu profilu
výchylce kormidla.



Obr. 2.127. Působení kormidla na souměrném profilu

obr. 2. shora: přírůstek vztlaku od změny náběhu – kormidlo má nulovou výchylku

obr. 3. shora: kladný přírůstek vztlaku od výchylky kormidla dolů – profil má nulový úhel náběhu

obr. 4. shora: záporný přírůstek vztlaku od výchylky kormidla nahoru

Účinek řídicí plochy je tedy dán velikostí plochy, její aerodynamickou účinností a rychlostí letu.

Účinkem kormidel měníme aerodynamickou sílu na řídicích plochách. Řídicí plochy působí na větroni ve značné vzdálenosti od těžiště (rameno r) a proto i poměrně malou silou vyvozují k těžišti aerodynamické momenty, potřebné pro zajištění podélné i stranové rovnováhy a řiditelnosti (viz obr. 2.128, 129, 130).

Hlavními kormidly jsou výškovka, směrovka a křidélka. Řekneme si něco o vlastnostech a činnosti každého kormidla odděleně.

Výškové kormidlo

Výškové kormidlo je orgánem podélného řízení. Posuvem řídicí páky ze střední polohy směrem k sobě – dozadu, vychyluje pilot výškové kormidlo nahoru. Podle obrázku 2.127 je zřejmé, že při této výchylce kormidla vzniká na ocasní ploše záporný vztlak. Záporný vztlak vodorovné ocasní plochy vyvozuje k těžišti letounu klopivý moment směrem k ocasu (viz obr. 2.128). Při pohybu řídicí páky od sebe, směrem dopředu, vychyluje pilot

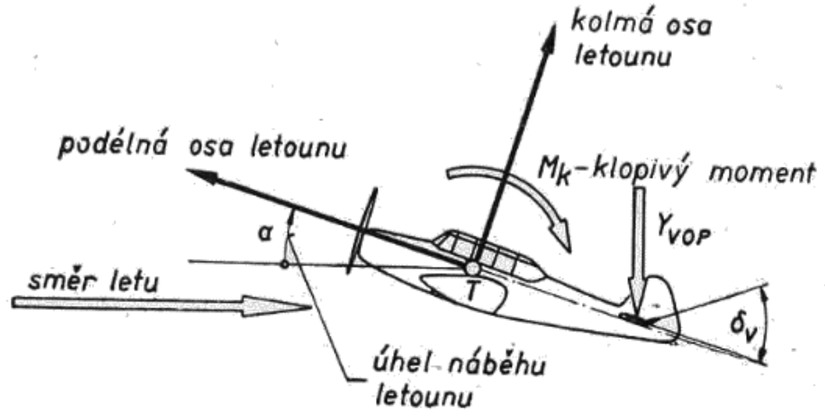
výškové kormidlo dolů, na vodorovné ocasní ploše vzniká kladný vztlak a klopivý moment na hlavu.

Posuv řídicí páky dopředu označujeme jako potlačení řídicí páky. Výchylka řídicí páky směrem k pilotu se nazývá přitažení. V mechanice letu i v metodice pilotáže rozlišujeme tedy dvojí smysl ovládání výškovky řídicí pákou:

tažení – ve smyslu zmenšování rychlosti – zvětšování úhlu náběhu

tlačení – ve smyslu zvětšování rychlosti – zmenšování úhlu náběhu.

Z předchozího výkladu (díl 1., kap. 2.1) je nám známo, že s rostoucím úhlem náběhu roste vztlak křídla a rychlost letu klesá. Výš-



Obr. 2.128. Klopivý moment od výškovky – úhel podélného sklonu

kové kormidlo musí mít dostatečný účinek k zvětšení úhlu náběhu až na maximální hodnotu, při níž dosahuje křídlo maximální vztlak. Vodorovná ocasní plocha s výškovkou musí trvale udržet větroň v letu s vysokým úhlem náběhu, který odpovídá letu minimální rychlostí. Říkáme, že vodorovná ocasní plocha zajišťuje podélnou rovnováhu v celém provozním rozsahu rychlostí.

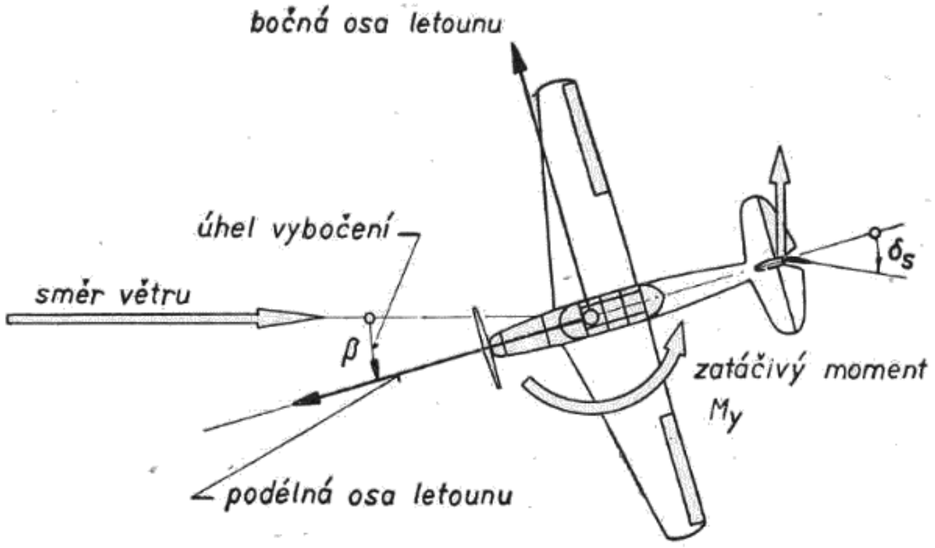
Směrové kormidlo

Hlavním účinkem směrového řízení je, jak plyne z názvu, řízení a udržování směru letu. Vyšlápnutím levého pedálu (viz obr. 2.129) se vychýlí směrové kormidlo doleva a nos letadla se zatáčí vlevo.

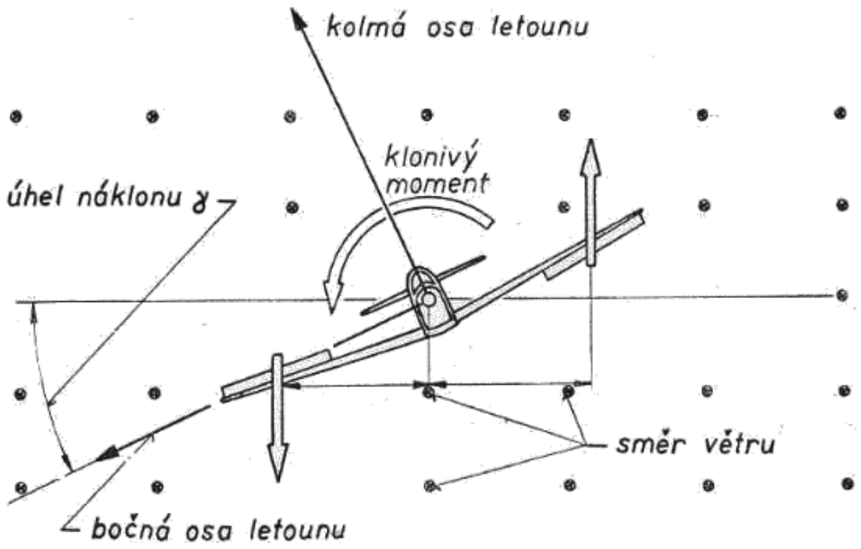
Vyšlápnutím pravého pedálu se vychýlí směrové kormidlo vpravo a nos letadla se stáčí doprava. Vztlak směrové plochy roste opět ve směru zakřivení profilu. Z obrázku 2.129 je patrno, jak vztlak na svislé ocasní ploše vyvozuje k těžišti letounu zatáčivý moment.

U motorových letounů se směrovka uplatní hlavně při pojíždění, a u všech letounů, včetně větroňů, je směrovka nejvíce využita při

startu a přistání, kdy dochází k největším poruchám směru letu a kdy je poměrně malý účinek směrovky, hlavně z důvodů nízké rychlosti letu.



Obr. 2.129. Zatáčivý moment od směrovky – úhel vybočení



Obr. 2.130. Klonivý moment od křidélek – úhel příčného sklonu

Směrovka je rozhodujícím kormidlem pro bezpečný let vícemotorového letounu. Po vysazení některého z motorů musí směrovka vyvážit nesouměrný tah zbývajícího motoru a udržet přímý let.

Plachtař oceňuje účinek směrovky při glisádě, kterou opravuje

chybu v odhadu na přistání. Také při vybírání vývrtky rozhoduje účinek směrovky na zastavení točení a tím přispívá k bezpečnému a rychlému vybrání.

Při ostatních letových režimech (s výjimkou letů akrobatických), je využití směrovky celkem nepatrné.

Křidélka

Křidélko je orgánem příčného řízení a zajišťuje ovladatelnost kolem podélné osy letounu.

Při výchylce ruční řídicí páky ze střední polohy do pravé strany vychyluje se křidélko na levém křídle dolů a současně s ním křidélko na pravém křídle nahoru. Výchylky křidélek na levém a pravém křídle jdou proti sobě.

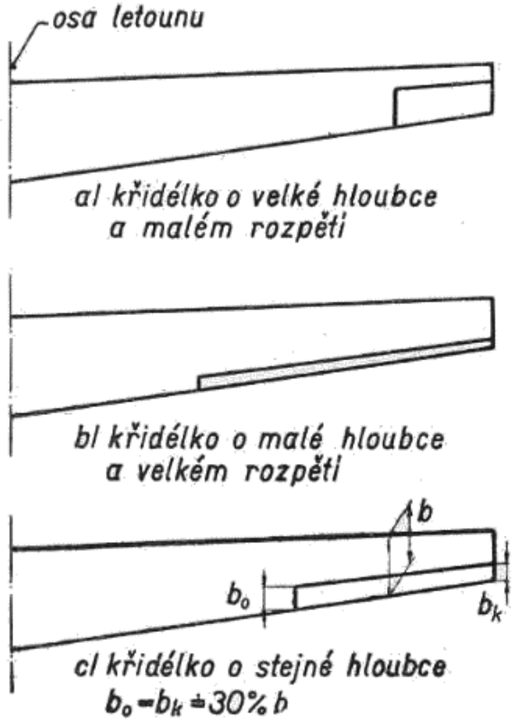
Z předchozího výkladu je nám již známo, že vztlak nosné plochy roste ve směru zvětšené křivosti profilu. Výchylky křidélek na levém a pravém křídle vyvozují zvýšení vztlaku na jedné a snížení vztlaku na druhé polovině křídla.

Z obr. 2.130 je zřejmé, že tyto změny vztlaku vyvozují k těžišti aerodynamický moment, který vyvodí potřebnou změnu náklonu křídla.

Aerodynamickému momentu k podélné ose větroně říkáme klonivý moment.

Na účinku křidélek závisí klonivý moment křídla, jehož velikost je dána

1. tvarem a umístěním křidélek na křídle
2. výchylkou křidélek
3. rychlostí letu



Obr. 2.131. Charakteristické tvary křidélka

a) vysoký klonivý účinek – značné kroucení a značný ohyb křídla
b) malý klonivý účinek – nepatrné zatížení křídla
c) optimální tvar křidélka z hlediska účinku, řídicí síly a pevnosti

1. Klonivý moment od křidélek bude tím vyšší, čím bude větší plocha obou křidélek.

2. Do výchylky se započítává součtová výchylka obou křidélek (na pravém i levém křídle), poněvadž obě křidélka přispívají k ná-

klonu křídla. Velmi často a u větroňů vždy je výchylka křidélek dolů menší, než výchylka nahoru. Říkáme, že výchylky křidélek jsou diferencovány. V další kapitole poznáme, jak diferencovaná křidélka zlepšují letové vlastnosti v zatáčce.

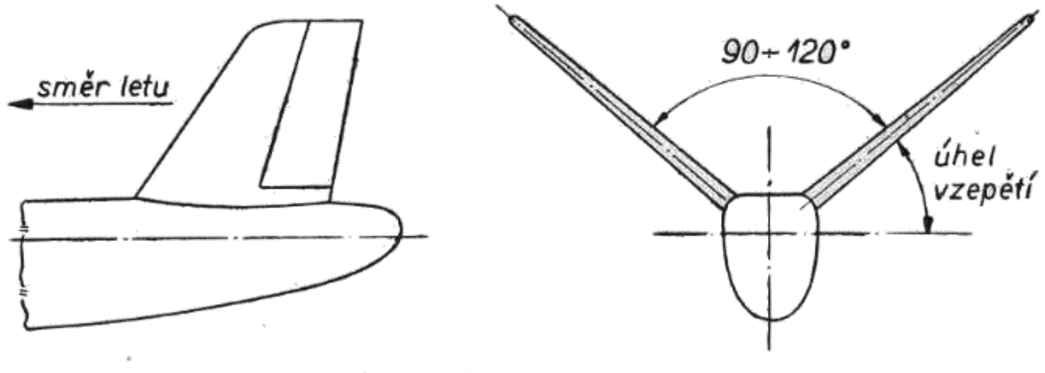
3. Z obr. 2.130 získáme jasný názor, že křidélko na špičce křídla vyvozuje změnu vztlaku na velkém rameni, vzhledem k rovině souměrnosti. Takové křidélko bude mít vždy vyšší účinek než křidélko u kořene křídla. Vychýlené křidélko způsobuje značný ohyb a kroucení křídla. Z důvodů pevnosti, tuhosti a váhy křídla nemůže konstruktér navrhovat křidélko pouze z hlediska nejvyšší aerodynamické účinnosti. Konstruktér nemůže volit křidélko typu *a* (obr. 2.131), které by mělo nejvyšší aerodynamický účinek, ani křidélko typu *b*, které by způsobovalo minimální zvýšení váhy. Optimální je křidélko o stejné hloubce po celém rozpětí. Střední hloubka takového křidélka s ohledem na požadavky pevnosti nepřekračuje 30 % hloubky křídla.

Takové křidélko způsobuje rychlý a ostrý účinek s minimální řídicí silou.

Křidélko je hlavním orgánem řízení v zatáčce. Schopnost letounu v akrobacii a v rychlých bojových obratech závisí též značně na účinku křidélek. U všech letounů se osvědčí dobrý účinek křidélek při startu a přistání, kdy pilot potřebuje ostrý účinek křidélek k udržení příčné rovnováhy až do minimální rychlosti letu a až do minimální rychlosti pojíždění po zemi.

2.2.3. Některé aerodynamické zvláštnosti v konstruktivním řešení ocasních ploch

Ze zkušenosti je nám známo, že většina sportovních letců se zájmem sleduje nové typy letounů. Na letišti se živě debatuje o každé novince v letecké technice. Domníváme se, že vyhovíme obecnému zájmu plachtařů, když stručně popíšeme nové typy ocasních ploch a vysvětlíme jejich aerodynamické principy.



Obr. 2.132. Motýlkovitá ocasní plocha

Motýlkovité ocasní plochy

Vodorovné ocasní plochy se značným úhlem vzepětí nebo jak říkáme s velkým příčným V jsou bez svislé ocasní plochy základem takzvaných motýlkovitých ocasních ploch (viz obr. 2.132).

Kormidla motýlkovitých ploch jsou ovládána jednak ruční řídicí pákou, jednak pedály nožního řízení.

Při výchylce ruční řídicí páky ze střední polohy dozadu nebo dopředu vychylují se obě poloviny kormidla souhlasně nahoru nebo dolů. Z obr. 2.133 je patrno, jak při souhlasné výchylce obou kormidel působí vztlak motýlkovité ocasní plochy na změnu podélné rovnováhy.

Vztlaková síla, působící na každé straně ocasní plochy kolmo na plochu, se rozkládá do složky svislé a vodorovné. Při souhlasné výchylce pravé a levé poloviny kormidla se svislé složky vztlakové síly sečítají a společně přispívají k podélné rovnováze větroně. Vodorovné složky vztlakové síly působí proti sobě a vzájemně se ruší (obr. 2.133). Tak koná motýlkovitá ocasní plocha funkci podélného řízení.

Při vyšlápnutí pedálů vzniká opačná výchylka pravé a levé poloviny kormidla. O kolik stupňů se vychýlí levé kormidlo dolů (při vyšlápnutí levého pedálu), o tolik stupňů se vychýlí pravé kormidlo nahoru. Z obr. 2.134 je názorně vidět, jak na pravé polovině působí vztlak dolů, na levé polovině plochy nahoru. Rozložíme-li výslednici vztlakové síly do směru osy kolmé a boční, vidíme, že při stejné výchylce obou kormidel (dolů na levé, nahoru na pravé polovině motýlkovité ocasní plochy) se vzájemně ruší složky vztlakové síly, působící na změnu podélné rovnováhy a zůstávají jen složky ve směru osy boční, které se ve svém účinku sečítají (viz obr. 2.134).

Výsledným účinkem nesouměrných výchylek je stranová síla plochy, působící změnu stranové rovnováhy větroně tak, jako normální svislá ocasní plocha se směrovkou.

Obr. 2.134b znázorňuje výsledný účinek motýlkovitých ocasních ploch při současném vychýlení podélného i směrového řízení.

Tento nejobecnější případ, znázorněný na obrázku 2.134b, je dokladem nesouměrného zatížení obou ploch. Při velkých výchylkách kormidel, které mohou nastat při kroužení větroně na malém poloměru, mají tyto ocasní plochy o něco horší vztlakový účinek a způsobují trochu odlišné chování větroně, než ocasní plochy normální.

Na uvedených obrázcích se velmi dobře seznámíme s celým problémem tohoto zvláštního typu ocasních ploch.

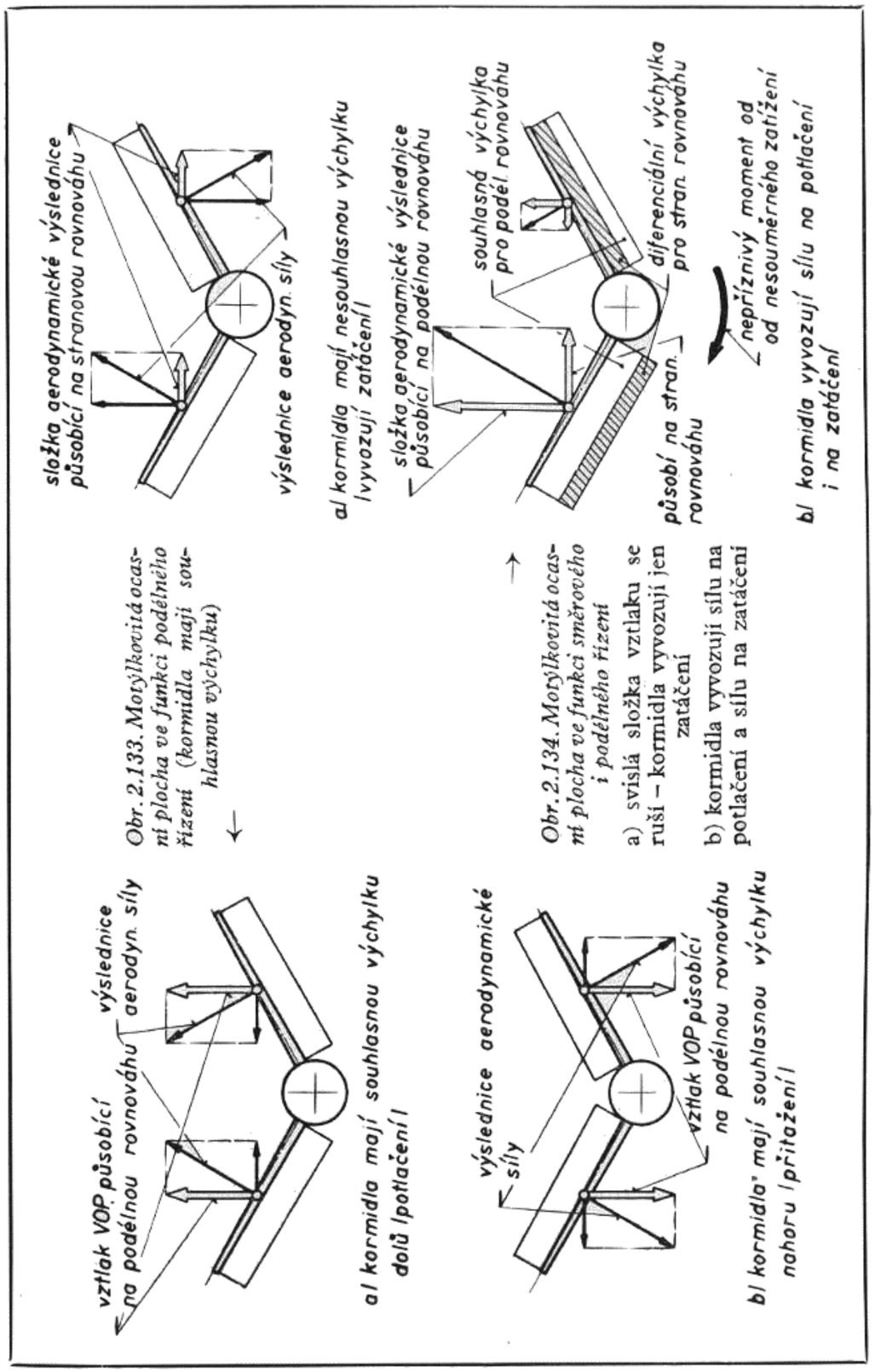
Větroň s motýlkovitými ocasními plochami bude mít naprosto stejné schopnosti jako větroň s ocasními plochami normálními. Předchozím výkladem jsme si dokázali, že není důvodu, proč by tomu mělo být jinak. Nejsou správné dohady, že větroň s motýlkovitými plochami nemůže například dělat vývrtku.

Řekněme si ještě souhrnně o výhodách a nevýhodách těchto ploch:

Výhody

1. Menší odpor –
obě plochy jsou menší než svislá a vodorovná plocha dohromady. Motýlkovité ocasní plochy umožňují proti normálním OP úsporu jedné plochy. Také interferenční odpor je menší, poněvadž styk dvou ploch s trupem je z hlediska interferencí příznivější než styk tří ploch, jak je tomu u normálních ocasních ploch s výškovkou a směrovkou.

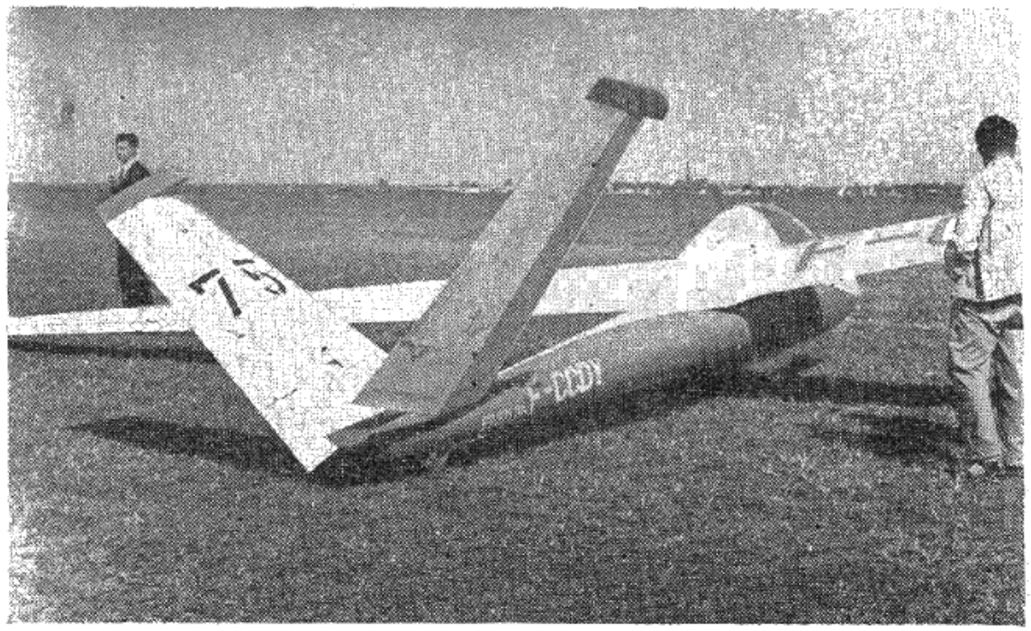
2. Větší vzdálenost od země –
neprojevuje se tak výrazně vliv zešikmení proudu za křídlem na podélnou stabilitu a řiditelnost.



3. Nepatrně menší váha –
tato výhoda není příliš výrazná, poněvadž snížení váhy úsporou plochy je zaplaceno přírůstkem váhy ve větší složitosti ovládacího mechanismu.

Nevýhody

1. Menší účinnost kormidel ve směru podélném i stranovém. Z uvedených obrázků je patrno, že řídicí účinek vyvozuje pouze svislá nebo vodorovná složka vztlaku. Přesto, že plochy i trup jsou zatíženy plnou aerodynamickou silou, k řídicímu účinku je využita jen její část (zvláště při zatáčení).



Obr. 2.135. Motýlkovitá ocasní plocha větroně Fauvette

2. Velmi nízká účinnost směrová při větším úhlu náběhu křídla a větší souměrné výchylce obou kormidel na přitažení.
3. Větší zatížení
Trup je zatížen vyšší silou, než které je využito k řídicímu účinku. (Názorně na obr. 2.134b dole).

Konstruktéři užívají motýlkovitých ocasních ploch na nejrůznějších typech. V ČSR první použil motýlkovitých ocasních ploch inž. Z. Rublič na turistickém letounu Meta-Sokol (verze z roku 1950). Ze současných větroňů uvedeme známý větroň HKS a francouzský větroň Breguet 905-Fauvette.

Nedělená vodorovná ocasní plocha

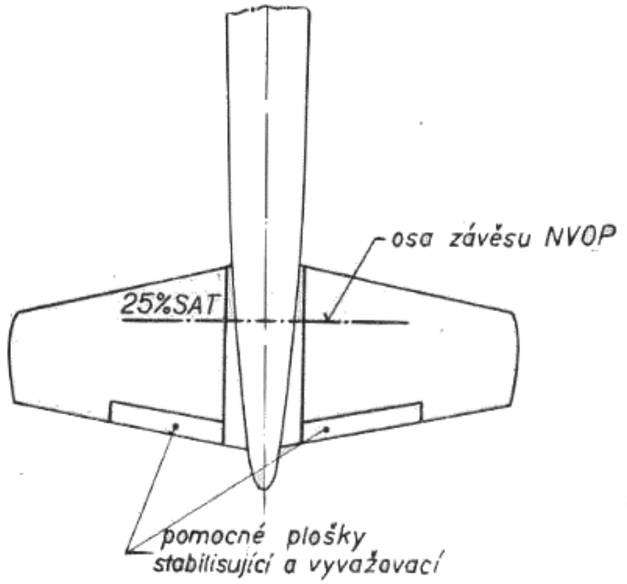
Na rozdíl od normální VOP, rozdělené na stabilizátor a výškovku, je nedělená VOP jednoduchou plochou, jejíž úhel nastavení k ose trupu je přímo ovládán ruční řídicí pákou (VOP = zkrácené označení vodorovné ocasní plochy). Schematický náčrtek nedělené vodorovné ocasní plochy je na obrázku 2.136.

Na obr. 2.137 je naznačeno, jak VOP dociluje změny vztlaku buď výchylkou kormidla nebo jenom změnou úhlu náběhu. Zde je patrný rozdíl mezi účinkem normální a nedělené VOP.

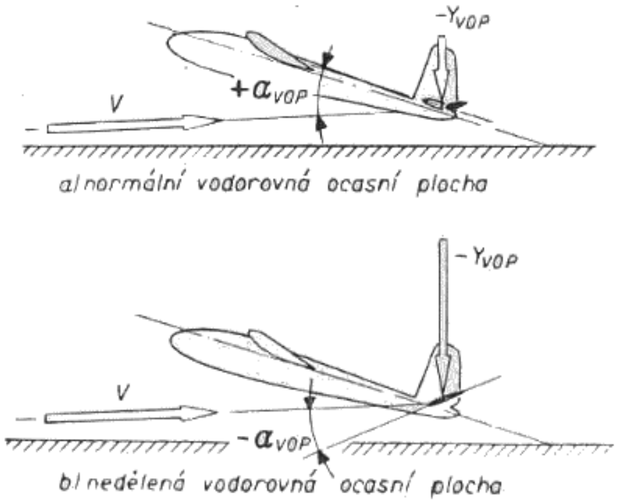
U normální VOP se dociluje řídicího účinku výchylkou výškovky, u VOP nedělené pouze změnou úhlu náběhu.

Toto řešení VOP vidíme nejčastěji u nadzvukových letounů. V poslední době se objevuje NVOP i u lehkých turistických letounů a u větroňů. Jaké jsou výhody z hlediska aerodynamiky? (NVOP = zkrácené označení nedělené vodorovné ocasní plochy).

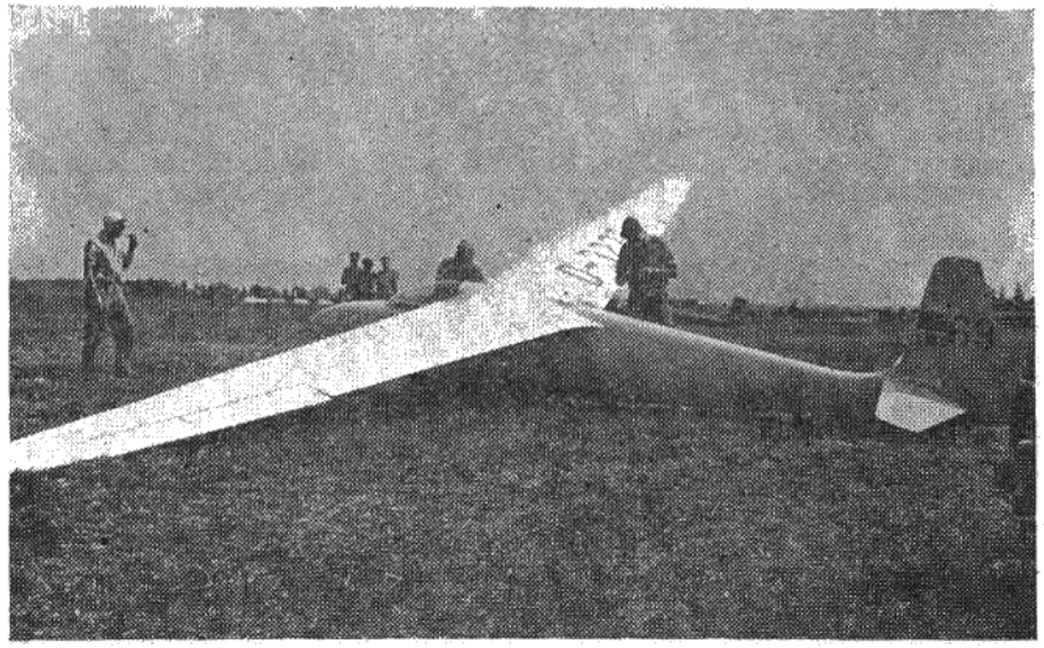
1. U větroňů jde zřejmě o konstrukční jednoduchost a aerodynamickou jemnost. Štěrbina mezi stabilizátorem a výškovkou znamená zvýšený odpor. Jednoduchá nedělená VOP zajišťuje vztlakový účinek s nejvyšší aerodynamickou jemností.



Obr. 2.136. Schéma nedělené VOP



Obr. 2.137. Účinek normální a nedělené VOP při přistání



Obr. 2.138. Větroň Kaiser Ka-6, který byl označen při mistrovství světa v plachtění v Lešnu 1958 technickou komisí za nejlepší větroň standardní třídy

Obr. 2.139. Nedělená VOP na větroni Kaiser Ka-6 b

2. Na příkladu přistání si ukážeme další výhodu NVOP, které se využije hlavně u letounů s vysokovztlakovými klapkami (Brigadýr, Čáp apod.).

Letoun má při přistání kladný úhel náběhu. K dosažení velkého úhlu náběhu křídla je třeba značné síly na OP směrem dolů. Vztlak se vyvozuje přitažením výškovky. Z obrázku 2.137 je zřejmé, že při kladném úhlu náběhu nemůžeme ani s plnou výchylkou kormidla nahoru dosáhnout příliš vysoký vztlak směrem dolů, poněvadž úhel náběhu ocasní plochy a výchylka výškovky jdou proti sobě.

Obr. 2.140. Větroň Olympia-419. Nedělené VOP s přitěžovací a vyvažovací ploškou

U nedělené vodorovné ocasní plochy můžeme dosáhnout při každém úhlu náběhu křídla maximální vztlak na VOP (jak ukazuje obr. 2.137b).

V praxi se potvrzuje, že NVOP až o 30 % menší než normální VOP s výškovkou splní stejně dobře požadavek podélné ovladatelnosti.

Plným využitím úhlu náběhu vodorovné plochy bez výškovky se takto dosáhne ještě vyššího stupně podélné ovladatelnosti letounu.

3. Nedělená VOP má vyšší vztlakový účinek než normální VOP v širokém rozsahu Machových čísel.

Účinek výškovky u normální VOP po překročení kritického Machova čísla klesá. Dochází ke ztrátě účinku výškovky, což u nedělené VOP nastat nemůže.

Toto je hlavní důvod, proč téměř všechny nadzvukové letouny mají NVOP.

Nevýhodou NVOP je nedostatek vlastní stabilizace. Vyhovující vlastnosti podélné stability u NVOP se dosáhnou použitím přídavných prostředků, jako jsou zatěžovací plošky nebo pružiny v řízení.

Na obr. 2.138 je větroň Ka-6, který byl na plachtařském mistrovství světa v Lešnu v roce 1958 označen jako vítězný typ z hlediska aerodynamiky, konstrukce, výroby a z hlediska letových vlastností. Na obr. 2.139 vidíme detailní záběr ocasních ploch. Všimněme si, jak hezky vypadá řešení NVOP bez jediné štěrbiny a nerovnosti.

Závěs NVOP je asi ve čtvrtině hloubky. Pružina na řídicí páce výškovky zajišťuje stabilní smysl řídicí síly. Na obr. 2.140 vidíme uspořádání NVOP s osou otáčení asi ve 25 % hloubky a s pomocnou ploškou zatěžovací a vyvažovací. Toto řešení je provedeno na anglickém vysokovýkonném větroni Olympia 419.

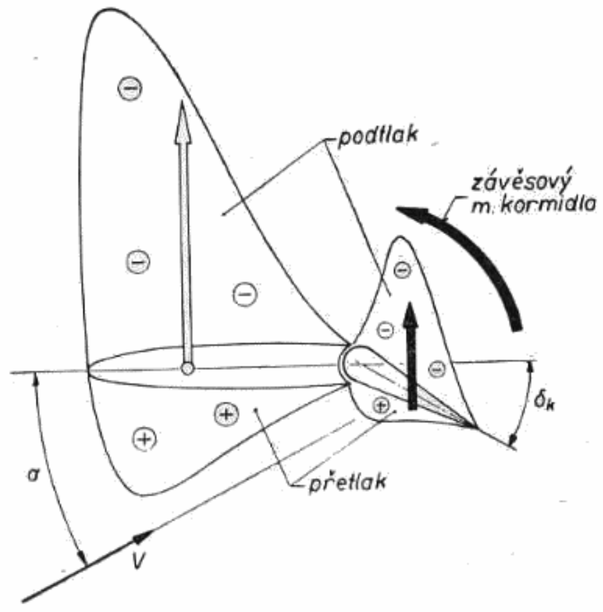
2.2.4. Závěsový moment kormidla

Při vychylování kormidla za letu musíme překonávat určitý odpor, který způsobují hlavně dva vlivy:

1. odpor tření
2. odpor aerodynamický.

Na schematickém znázornění kormidlového řízení obr. 2.125 si všimneme, že od řídicí páky až na kormidlo vede složitá cesta mechanických náhonů, soustava převodových pák, táhel nebo lan a kladek. Je třeba vynaložit určitou sílu k překonání odporu v řízení i v nezatíženém stavu – při nulové rychlosti letu. Tato síla, závisící na uložení, seřízení a stavu převodů, je poměrně malá a na letové vlastnosti většinou nemá velký vliv.

V kapitole o aerodynamice 2.1 byl vysvětlen vznik vztlaku na profilu. Na obr. 2.141 vidíme rozložení tlaku podél profilu. Vychýlené kormidlo způsobuje zakřivení proudu vzduchu. Tím se podstatně změní rozložení tlaku na celém profilu. Jak vidíme na obr. 2.141, značně se zvětší zatížení zadní části profilu. Tlaková síla, která působí na pohyblivé kormidlo, působí vždy proti jeho výchylce. Poněvadž poloha kormidla je



Obr. 2.141. Vznik závěsového momentu kormidla

držena řídicí pákou, přenáší se zatížení volně zavěšeného kormidla až na ruku pilota.

Pilot při vychylování kormidla musí na řídicí páce překonávat moment aerodynamické síly k ose závěsu kormidla – tzv. *závěsový moment*.

Velikost závěsového momentu kormidla závisí na úhlu náběhu celé plochy, na výchylce kormidla, na velikosti kormidla a na rychlosti letu.

Síla na řídicí páce je potom přímo úměrná závěsovému momentu kormidla. Konstantou úměrnosti je mechanický převod mezi výchylkou výškovky a výchylkou řídicí páky.

Velikostí řídicí síly je charakterizována *citlivost* nebo také tzv. tvrdost řízení.

Citlivostí rozumíme velikost řídicí síly, potřebnou na vyvození změny letového režimu. Je-li řízení příliš citlivé, pak velmi malou řídicí silou vyvodíme značnou změnu polohy letounu. Takové řízení je vhodné u letounů rychlých, obratných. Nehodí se však pro letouny školní, u kterých žádáme citlivost menší, poněvadž žák v prvé fázi výcviku řídí letoun hrubě, s nedokonalou citlivostí.

Tvrdostí řízení rozumíme řídicí sílu, potřebnou na výchylku kormidla o 1 stupeň.

Obě tyto hodnoty – citlivost i tvrdost, charakterizují letové vlastnosti a jsou předpisovány stavebními podmínkami podle velikosti a účelu letounu.

2.2.5. Aerodynamické odlehčení kormidel

Závěsový moment kormidla má rozhodující vliv na řídicí sílu. Z toho důvodu předpisy určují konstruktéru přesné požadavky na velikost řídicí síly všech kormidel – výškovky, směrovky i křidélek.

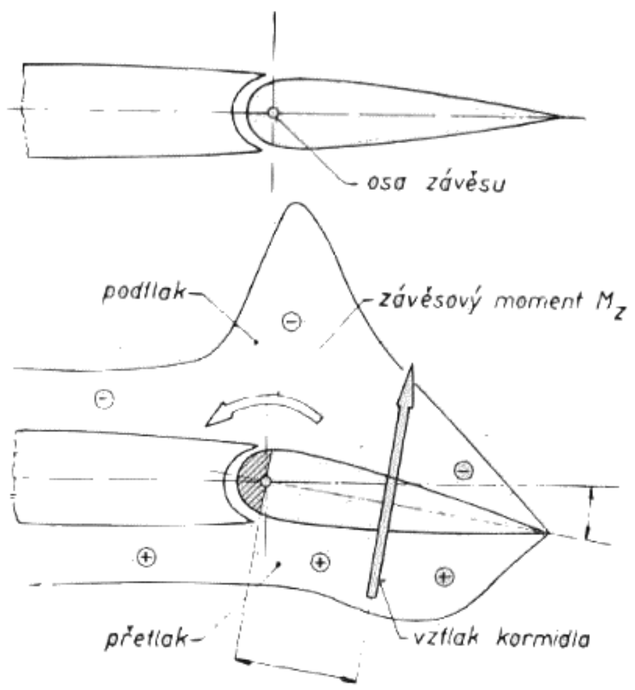
V této kapitole pojednáme o aerodynamických prostředcích, kterými konstruktér může doladit řídicí síly a poměrně v širokých mezích upravit závěsový moment každého kormidla.

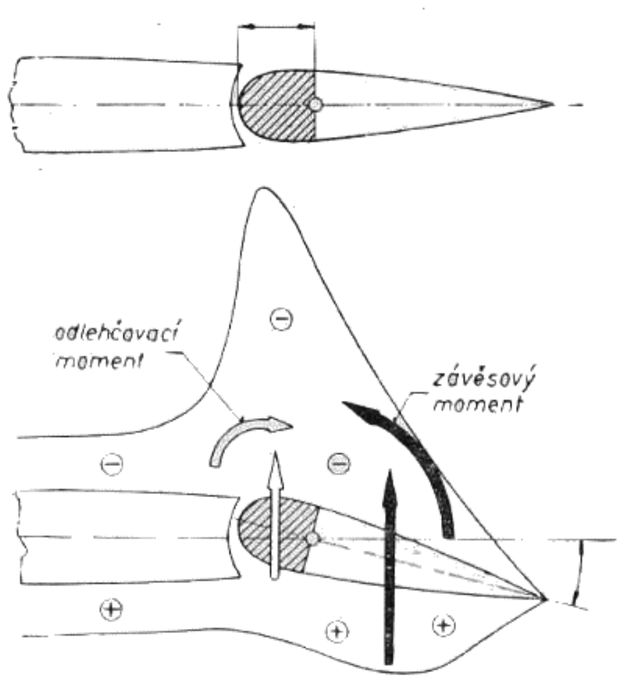
Jedním z prostředků ke snížení závěsového momentu kormidla je vhodné tvarování části kormidla před osou závěsu.

Podle účinku nazýváme toto řešení aerodynamickým odlehčením kormidla.

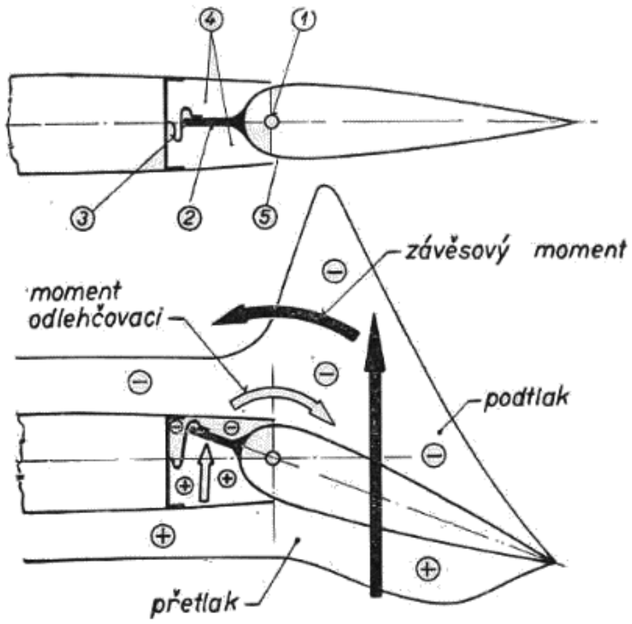
Na obr. 2.143 je znázorněn účinek tzv. *osového odlehčení kormidla*. Vidíme, že na rozdíl od obr. 2.142 je závěs kormidla posunut trochu dozadu, směrem k odtokové hraně. Vystupující část profilu před osou otáčení ovlivňuje značně obtékání celého kormidla. Z rozložení tlakové síly podél kormidla vidíme, že na přední části kormidla

Obr. 2.142. Kormidlo bez aerodynamického odlehčení



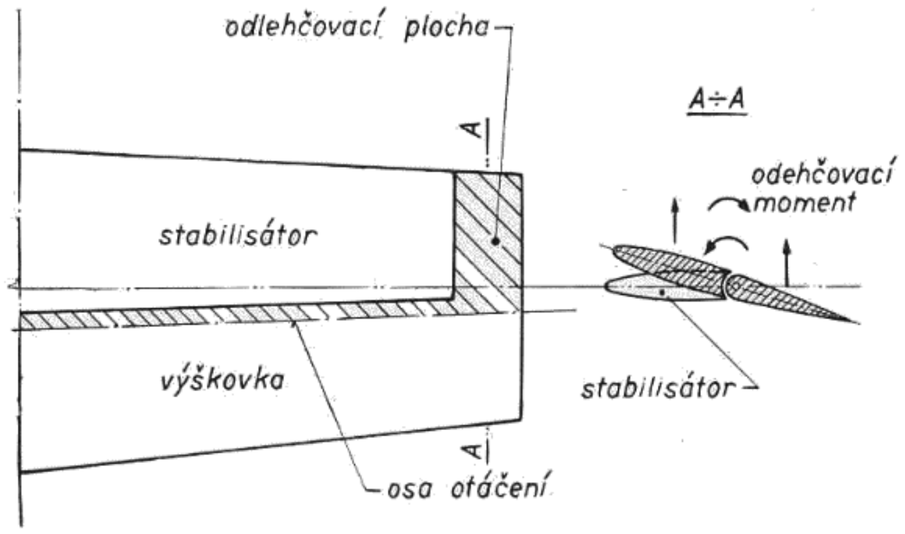


Obr. 2.143. Kormidlo s osovým odlehčením



Obr. 2.144. Kormidlo s vnitřním odlehčením

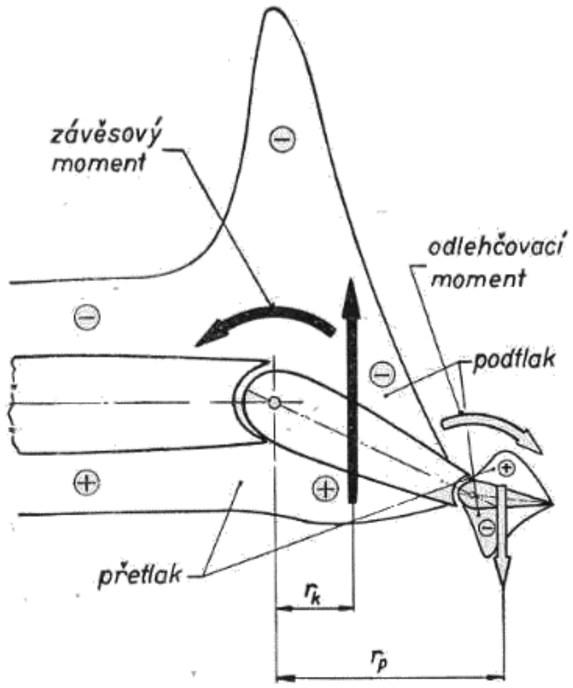
1 – osa závěsu kormidla, 2 – odlehčovací deska, 3 – neprodyšná tkanina, 4 – tlaková komora, ve které se vyvozuje tlaková síla na desku



Obr. 2.145. Kormidlo s rohovým odlehčením

vzniká nejvyšší tlaková síla. Aerodynamické zatížení kormidla před osou otáčení vyvozuje moment, působící ve směru výchylky kormidla. Tím je odlehčován závěsový moment kormidla, který překonává pilot při pohybu řídicí pákou. Odlehčovací účinek bude tím větší, čím větší bude posunutí osy závěsu za přední hranu kormidla.

Vnitřní tlakové odlehčení kormidla je jiným druhem aerodynamického odlehčení. Kormidlo má kruhový nos. Jeho přední část je prodloužena rovnou deskou, která je spojena pružnou, ale neprodyšnou tkaninou se zadní stojinou křídla. Kormidlo a stojina uzavírají tlakový prostor křídla s velmi malou mezerou, danou potřebnou vůlí pro volný chod kormidla. V tlakovém prostoru se pohybuje deska společně s kormidlem.



Obr. 2.146. Kormidlo s odlehčovací ploškou

Na obr. 2.144 je patrno, že v místě zalomení profilu kormidlem vzniká na horní stěně profilu vysoký podtlak, na dolní straně přetlak. Tlakový rozdíl působí na desku silou, která vyvozuje k ose závěsu moment, odlehčující vlastní závěsový moment kormidla. Odlehčení tohoto typu působí stejným účinkem při výchylce kormidla dolů i nahoru a používá se nejčastěji k odlehčení závěsového momentu křidélek.

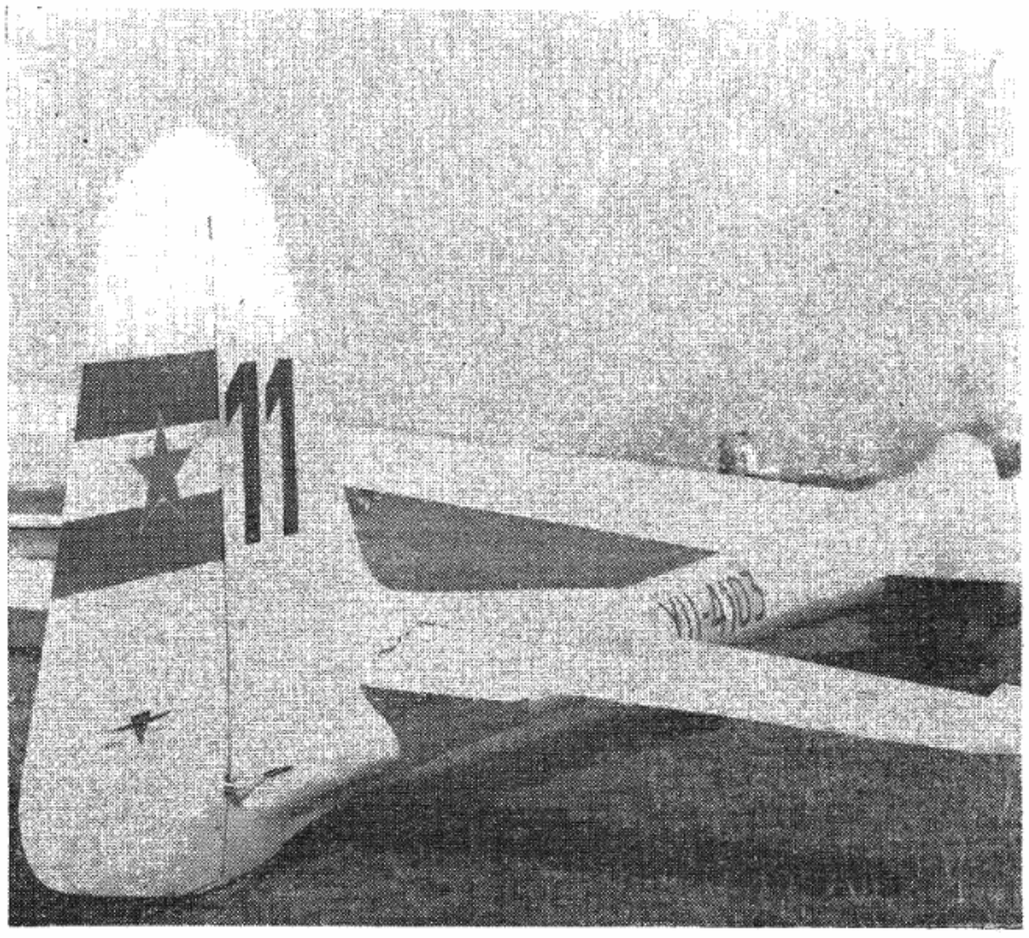
Rohové odlehčení je zvláštním případem odlehčení osového. Plocha kormidla před osou závěsu není rozložena rovnoměrně po celém rozpětí plochy, ale tvoří část plochy kormidla na špičce. Vychyluje se současně s kormidlem. Z obr. 2.145 je dobře patrné, že poměrně velká část plochy před osou závěsu kormidla působí odlehčení závěsového momentu. Toto odlehčení je velmi účinné a výhodné z hlediska stability s volným řízením.

Odlehčovací ploška je malá štíhlá plocha na odtokové hraně kormidla. Její pohyb je vázán pohybem kormidla tak, že při výchylce kormidla na jednu stranu vychyluje se současně ploška na stranu opačnou. Je zřejmé, že závěsový moment plošky působí v opačném

smyslu než závěsový moment kormidla. Výsledný závěsový moment se rovná rozdílu obou (2.146).

Existuje celá řada dalších způsobů aerodynamických odlehčení kormidla.

Vybrali jsme jen několik typických příkladů. Promyslíme-li dobře funkci aerodynamického odlehčení na těchto příkladech, nebude



Obr. 2.147. Větroň Meteor – ocasní plochy s rohovým odlehčením směrovky a výškovky

nám působit nesnáz vysvětlení dalších druhů odlehčení, které se liší jen v detailním provedení, jak je uvidíme v praxi.

Na závěr si zopakujeme, že aerodynamickým odlehčením plynule snižujeme zatížení kormidla aerodynamickou silou, způsobené jeho výchylkou. Účinek aerodynamického odlehčení se nedá za letu libovolně měnit, závisí pouze na velikosti a tvaru odlehčovací plochy (plochy kormidla před závěsem) a na výchylce kormidla.

Později se dozvíme o tom, že aerodynamické odlehčení je něco jiného, než aerodynamické vyvážení. Aerodynamickým odlehčením se plynule mění pouze stupeň narůstání řídicí síly s výchylkou kormidla.

Aerodynamické odlehčení zbavuje pilota přílišné fyzické námahy, spojené s ovládáním kormidel. Tím přispívá k příjemnosti pilotáže a k zlepšení letových vlastností.

U větroňů se s aerodynamickým odlehčením nejčastěji setkáme na směrovce a na křidélkách. Obr. 2.147 ukazuje jugoslávský větroň Meteor s rohovým odlehčením výškovky i směrovky.

Kontrolní otázky

1. Popis kormidlového řízení větroně.
2. Výklad účinku kormidla na profilu.
3. Na čem závisí účinek řídicí plochy s kormidlem?
4. Funkce výškového kormidla.
5. Funkce směrového kormidla.
6. Funkce křidélek.
7. Co je závěsový moment kormidla?
8. Citlivost a tvrdost řízení.
9. Působení aerodynamického odlehčení.
10. Druhy aerodynamických odlehčení.

2.3. PODÉLNÁ STABILITA A ŘIDITELNOST

V kapitole 2.1.1. bylo řečeno, že stabilita tvoří jednu z hlavních skupin letových vlastností. Větroň ve stabilním letu se vyznačuje vlastní odolností proti nahodilým poruchám rovnováhy. Bez zákroku pilota udržuje stálou, vyváženou rychlost přímočarého letu, udržuje rovnovážnou polohu vzhledem k hlavním osám souřadné soustavy – k ose podélné, bočné a kolmé.

Stabilita je vlastností rovnovážného stavu. V rovnovážném stavu jsou v rovnováze všechny síly a momenty, které na těleso působí.

V mechanice rozlišujeme tři druhy rovnováhy.

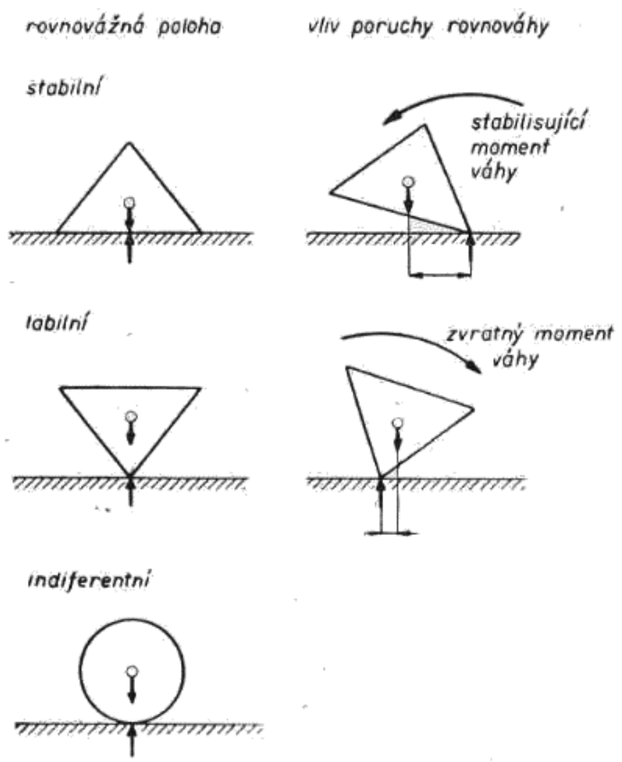
1. *Rovnováha stálá, stabilní*

Trojboký hranol, položený stěnou na vodorovnou podložku (obr. 2.148) se po naklonění o malý úhel vrátí sám do původní polohy, jakmile přestane působit síla, která jej naklání. Váha hranolu, soustředěná v těžišti, vyvozuje vzhledem k opěrné hraně vratný moment, který vrací těleso do původní rovnovážné polohy. Hranol, položený na stěně, je ve stabilní rovnováze. Vrací se samovolně

do polohy, ze které byl nějakou malou poruchou vyrušen. Těleso v rovnováze stabilní se brání změnám, samočinně si udržuje rovnovážnou polohu.

2. *Rovnováha vratká, nestabilní (labilní)*

Podaří-li se nám vyvážit hranol na hraně, jak ukazuje obr. 2.148b, stačí zcela nepatrný rušivý otřes a hranol se převrátí. Na rozdíl od předchozího případu (obr. 2.148a) vidíme, že po výchylce hranolu z vyvážené polohy působí moment váhy hranolu ve směru překlopení, ve směru zvětšení poruchy (obr. 2.148b). Hranol vyvážený na hraně je v rovnováze nestabilní. Dojde-li k poruše rovnováhy, hranol se nezadržitelně překlopí. Nestabilní rovnováha je velmi nestálá, ruší se při sebemenší poruše. Těleso v rovnováze nestabilní se nikdy nevrací do původní polohy, nýbrž překotně přechází do pádu.



Obr. 2.148. Stabilita rovnovážné polohy hranolu a válce (příklad stabilní, nestabilní a indiferentní rovnováhy

Cyklista v zatáčce (obr. 2.149) vyrovná příčným náklonem působení odstředivé síly. Velikost odstředivé síly závisí na rychlosti pohybu a na poloměru zatáčky. Rovnovážný stav nastává tehdy, když výslednice odstředivé síly a váhy cyklisty prochází osou kola. Tato rovnováha je vždy nestabilní. Každou nepatrnou poruchu musí cyklista okamžitě vyrovnávat, jinak padá. Uvedenou vlastnost jízdy na kole potvrdí každý cyklista – začátečník.

3. *Rovnováha volná, neutrální (indiferentní)*

Válec (nebo koule) na vodorovné podložce zůstává v libovolné poloze, do které jej přivedeme. Natočíme-li jej, ustaví se v této poloze beze změny (obr. 2.148c). Na rozdíl od předchozích dvou případů váha válce nevyvozuje k opěrnému bodu žádný moment, který by napomáhal k změně rovnovážné polohy. Výslednice váhy nemění u válce při libovolném pootočení svou polohu vzhledem k podložce. Nevzniká ani stabilizující (vratný), ani nestabilizující (zvratný) moment. Těleso je v rovnováze volné, indiferentní.

Vrátíme se opět k větroni. Podobně jako jsme popisovali stabilitu hranolu vzhledem k podložce, vyšetřujeme stabilitu letu vzhledem k některé ose větroně.

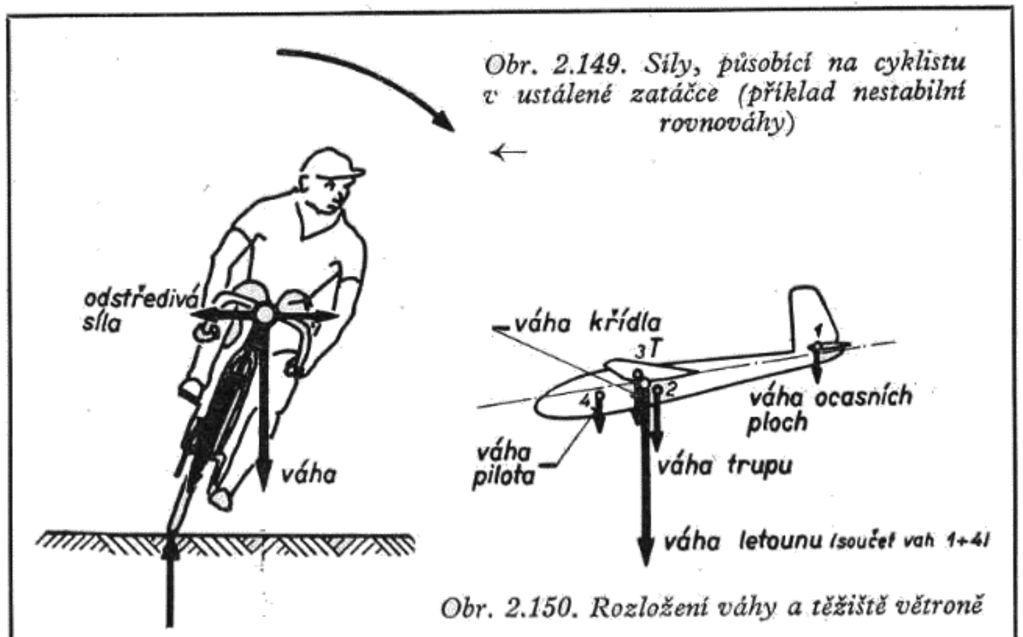
Podélnou stabilitou letu nazýváme vlastnost větroně udržovat si stálou rychlost vyváženého letu. Při podélné stabilitě vyšetřujeme momentovou rovnováhu vzhledem k bočné ose větroně (osa Z).

2.3.1. Poloha těžiště a centráže

Pro letové vlastnosti větroně má poloha těžiště zcela mimořádný význam.

V mechanice se učíme, že těžištěm tělesa nazýváme jeho hmotný střed. Je to myšlený bod, kterým prochází výslednice všech dílčích vah, ze kterých je těleso složeno.

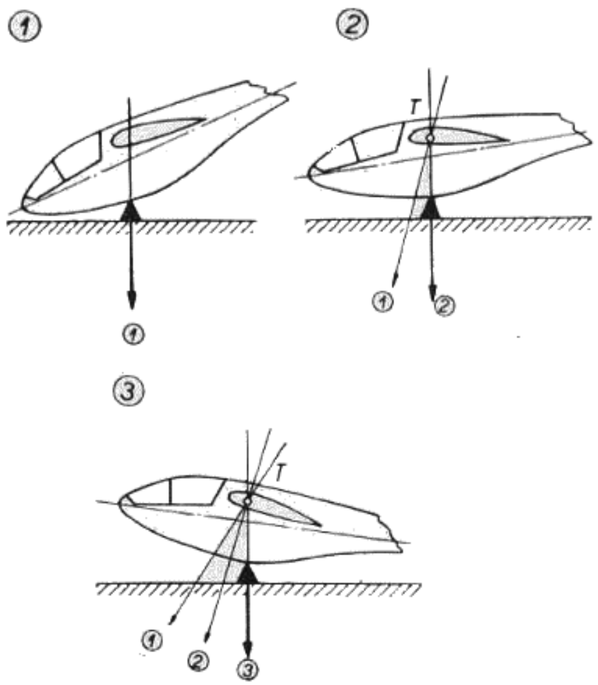
Výsledná váha větroně je dána součtem vah všech jeho součástí, jako jsou například: trup, křídlo, ocasní plocha, osádka atd. (Viz obr. 2.150). Působiště výsledné váhy se nazývá *těžištěm.* Součet váhových momentů, působících vzhledem k těžišti větroně ze strany



Obr. 2.149. Síly, působící na cyklistu v ustálené zatáčce (příklad nestabilní rovnováhy)

Obr. 2.150. Rozložení váhy a těžiště větroně

jedné, musí se rovnat součtu váhových momentů, působících na straně druhé. *Těžiště větroně nám udává rozložení váhy* na celém větroni a to má pro vlastnosti za letu nesmírnou důležitost.



Obr. 2.151. Určení těžiště větroně vyvažováním

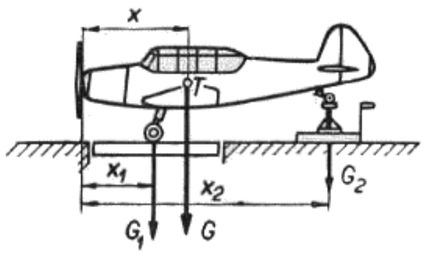
Ti z vás, kteří se věnovali leteckému modelářství, jistě dobře znají, že poslední prací před zalétáváním modelu je tzv. vyvažování. Vyvažováním modelu se rozumí stanovení polohy těžiště modelu a dodatečné přidávání vhodné zátěže tak, aby těžiště modelu bylo v předepsané poloze.

Žádný letoun nejde dříve do vzduchu, dokud se nezjistí poloha jeho těžiště.

Polohu těžiště větroně můžeme stanovit zcela obdobným postupem, známým z modelářské praxe. Prostým vyvažováním.

Na podlahu hangáru položíme trojboký trámek. Na této podložce posouváme větroň při určitém podélném sklonu tak dlouho, až se ustálí v rovnováze (ustálí se při podepření v jediném bodě). Těžiště větroně leží v některém bodu kolmice vztyčené v bodě dotyku s podložkou (těžnice). Směr těžnice vyznačíme na boku větroně. Potom trochu posuneme podložku a opakujeme vyvažování. Podaří se nám vyvážit větroň v trochu jiné poloze, než v předchozím případě. Opět vyznačíme směr těžnice na boku větroně. (Viz obr. 2.151.) V průsečíku těžnic prvého a druhého vyvažování dostáváme polohu těžiště. Pro kontrolu provádíme ještě třetí vyvažování. Při tomto způsobu vyvažování musíme ovšem udržovat stranovou rovnováhu větroně.

Přesnější způsob stanovení těžiště letounu je vážení na dvou vahách. Postup je vyznačen na obr. 2.152.



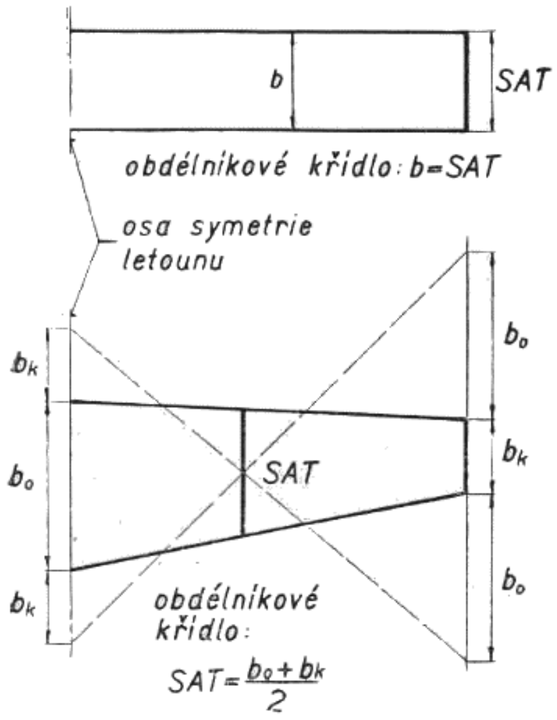
Obr. 2.152. Vážení letounu na dvou vahách

Tato metoda byla odvozena ze základní poučky o těžišti. Údaj váhy na hlavním podvozku (G_1) a údaj váhy na ostruze (G_2) dávají dohromady váhu letounu. Z poučky o momentové rovnováze najdeme polohu těžiště letounu řešením rovnice

$$x \cdot G = x_1 \cdot G_1 + x_2 \cdot G_2$$

$$x = \frac{x_1 \cdot G_1 + x_2 \cdot G_2}{G} \qquad (3)$$

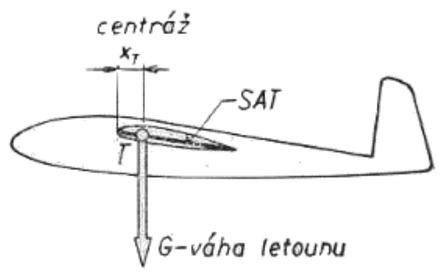
Polohu těžiště vztahujeme k tzv. střední aerodynamické tětivě křídla (označujeme ji SAT).



Obr. 2.153. Střední aerodynamická tětiva křídla

Obdélníkové křídlo má stejné hloubky profilů po celém svém rozpětí. Střední aerodynamická tětiva obdélníkového křídla se rovná jeho hloubce (obr. 2.153).

Jinak je tomu u křídla o nestejné hloubce podél rozpětí. U takového křídla je střední aerodynamická tětiva rovna přibližně střední geometrické



Obr. 2.154. Centráž větroně

hloubce. Stanovení délky a polohy SAT u lichoběžníkového křídla je patrno z obr. 2.153. Střední aerodynamickou tětivu křídla zavádíme z toho důvodu, abychom posuzovali polohu těžiště u různých typů s různým půdorysným tvarem křídla vždy k téže charakteristické hloubce, kterou je střední aerodynamická tětiva.

Centráží větroně nazýváme vodorovnou vzdálenost těžiště letounu od náběžné hrany střední aerodynamické tětivy. Centráž větroně se udává v procentech SAT (obr. 2.154).

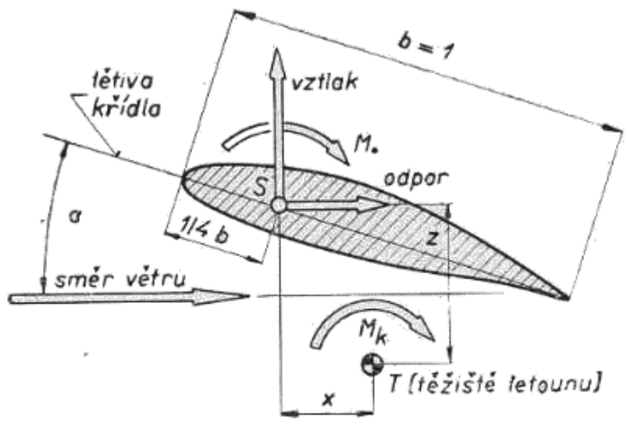
Říkáme, že větroň je centrován dopředu, má-li centráž 20—25 % SAT, nebo dozadu při centráži 35—40 % SAT.

V další kapitole si vysvětlíme, jaký význam má centráž větroně z hlediska stability.

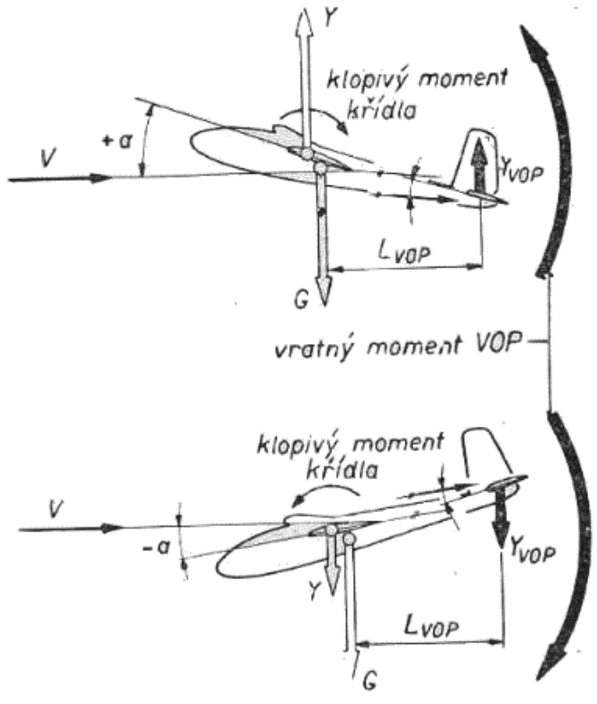
2.3.2. Klopivé momenty k těžišti

Na obr. 2.155 je nakreslen profil křídla, ofukovaný proudem vzduchu pod kladným úhlem náběhu. Výsledná aerodynamická síla byla rozložena do dvou charakteristických složek:

1. vztlak – působící kolmo na směr větru, 2. odpor – působící ve směru větru.



Obr. 2.155. Klopivý moment křídla



Obr. 2.156. Klopivý moment VOP při změně úhlu náběhu

Profil křídla má hloubku b. Bod S je průsečíkem výsledné aerodynamické síly s tětivou profilu a nazývá se *působištěm aerodynamické síly*. U většiny profilů leží přibližně v jedné čtvrtině hloubky profilu. Aerodynamické síly, vztlak a odpor vyvozují k libovolnému bodu, který se neztotožňuje s bodem S (na obr. bod T) moment, který se snaží otočit profilem (klopit) okolo bodu T. Tento moment se nazývá *klopivým momentem* křídla. Jeho velikost závisí na velikosti odporu a vztlaku a na vzdálenosti mezi bodem S a bodem T. Při stálé centráži závisí klopivý moment křídla hlavně na úhlu náběhu. Klopivý moment křídla by měl nulovou hodnotu, kdyby se bod T ztotožňoval s bodem S (vzdálenost X, Z by byla nulová).

Na obrázku je vyznačen ještě přídavný aerodynamický moment M_o. Působí na profil i když vztlak má nulovou hodnotu a závisí na tvaru profilu, výchylce vztlakové klapky, křidélka nebo brzdicí klapky. Tento moment M_o se nemění s úhlem náběhu a působí hlavně na podélné vyvažování.

Předpokládejme, že bod T je těžištěm větroně. Je-li těžiště větroně za aerodynamickým působištěm křídla, při zvětšujícím se úhlu náběhu α vzniká na křídle aerodynamický moment, který se snaží dále zvětšovat úhel náběhu. Tento smysl klopivého momentu označujeme jako „těžký na ocas".

Zvětší-li se úhel náběhu křídla, zvětší se i úhel náběhu vodorovné ocasní plochy. VOP působí na velkém rameni od těžiště. Po zvětšení úhlu náběhu VOP zvětší se její vztlak, který vyvozuje též moment k těžišti větroně. Klopivý moment VOP působí ve směru na hlavu a snaží se zmenšit úhel náběhu křídla.

Klopivý moment VOP k těžišti větroně působí tedy proti klopivému momentu křídla (obr. 2.156). *VOP stabilizuje větroň*, neboť působí proti změně úhlu náběhu. VOP zajišťuje podélnou stabilitu větroně.

Jako křídlo a VOP také ještě trup a každá další plocha větroně, vystavená proudu vzduchu, mají vlastní působiště aerodynamické síly a vyvozují k těžišti větroně určitý klopivý moment.

2.3.3. Neutrální bod větroně

Na větroni existuje bod, ke kterému součet všech aerodynamických momentů má hodnotu stálou, neměnící se s úhlem náběhu.

Tento bod se nazývá *neutrálním bodem větroně.*

Neutrální bod závisí na výsledném momentu aerodynamických sil obdobně jako poloha těžiště souvisí s momenty sil váhových.

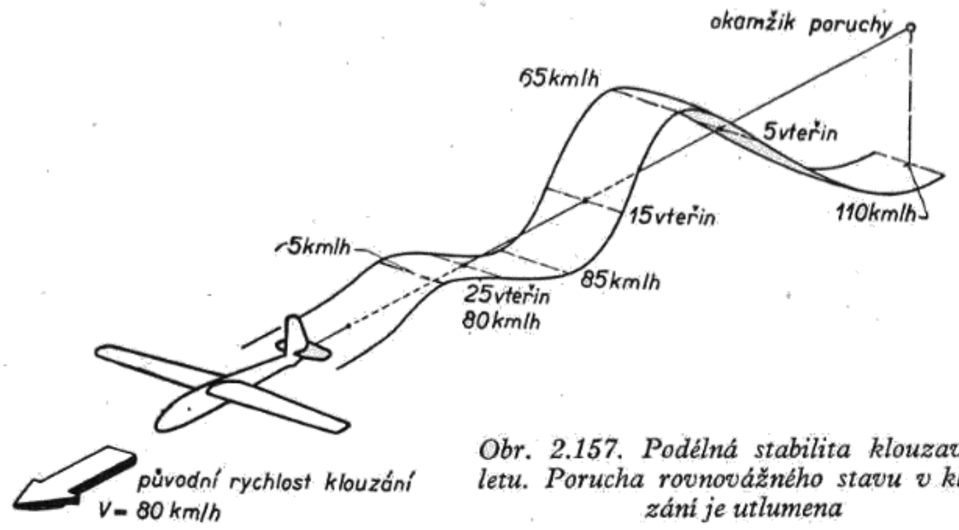
Polohu neutrálního bodu větroně vztahujeme obdobně jako polohu těžiště na střední aerodynamickou tětivu křídla.

2.3.4. Podélná stabilita s pevnou a volnou výškovkou

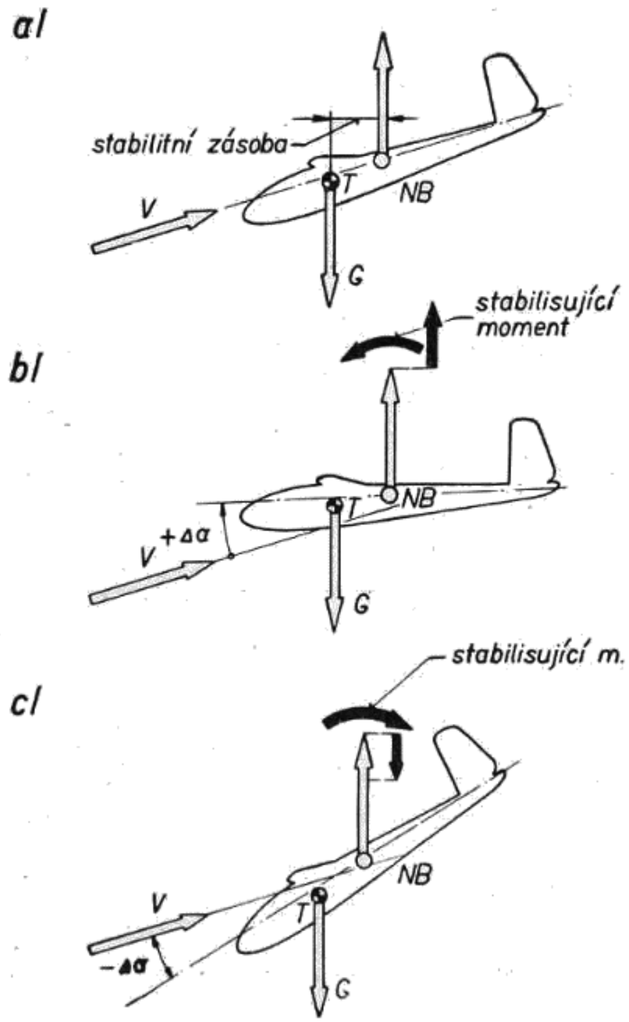
Vzájemná poloha těžiště a neutrálního bodu letounu jsou rozhodující podmínkou podélné stability letu. Vzdálenost těžiště od neutrálního bodu větroně nazývá se *statickou nebo stabilitní zásobou.*

Větroň je v určitém režimu podélně stabilní tehdy, když prokazuje schopnost udržovat bez zásahu pilota ustálený vyvážený let, když se bez zásahu pilota vrátí do původní rychlosti, ze které byl nahodile a neočekávaně vyrušen.

Znázorníme si příkladem, jak vypadá stabilní klouzavý let větroně.



Obr. 2.157. Podélná stabilita klouzavého letu. Porucha rovnovážného stavu v klouzání je utlumena



Obr. 2.158. Správná statická zásoba větroně

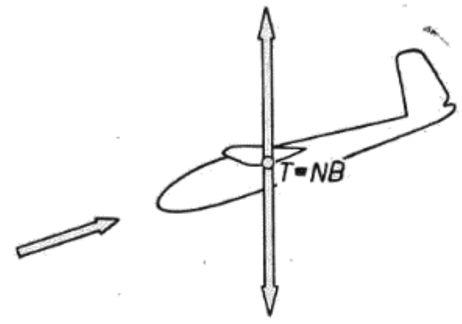
a) ustálený let,
b) porucha způsobila zvětšení úhlu náběhu větroně – stabilizující moment působí proti zvětšení úhlu náběhu,
c) porucha způsobila zmenšení úhlu náběhu větroně – stabilizující moment působí proti poruše

Představme si větroň v klouzavém letu s ustálenou rychlostí 80 km/h. Podmínky v atmosféře jsou neustálené. Větroň se dostane náhle do prudkého klesavého proudu. Nastane náhlý pokles úhlu náběhu křídla, pokles vztlaku a větroň se začne rozbíhat (viz obr. 2.157 – rychlost 110 km/h).

Drží-li pilot řídicí páku stále ve stejné poloze jako před poruchou, musí se větroň bez zásahu řízení vracet do původní rychlosti. Přechod větroně do původního režimu bývá pozvolný. Stabilizující moment způsobí opětné zmenšení rychlosti (65 km/h). Pak se však větroň začne znovu rozbíhat (85 km/h). Teprve po několika kmitech dojde u větroně s dostatečnou zásobou stability k ustálení letu na rychlost původní, kterou letěl před vyrušením (2. 158).

1. *Stabilizující schopnost* může mít pouze takový větroň, který má správnou stabilitní zásobu; to znamená, že musí mít *neutrální bod za těžištěm* (viz obr. 2.158).

Na obrázku je šipkami naznačeno, jak v těžišti působí výsledná váha větroně a v neutrálním bodu výsledná aerodynamická síla.



Obr. 2.159. Nulová statická zásoba větroně. Těžiště se ztotožňuje s neutrálním bodem

Dojde-li nějakou vnější poruchou k zvětšení úhlu náběhu křídla, vzroste aerodynamická stabilizující síla a z obr. 2.158b je zřejmé, že tato síla působí proti dalšímu zvětšování úhlu náběhu a vrací letoun do původní polohy.

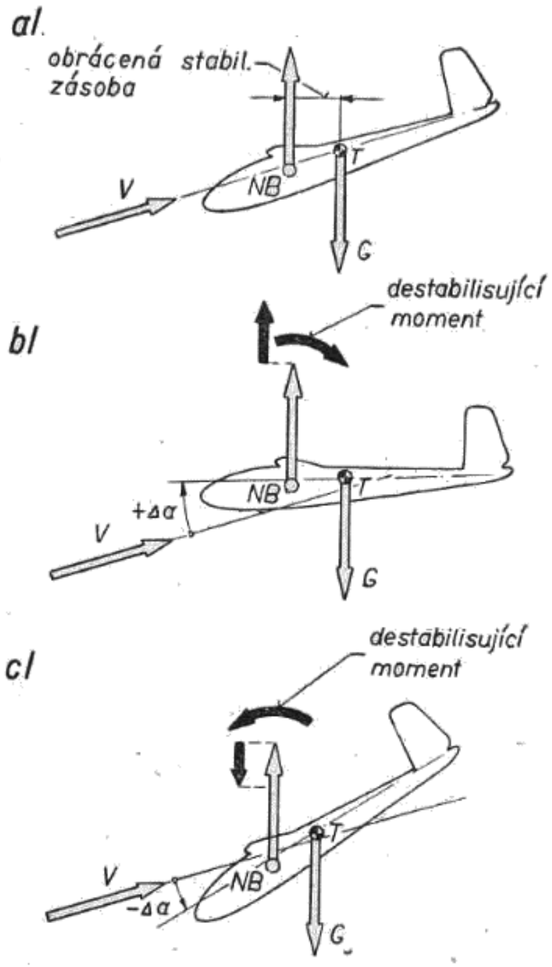
Způsobí-li nějaká porucha naopak zmenšení úhlu náběhu, z obr. 2.158c je zřejmé, že stabilizující aerodynamická síla přispívá k vracení letounu do původní polohy. Čím je větší předsunutí těžiště před neutrálním bodem, tím je vyšší stabilizující zásoba, tím stabilnější let a tím rychleji se větroň vrátí bez zákroku pilota do původní polohy, ze které byl vyrušen. Příklad stabilní rovnováhy byl znázorněn na obr. 2.148a.

V praxi mohou nastat ještě dva případy:

2. *Těžiště se ztotožňuje s neutrálním bodem* letounu. Letoun má nulovou statickou zásobu. Z obr. 2.159 je zřejmé, že při změně polohy větroně nemůže vzniknout žádný stabilizující moment. Letoun zůstává v každé poloze, do které byl poruchou přiveden – je v indiferentní rovnováze. Tento případ rovnováhy se ztotožňuje s případem válce na vodorovné podložce (obr. 2.148c).

3. *Těžiště je za neutrálním bodem letounu.* Letoun má obrácenou stabilitní zásobu – letoun je ve všech polohách podélně nestabilní.

Dojde-li nějakou vnější poruchou k zvětšení nebo k zmenšení úhlu náběhu křídla, vzroste aerodynamická síla, která způsobenou změnu ještě zvětší (obr. 2.160). Obecný případ nestabilní rovnováhy je znázorněn na obr. 2.148b.



Obr. 2.160. Obrácená statická zásoba větroně
a) ustálený let,
b) porucha způsobila zvětšení úhlu náběhu větroně. Moment aerodynamické síly je destabilizující – působí ve směru zvětšení poruchy,
c) porucha způsobila zmenšení úhlu náběhu větroně. Moment aerodynamické síly působí ve směru poruchy

Čím je těžiště více předsunuto před neutrální bod větroně, čím má větroň přednější centráž, tím vyšší je podélná stabilita letu a tím rychleji větroň utlumí každou poruchu ustálené rychlosti letu.

Nesmí nás proto překvapit, že se v provozu setkáme s dovažováním příliš lehkého pilota náhradním závažím a nebudeme se podivovat nad tím, že dvousedadlový větroň v obsazení sólo létáme vždy z předního sedadla. Příčina těchto opatření je jediná: *těžiště větroně se nesmí dostat za neutrální bod*. Nastala by ztráta stability, spojená s nepříjemnou změnou letových vlastností a pro méně zkušeného pilota by byla značně ohrožena bezpečnost letu.

Uvedli jsme si příklad chování větroně ve volném letu stabilním, nestabilním a indiferentním. Ve všech případech byl popisován ustálený let neřízený. Sledovali jsme chování větroně ve volném letu bez zásahu řízení.

Dále si budeme vysvětlovat, jak se projeví stabilitní zásoba větroně na vlastnostech jeho řízení. Představme si klouzavý let rychlostí například 110 km/h. Máme snížit rychlost letu na 80 km/h. Snížení rychlosti letu docílíme zvětšením úhlu náběhu křídla.

Vlastnosti řízení mají být takové, aby na zvětšení úhlu náběhu bylo potřeba přitáhnout řídicí páku. Přitažením řídicí páky se zvětší výchylka výškovky nahoru (obr. 2.127) a tím se zvětší záporný vztlak na vodorovné ocasní ploše.

1. Má-li větroň správnou zásobu stability, brání se této změně. Jakmile se trochu zvětší úhel náběhu, vzniká vratný moment, který směřuje proti. Musíme proto ještě více přitáhnout řídicí páku, ještě více zvětšit záporný vztlak VOP, až se nám podaří docílit žádanou rychlost 80 km/h. Správná zásoba stability (neutrální bod je za těžištěm) způsobuje, že zmenšení rychlosti letu se dociluje přitažením řídicí páky.

2. Má-li větroň nulovou statickou zásobu, nevznikne žádný vratný moment. Jakmile trochu pohneme řídicí pákou, větroň začne zvětšovat úhel náběhu a je nesnadné jej zachytit v žádané poloze a udržet rychlost 80 km/h. Větroň s nulovou statickou zásobou se řídí velmi obtížně. Na malé hnutí řídicí páky rychle reaguje – citlivost na výchylku řídicí páky od výškovky je nepříjemně vysoká.

3. Má-li větroň obrácenou statickou zásobu (neutrální bod před těžištěm) vznikne po nepatrné změně polohy řídicí páky silný aerodynamický moment, který chce poruchu ještě zvětšit. Na nepatrné přitažení řídicí páky větroň prudce zvětšuje úhel náběhu a pilot musí rychle provést protizásah řídicí pákou, aby zabránil pádu. Pro docílení rychlosti 80 km/h z původních 100 km/h musí pilot potlačit řídicí páku. Větroň s obrácenou stabilitní zásobou by měl obrácený smysl podélného řízení. Na zmenšení rychlosti by bylo potřeba potlačit řídicí páku. Takový větroň nemůže být připuštěn do provozu.

Větroň je stabilní v klouzavém letu určitou rychlostí, když po přitažení řídicí páky se původní rychlost letu zmenšuje a na potlačení řídicí páky rychlost letu roste. Větroň má tím vyšší stupeň podélné statické stability, čím větší přitažení nebo potlačení musí pilot provést, aby změnil rychlost letu například o 10 km/h. Účinek výškovky na změnu rychlosti letu větroně se správnou stabilitní zásobou je znázorněn na obr. 2.161 a podrobněji vysvětlen v kapitole o podélné ovladatelnosti.

Posuzujeme-li stabilizující schopnosti větroně podle posuvu řídicí páky, hodnotíme podélnou *stabilitu větroně s pevným kormidlem*. Naproti tomu při vyšetřování podélného pohybu větroně při puštěné řídicí páce posuzujeme jeho *podélnou stabilitu s volným kormidlem*. Stabilitu s volným kormidlem si podrobněji popíšeme v kapitole o podélném vyvažování.

2.3.5. Podélná ovladatelnost a obratnost

V kapitole o stabilitě letu jsme posuzovali vlastnosti větroně v ustálených režimech, kdy se nemění rychlost letu a kdy pilot pevně drží řídicí páku v poloze, odpovídající ustálené rychlosti letu. Stabilita si všímá chování větroně v letu neřízeném.

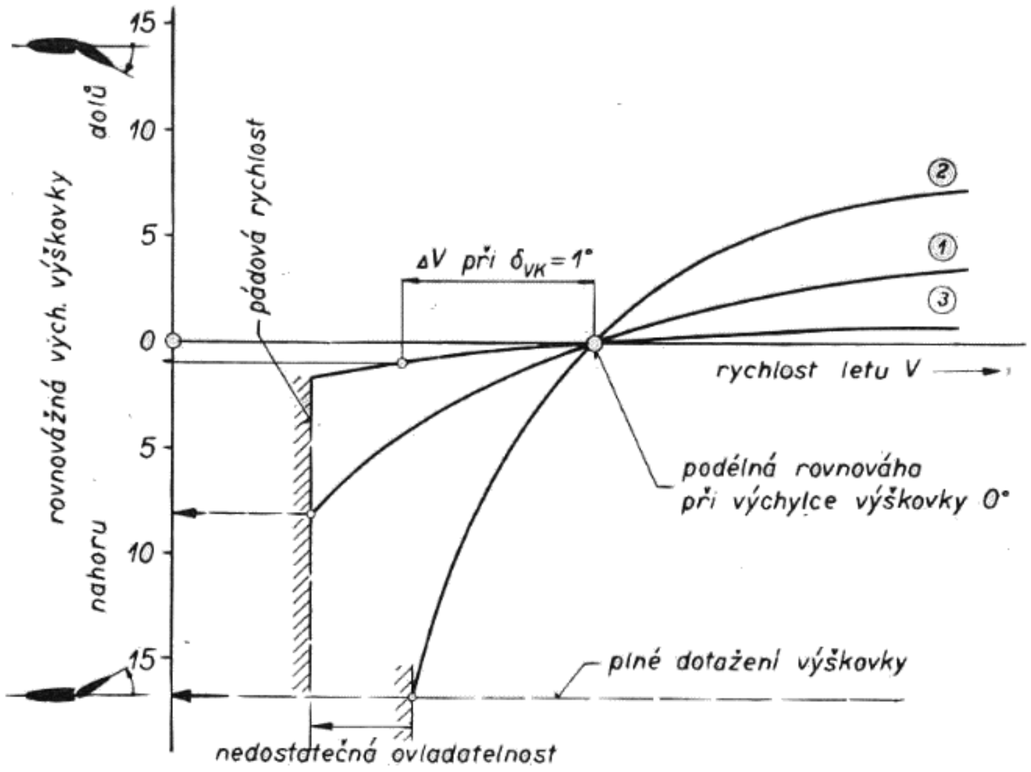
Mluvíme-li o řiditelnosti větroně, máme na mysli chování větroně po úmyslném zásahu řízení. Posuzujeme, jak velkou silou je třeba působit na řídicí páku a jak rychle provede větroň žádanou změnu letového režimu.

Podélná řiditelnost studuje jednak vlastnosti výškového řízení, jednak chování větroně po zásahu výškového řízení. Proto se řiditelnost dále dělí na *ovladatelnost a obratnost*.

Podélnou ovladatelností rozumíme schopnost výškového kormidla provádět s letounem plynulé změny rychlosti letu, bezpečně a bez větší námahy udržovat stálou rychlost letu od minimální do maximální a dále schopnost provádět všechny akrobatické obraty.

Dalším kritériem podélné ovladatelnosti je síla na řídicí páce výškovky. Ze zkušenosti víme, že pilot lépe pozná podle citu změnu řídicí síly než změnu polohy řídicí páky. Příliš vysoká řídicí síla činí řízení větroně namáhavým a zvyšuje únavu pilota. Větroň, který má velmi dobře účinnou výškovku, se může stát podélně neovladatelným, když pilot nemůže překonat sílu, potřebnou na vychýlení výškovky.

Po vysunutí brzdicích klapek nastává u některých typů vysoká změna podélné rovnováhy. Této nevyváženosti říkáme *tíživost od vysunutí vztlakových nebo brzdicích klapek.* Působí-li tíživost ve smyslu těžký na ocas, musí pilot provést rychlý protizásah potlačením výškovky. Kdyby v tomto případě měl pilot na potlačení příliš vysokou řídicí sílu, nemohl by provést protizásah dosti rychle a nastalo by nebezpečí přetažení a s tím souvisící ztráta rychlosti. Proto se v předpisech o letových vlastnostech požaduje, aby změny podélné rovnováhy při vysunutí vztlakových nebo brzdicích klapek byly co nejmenší a pokud možno aby dávaly momenty ve smyslu těžký na hlavu.



Obr. 2.161. Podélná ovladatelnost větroně

Vysvětlili jsme si některé nedostatky, spojené s příliš vysokou řídicí silou. Avšak i příliš nízká řídicí síla na výškovce může být nepříjemnou až nebezpečnou. Nízká řídicí síla ve spojení s malými výchylkami řídicí páky kladou vysoké požadavky na citlivost pilota. Jemný cit v řízení získává pilot teprve po delším výcviku a po dlouhodobých samostatných zkušenostech. Při hrubém pohybu řídicí páky by mohlo dojít k tak rychlému obratu větroně, že by nastalo nebezpečné přetížení jeho konstrukce. Toto nebezpečí by mohlo nastat zvláště při létání v mracích. Předpisy proto požadují, aby například na vyvození jednoho násobku zrychlení řídicí síla na výškovce nebyla v žádném případě menší než 2 kg.

Účinek výškovky a síla na řídicí páce musí být ve vzájemném souladu a mají společně vliv na podélnou ovladatelnost větroně.

Při důkladnějším zkoumání podélné ovladatelnosti větroně docházíme k zajímavému vztahu mezi ovladatelností a stabilitou. Pokusíme se vysvětlit tento vztah na diagramu na obr. 2.161. Je zde grafické znázornění rovnovážné výchylky výškovky v závislosti na rychlosti letu. Při vysvětlování podélné stability jsme řekli,

že větroň se správnou statickou zásobou má pro každou rychlost letu jinou rovnovážnou výchylku výškovky. Na zmenšení rychlosti letu má být potřeba přitahovat řídicí páku. Na našem diagramu jsou nakresleny tři křivky. Křivka 1 charakterizuje normální, obvyklý průběh rovnovážné výchylky výškovky s rychlostí. Svislá čára, rovnoběžná s osou výchylek, vyznačuje minimální rychlost letu – to je rychlost na vrcholu poláry, rychlost pádovou. Z diagramu je patrno, že při průběhu rovnovážné výchylky výškovky podle křivky 1 se dosáhne pádové rychlosti s výchylkou výškovky o dost menší než je maximální, která je vymezena vodorovnou čarou, rovnoběžnou s osou rychlostí, ve vzdálenosti asi 17°. Křivka 1 odpovídá dobré stabilitě i dobré ovladatelnosti. Větroň, u kterého vyvodíme poměrně malou výchylkou výškovky značnou změnu rychlosti (jak ukazuje křivka 3) se bude chovat jako velmi dobře ovladatelný. Změnou výchylky výškovky asi o 2° docílíme změnu rychlosti od minimální až do maximální. To již ukazuje na přílišnou citlivost větroně na každé hnutí řídicí páky.

Zcela protichůdné vlastnosti bude mít větroň, jehož podélné řízení odpovídá průběhu podle křivky 2. Vidíme, že křivka je velmi strmá. Znamená to, že i na malou změnu rychlosti je třeba velká výchylka výškovky. Žák, který ještě nezvykl na jemné řízení větroně, by uvítal vlastnosti podélného řízení, jak naznačuje křivka 2. Větroň by celkem mnoho neměnil rychlost ani po hrubých a značných pohybech řídicí páky v ruce nezkušeného žáka. Dalším sledováním křivky 2 však zjišťujeme, že ani při maximální výchylce výškovky nedocílíme minimální rychlost větroně. Výškovkou nedocílíme maximální úhel náběhu křídla – větroň těchto vlastností má nedostatečnou podélnou ovladatelnost. Stabilizující aerodynamické momenty znesnadňují úmyslné změny rychlosti letu.

Větroň se správnou zásobou stability bude prokazovat vysokou schopnost utlumení každé změny ustáleného letového stavu a proto bude potřebovat větší a účinnější výškové kormidlo. Tím horší bude podélná ovladatelnost, čím vyšší bude zásoba stability a naopak. *Stabilita a ovladatelnost jsou tedy vlastnosti protichůdné.*

Obratností hodnotíme poslušnost větroně na zásah řízení. Jestliže ovladatelnost popisuje, které letové režimy je větroň schopen docílit, obratnost charakterizuje rychlost, kterou větroň je schopen tyto obraty provádět. *Obratnost je měřítkem poslušnosti a rychlosti reakce na účinek řízení.*

2.3.6. Podélné vyvažování

Vlastnosti stabilní rovnováhy větroně usnadňují jeho řízení. Samočinné udržování ustáleného režimu letu umožňuje let s volným řízením – takzvaný *vyvážený let.* Vysvětlíme si nyní základy a vlastnosti podélného vyvažování.

V ustáleném klouzavém letu se nemění rychlost klouzání. Pilot drží řídicí páku stále ve stejné poloze. Větroň letí například rychlostí 90 km/h a síla, kterou pilot drží řídicí páku, je 1 kg ve smyslu tlačení. Pokud pilot nepohne řídicí pákou, rychlost letu se nezmění. Malé poruchy rovnovážného stavu jsou tlumeny stabilizujícím momentem vodorovné ocasní plochy bez zásahu řízení.

Uvolní-li pilot řídicí páku, na kterou až dosud tlačil silou 1 kg, páka se bude sama přitahovat, rychlost letu se bude zmenšovat, až se ustálí například na hodnotě 80 km/h. Pilot úplně pustil podélné

řízení – řídicí páka je volná – výškovka se sama nastavila do určité výchylky, která odpovídá vyvážené rychlosti letu 80 km/h.

Vyvážený let je možný a v praxi využitelný jen tehdy, pokud je zajištěna dostatečná zásoba stability s volnou výškovkou. Jedině ve stabilním letu má větroň schopnost samočinně udržovat vyvážený ustálený režim letu i přes menší poryvy ve volné atmosféře.

Podélné vyvážení zajišťuje možnost letu libovolnou rychlostí s puštěnou řídicí pákou. Funkci podélného vyvažování plní pomocné orgány řízení:

1. *Stavitelný stabilizátor*

Přestavováním stabilizátoru se v určitém rozsahu mění úhel náběhu vodorovné ocasní plochy. Tím se dociluje potřebná změna vztlaku pro podélnou rovnováhu, při puštění řídicí páky výškovky.

2. *Vyvažovací ploška*

Je to pomocná ploška, umístěná na odtokové hraně kormidla. Vypadá jako velmi malé kormidlo. Pilot má možnost měnit úhel nastavení této plošky vzhledem k výškovce páčkou nebo knoflíkem vyvažování. Účinkem plošky se vyvodí na výškovce aerodynamická síla, která pomáhá udržet kormidlo v potřebné výchylce. Z toho důvodu se vyvažovací ploška vychyluje proti výchylce výškovky zcela obdobně jako pomocná ploška odlehčovací. Při vychylování kormidla zachovává tato ploška stálý úhel své výchylky a tím se liší od podobné plošky s funkcí odlehčovací.

U větroňů se nejčastěji setkáme s podélným vyvažováním s pomocnou ploškou, které je z konstrukčních důvodů velmi jednoduché.

Ještě existují další, méně obvyklé způsoby podélného vyvažování, z nichž uvedeme aspoň spirálové pero, kterého je užito například u známého větroně Šohaj. Na rozdíl od prvých dvou aerodynamických prostředků vyvažování spirála je vyvažovacím prostředkem mechanickým – umělým. Vyvažovacím knoflíkem přestavuje pilot střední polohu řídicí páky, která je v tomto případě zajišťována pružinou.

Účelem podélného vyvažování je snížení řídicí síly na nulovou hodnotu. Při déletrvajícím letu je při úplném vyvážení nulová síla na řídicí páce. Pilot pouze pro kontrolu drží ruku na řídicí páce, ale nemusí být soustředěn na udržování stálé polohy řídicí páky stále stejnou silou. Vyvažování větroně usnadňuje pilotáž.

Předpisy pro letové vlastnosti větroně obvykle požadují, aby větroň byl vyvažitelný při všech rychlostech letu od rychlosti minimální do maximální rychlosti, dovolené ve vleku.

S podélným vyvažováním souvisí dva výrazy, často používané

v praxi. Označení „těžký na hlavu“ znamená, že větroň je vyvážený pro příliš vysokou rychlost. Při letu menší rychlostí je potom nutno stále táhnout řídicí páku. Musíme proto změnit polohu vyvažovací páčky. V opačném případě větroň má neustále snahu zvětšovat úhel náběhu. Říkáme, že je „těžký na ocas“. Pilot musí za letu neustále tlačit na řídicí páku.

Tíživost na hlavu není příjemná, poněvadž větroň po puštění řídicí páky má snahu se rozbíhat. Daleko nepříjemnější však je tíživost k ocasu, neboť po uvolnění řídicí páky větroň zvětšuje úhel náběhu a má snahu jít až do přetažení. Pokud se nepodaří úplně vyvážit déletrvající let, je příjemnější a z hlediska bezpečnosti vhodnější, je-li větroň raději mírně těžký na hlavu.

Aerodynamické vyvážení kormidla je pomocný orgán řízení, kterým je možno mít při libovolné rychlosti letu nulovou sílu na řídicí páce. Účinek aerodynamického vyvážení v podstatě nezávisí na výchylce kormidla, ale závisí pouze na nastavení ovládacího mechanismu. Naproti tomu aerodynamickým odlehčením se plynule mění stupeň růstu řídicí síly s výchylkou kormidla. Aerodynamickým odlehčením se však vůbec nemění režim letu, při kterém je síla v řízení nulová. Aerodynamické odlehčení nezasahuje do vyvážení letounu.

Kontrolní otázky

1. Příklad rovnováhy stabilní, nestabilní a indiferentní.
2. Co je těžiště větroně?
3. Co je centráž větroně?
4. Střední aerodynamická tětiva.
5. Zjišťování těžiště větroně.
6. Jaké centráže mají současné větroně a proč?
7. Jak vzniká klopivý moment křídla?
8. Neutrální bod větroně.
9. Co je to statická zásoba?
10. Vliv vodorovné ocasní plochy na stabilitu a na podélnou rovnováhu větroně.
11. Chování větroně se stabilizující zásobou těžiště.
12. Chování větroně s nulovou a obrácenou zásobou těžiště.
13. Principy podélného vyvažování.
14. Rozdíl mezi aerodynamickým vyvážením a odlehčením.

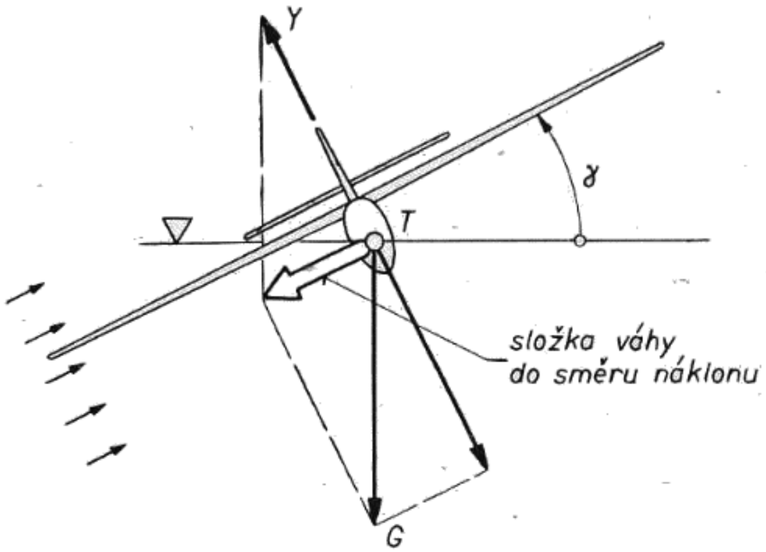
2.4. STRANOVÁ STABILITA A ŘIDITELNOST

2.4.1. Vzájemné závislosti stranových pohybů

Dosud jsme se zabývali vlastnostmi větroně za letu bez vybočení, kdy je stejné (nebo jak říkáme souměrné) zatížení pravé a levé poloviny křídla. Při vyšetřování podélných vlastností jsme sledovali po-

hyb větroně ve svislé rovině, studovali jsme účinek výškovky na změnu rychlosti letu. Vyšetřovali jsme pohyb větroně ve směru podélné osy (X) a otáčivý pohyb okolo osy bočné (Z).

Trochu složitější případ nastává při pohybu větroně s vybočením. Ta část rozpětí křídla, která je při vybočení na straně návětrné (ve směru letu vpředu), má zcela jiné zatížení než druhá část rozpětí – na straně závětrné. Z toho důvodu při vybočení nastává porucha rovnováhy nejen okolo osy kolmé, ale současně okolo osy podélné i bočné. Nastane-li neočekávané vybočení, vznikne nesouměrné zatížení celého větroně a ten se začíná klonit, zatáčet i klopit.



Obr. 2.162. Skluz nakloněného větroně

Na rozdíl od podélného pohybu, při kterém porucha rovnováhy okolo osy bočné nesouvisí s rovnovážným stavem okolo žádné další osy, při stranovém pohybu vzniká *vzájemná vázanost hlavních stranových pohybů: klonění – zatáčení – bočení.*

Kterýkoliv z těchto stranových pohybů vyvolává bezprostředně zbývající dva a v nepatrné míře i otáčivý pohyb okolo osy bočné – klopení.

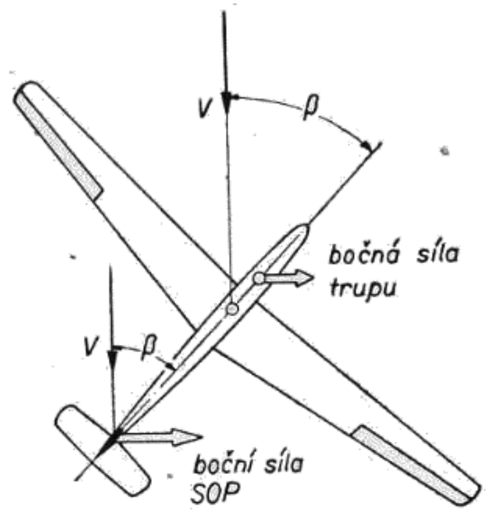
Na zjednodušeném příkladu si popíšeme a odůvodníme průběh pohybu větroně jednou po poruše náklonu, jednou po změně úhlu vybočení.

Představme si, že větroň z nějakého důvodu se nakloní. Nakloněný větroň začne skluzovat po křídle do strany náklonu, poněvadž jej tam táhne složka jeho váhy (viz obr. 2.162). Vztlak křídla, nakloněného o úhel γ působí ve směru kolmém na plochu křídla. Vztlak křídla a váha větroně se skládají ve výslednou sílu, která působí ve směru náklonu křídla. Jakmile nastane skluz po křídle, vznikají další aerodynamické momenty:

Zatáčivý moment z bočení, který má snahu zatočit větroň na tu stranu, na kterou je nakloněn a tím odstranit vybočení. Zatáčivý moment z vybočení vyvolává hlavně směrová plocha, která je při vybočení ofukována pod větším úhlem náběhu. Z obr. 2.163 je dobře patrno, jak přírůstek vztlaku svislé ocasní plochy vyvozuje k těžišti větroně moment, působící proti vznikajícímu vybočení. Tento aerodynamický moment stabilizuje větroň proti poruše směru letu a nazývá se momentem směrové statické stability.

Při skluzu větroně po křídle vzniká ještě:

Klonivý moment z vybočení, který má snahu zmenšit náklon křídla. Obr. 2.164 znázorňuje větroň ve vybočení. Křídlo na straně návětrné je vystaveno přímému, nerozrušenému proudu vzduchu. Získává vyšší vztlak než křídlo na straně závětrné. Nesouměrným zatížením pravé a levé poloviny křídla vzniká klonivý moment, zvaný klonivý moment z vybočení. Správný, stabilizující smysl tohoto momentu ukazuje šipka na obr. 2.164 a má být takový, aby se zmenšoval náklon, který způsobil vybočení větroně.

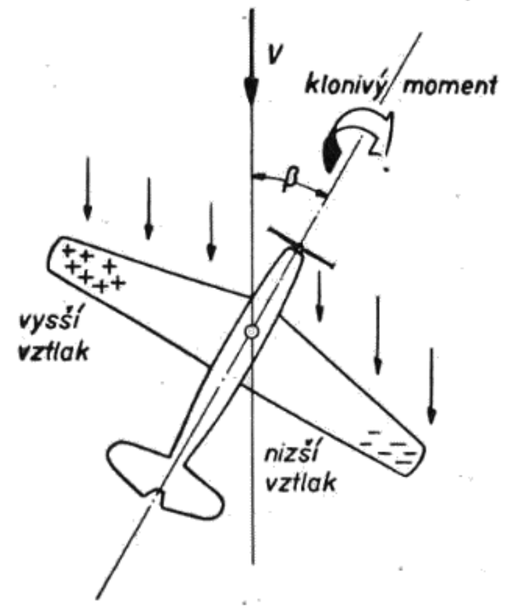


Obr. 2.163. Vznik boční síly na trupu a na svislé ocasní ploše

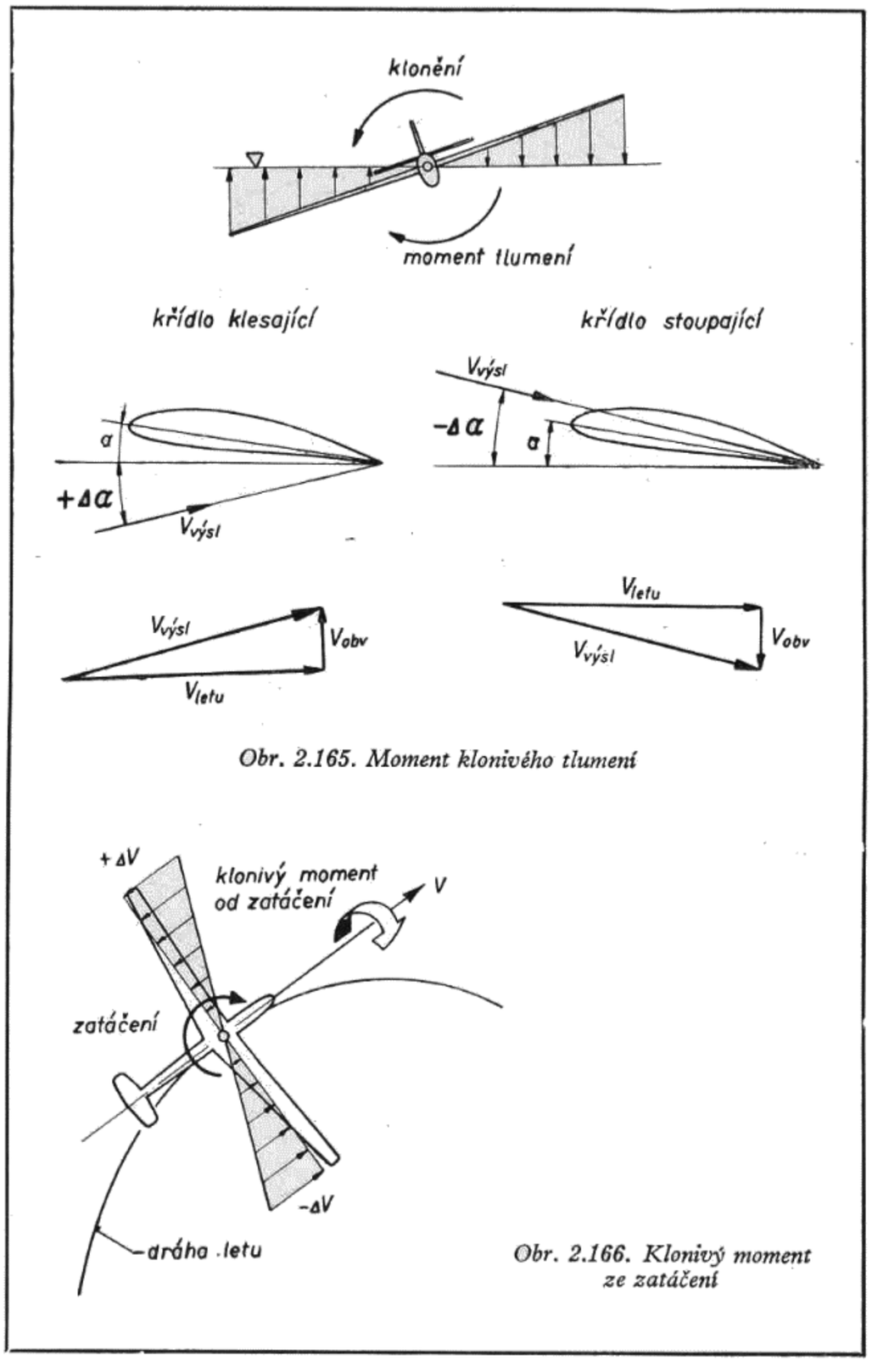
Uvedený příklad znázorňuje vzájemnou aerodynamickou vazbu stranových pohybů: poruchou byl způsoben náklon křídla. Z náklonu vzniklo bočení. Větroň se dostal do skluzu. Skluz způsobil zatáčení – jako kdyby větroň chtěl vyběhnout z vybočení a zároveň klonění, které působí proti původnímu nechtěnému náklonu.

Závislost stranových pohybů má usnadnit řízení a má působit v tom smyslu, aby každý stranový pohyb byl značně tlumený, aby byla zajištěna stabilizace všech stranových pohybů.

Nezmínili jsme se ještě o takzvaném *momentu klonivého tlumení,* kterým se křídlo celou svou plochou brání otáčení okolo podélné osy. Tento aerodynamický moment vzniká zvětšováním úhlu náběhu a proto i zvětšováním vztlaku na křídle, které se při klonění sklání dolů. Jakmile se křídlo začne otáčet okolo podélné osy (X), jednotlivé profily podél rozpětí jsou ofukovány pod proměnlivým úhlem náběhu. Obvodové rychlosti křídla se mění při klonění se vzdáleností od roviny souměrnosti větroně (obr. 2.165). Obvodové rychlosti se skládají s dopřednou rychlostí. Křídlo, které se sklání, získává od obvodové rychlosti sklonění vyšší vztlak, křídlo postupující nahoru vztlak snižuje. Tím vzniká aerodynamický moment, působící proti otáčení



Obr. 2.164. Klonivý moment od vybočení



Obr. 2.165. Moment klonivého tlumení

Obr. 2.166. Klonivý moment ze zatáčení

křídla – moment klonivého tlumení. Tento moment závisí na rozpětí a půdorysném tvaru křídla.

V našem původním rozboru stranového pohybu jsme nejdříve předpokládali, že nahodilá porucha způsobila náklon křídla.

Nyní budeme předpokládat, že počáteční porucha způsobí zatáčení větroně.

Na obr. 2.166 je znázorněno, jak ze zatáčení vznikne na křídle klonivý moment. Křídlo, které postupuje dopředu, získává zatáčením větší rychlost obtékání, zatím co křídlo ustupující při zatáčení rychlost ztrácí. Změna rychlosti způsobuje změnu vztlaku na postupujícím a ustupujícím křídle a křídlo se nakloní ve směru zatáčení. Další pohyb nakloněného větroně bude probíhat zcela obdobně podle předchozího příkladu.

Vzájemná závislost stranových pohybů znesnadňuje jednoduché posuzování stranové stability. Popsali jsme si alespoň hlavní momentové závislosti, ze kterých vycházíme při rozboru každého stranového pohybu.

Nyní si můžeme vysvětlit význam názvu *stranová stabilita letu*. Na rozdíl od stability podélné, při které posuzujeme pohyb větroně vzhledem k jediné souřadné ose (stabilita klopivých momentů), je pohyb letounu kolem osy podélné i kolmé vzájemně závislý. Nemůžeme odděleně posuzovat ani stabilitu směrovou (rovnováha okolo osy kolmé) ani stabilitu příčnou (rovnováha okolo osy podélné). Zatáčení větroně způsobí současně klonění a naopak kloněním vzniká i zatáčení. Z toho důvodu užíváme názvu *stranová stabilita a rozumíme jím chování větroně po každé nesouměrné poruše letové rovnováhy*. Nesouměrnou poruchou se rozumí náhlá změna zatížení pouze jedné poloviny křídla.

Na závěr si uvedeme přehled aerodynamických vazeb z hlediska stranové stability a vysvětlíme si, jak které vazby jsou ovlivněny hlavními částmi větroně.

Statické momenty

1. Klonivý moment z vybočení: závisí hlavně na půdorysném tvaru křídla, šípu a vzepětí křídla. Správný smysl stabilizujícího momentu je klonění do směru zatáčky.

2. Zatáčivý moment z vybočení: závisí hlavně na velikosti svislé ocasní plochy. Musí působit proti vybočení a nazývá se také momentem směrové statické stability – stabilizuje směr letu.

Tlumicí momenty (odpor větroně proti klonění a zatáčení)

3. Klonivé tlumení závisí hlavně na štíhlosti a půdorysném tvaru křídla.
4. Zatáčivé tlumení: závisí na boční ploše trupu a na svislé ocasní ploše.

Momenty křížové

5. Klonivý moment ze zatáčení.
6. Zatáčivý moment z klonění.

Vliv obou těchto momentů na stranovou stabilitu má pro náš rozbor až druhořadý význam a z toho důvodu nebude dále rozebírán. Uvedených 6 aerodynamických momentů, seřazených přibližně v pořadí podle významu, řídí každý stranový pohyb a uplatňují se při řešení stability a stranové řiditelnosti větroně.

2.4.2. Stranové pohyby

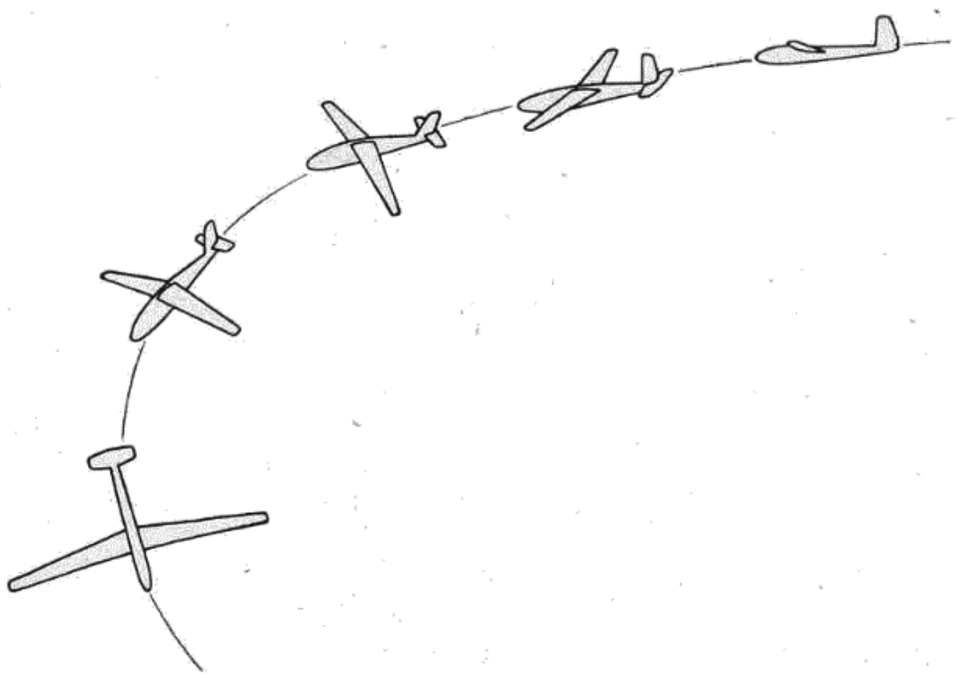
Při posuzování stranové stability za letu jsme se naučili rozlišovat tři druhy pohybů a podle nich usuzovat na stabilizační schopnosti větroně.

1. *Tlumení klonivého pohybu*

Většina letounů vykazuje silné tlumení otáčivého pohybu kolem podélné osy. Tlumení způsobuje jednak značná setrvačná hmota, rozložená po rozpětí křídel a jednak aerodynamický odpor plochy ve směru rozpětí. Je pochopitelné, že tlumení v klonění bude tím větší, čím bude křídlo štíhlejší.

2. *Spirálový pohyb*

Poruchou stranové rovnováhy dochází k spirálovému pohybu, který nebývá kmitavým pohybem, ale v případě takzvané spirálové



Obr. 2.167. Schematické znázornění pohybu větroně při spirálové nestabilitě

nestability se jeví jako samovolný přechod letounu do strmé zatáčky, ve které se náklon křídla neustále zvětšuje a poloměr zatáčky neustále klesá. Tato takzvaná *spirálová nestabilita* se vyskytuje u velké většiny letounů. Není nebezpečná, pokud náklon ve spirále nenarůstá příliš rychle. Dráha větroně, příznačná pro spirálovou nestabilitu, je znázorněna na obr. 2.167.

Sledujeme-li vliv různých částí větroně na spirálovou stabilitu, zjistíme, že pohyb je tím nepříznivější, čím má letadlo větší svislé ocasní plochy. Při vznikajícím bočení zatáčejí svislé ocasní plochy neustále letoun na tu stranu, na kterou je nakloněn. Proti rostoucímu náklonu působí stabilizujícím účinkem vzepětí křídla. Spirá-

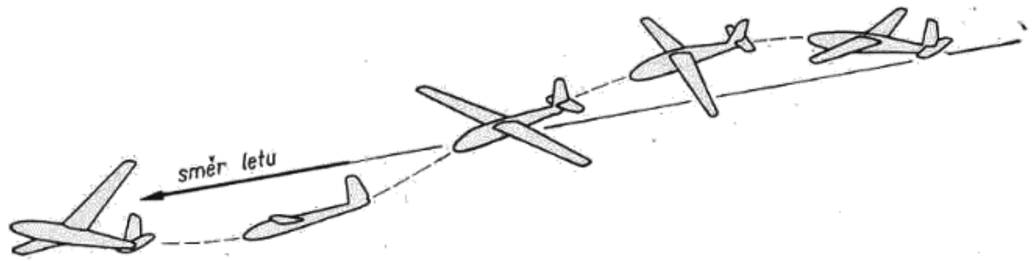
lové nestabilitě lze tedy zabránit zvětšením lomení křídla nebo zmenšením svislé ocasní plochy.

3. *Stranové kmity*

Stranové kmity jsou třetím typickým stranovým pohybem. Je to dosti složitý pohyb, při němž se periodicky mění vybočení, klonění a zatáčení (obr. 2.168).

Na rozdíl od spirálového pohybu jsou stranové kmity poměrně rychlým pohybem, takže se stávají vážným ohrožením bezpečnosti letu. Proto je třeba, aby při provozu byly stranové kmity dobře tlumeny.

Kdybychom podrobně vyšetřili vlivy jednotlivých částí letounu na stranové kmity, zjistíme, že stranové kmity opět nejvíce ovlivňuje



Obr. 2.168. Schematické znázornění pohybu větroně při stranových kmitech

vzepětí křídla a velikost svislých ocasních ploch. Tlumení stranových kmitů se zhoršuje, má-li letoun příliš velké vzepětí křídla a příliš malé svislé ocasní plochy.

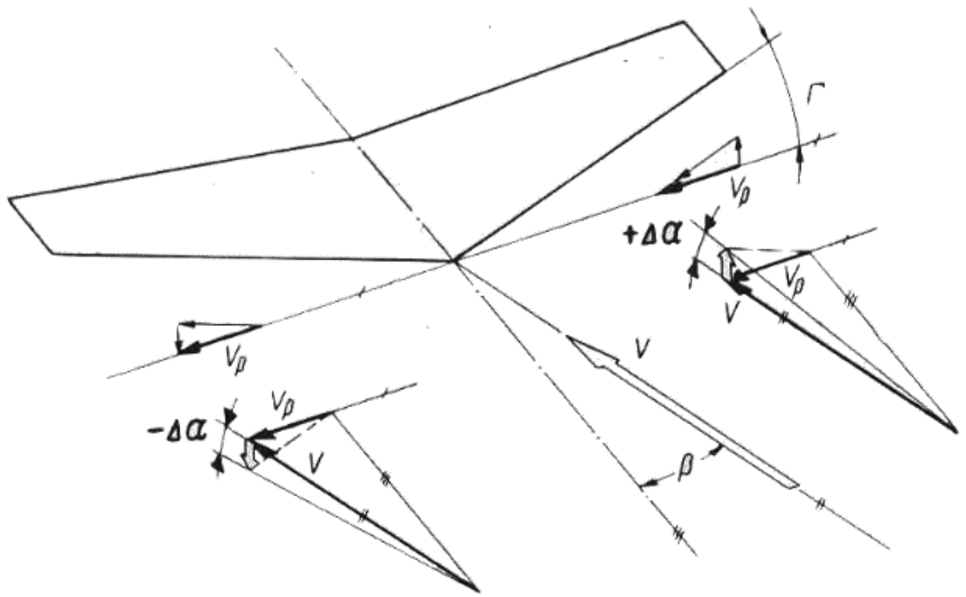
Vidíme, že požadavky na vzepětí křídla a velikost svislých ocasních ploch z hlediska spirálového pohybu a z hlediska stranových kmitů jsou právě opačné. Je snaha zachovat stůj co stůj silné tlumení stranových kmitů i na úkor spirálové stability. Spirálová nestabilita se povoluje, pokud náklon křídla ve spirále nenarůstá příliš rychle. Proto jsou svislé ocasní plochy u dnešních letounů stále větší.

Konečně je třeba připomenout, že pohyb letounu po stranové poruše je součtem všech tří probraných pohybů. Letoun současně provádí tlumivě klonivý pohyb, spirálový pohyb i stranové kmity. Má-li letoun mít dostačující stabilitu stranovou, musí mít stabilizující charakter všechny tři stranové pohyby současně.

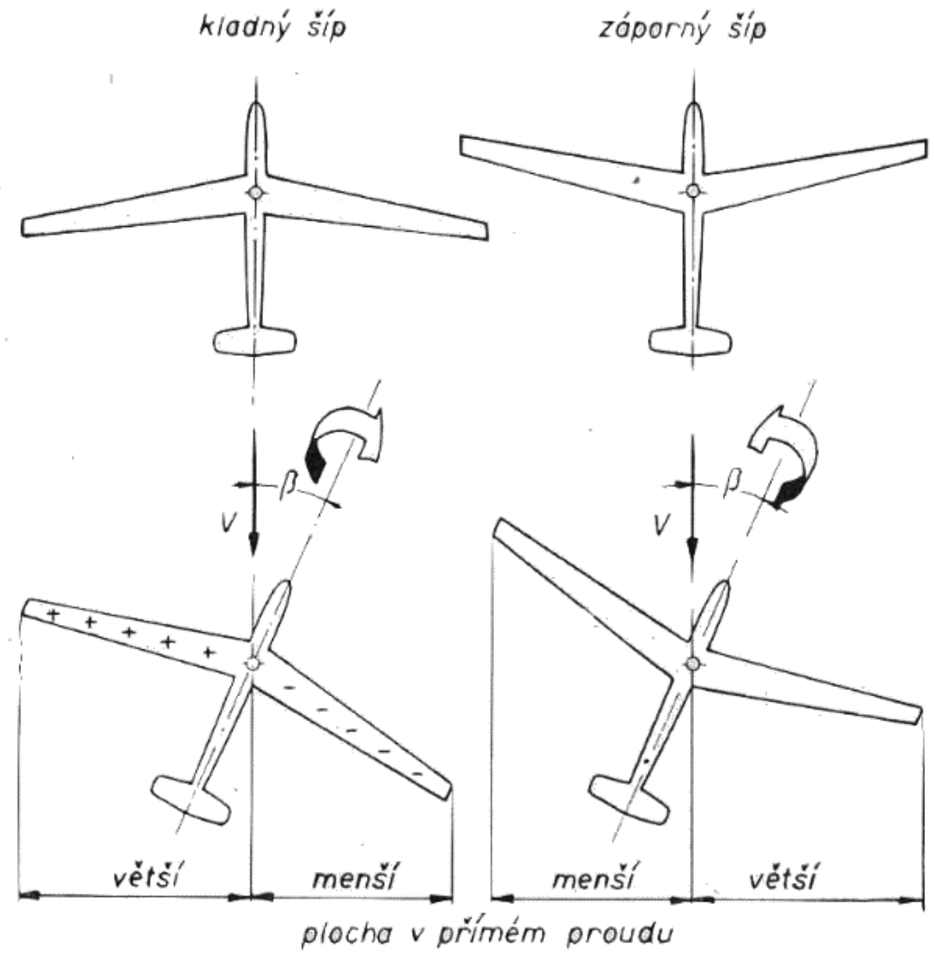
2.4.3 Vliv vzepětí a šípu křídla

Pokud ovlivňuje stranovou stabilitu letu půdorysný tvar křídla, uplatňuje se nejvíce vliv šípu a vliv vzepětí křídla.

Klonivý moment z vybočení bude tím větší, čím bude mít křídlo větší šíp dozadu a čím bude mít větší úhel vzepětí.



Obr. 2.169. Vliv vzepětí křídla

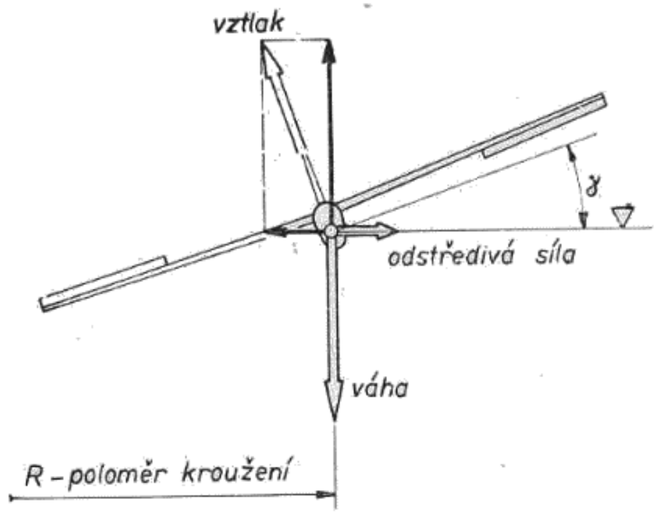


Obr. 2.170. Vliv šípu křídla

Celkem snadno pochopíme, že při vybočeném letu polovina křídla, která se sune vpředu, bude vlivem vzepětí ofukována pod větším úhlem náběhu než druhá polovina křídla na straně závětrné. Tím vznikne klonivý moment křídla, který způsobuje náklon ve směru vybočení (obr. 2.169).

Obr. 2.169 znázorňuje pohled na křídlo, které má velký úhel vzepětí Γ. Směr větru na křídlo je označen vektorem V a svírá s osou souměrnosti křídla úhel β – úhel vybočení. Rozložíme rychlost větru V do složky rovnoběžné s osou souměrnosti křídla a druhé, kolmé na předchozí – složka $V\beta$ působí ve směru rozpětí křídla.

Složka větru $V\beta$, obtékající křídlo ve směru rozpětí, má stálý směr na pravé i levé polovině křídla a rozkládá se dále na složku rychlosti v rovině křídla s úhlem vzepětí Γ a dále na složku kolmou. Z obr. 2.169 je patrné, že tato kolmá složka



Obr. 2.171. Síly působící na větroň v ustálené zatáčce

rychlosti $V\beta$ působí na pravé polovině křídla (návětrné straně) zvětšení úhlu náběhu o $\Delta\alpha$, zatímco na levé polovině křídla (závětrné straně) se úhel náběhu zmenšuje. Z rozdílu vztlaků na levé a pravé polovině křídla vzniká klonivý moment, zvaný klonivý moment od vybočení.

Na výslednou hodnotu klonivého momentu křídla od vybočení má značný vliv umístění křídla vzhledem k trupu. Bočním ofukováním trupu je značně ovlivněn účinek vzepětí křídla. Dolnoplošník má méně příznivé vlastnosti příčné stabilizace, poněvadž křídlem zabraňuje obtékání trupu. Proto potřebuje dolnokřídlý letoun větší úhel vzepětí, než letoun hornokřídlý.

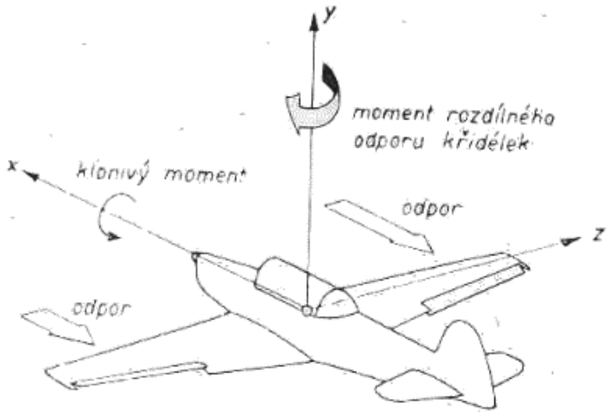
Působení šípovitého křídla je zcela obdobné jako působení vzepětí, pokud šíp křídla směřuje dozadu (kladný šíp). Na obr. 2.170 si vedle sebe porovnáme působení kladného i záporného šípu křídla. Zvětšení vztlaku jsme si označili znaménkem (+), zmenšení vztlaku znaménkem (—). Z obrázku je jasně patrno, jak na návětrné straně křídla s kladným šípem je vystavena směru proudu větší plocha křídla obdobně jako u křídla se záporným šípem na straně závětrné. Klonivý moment z vybočení u kladného šípu způsobí náklon křídla ve směru vybočení (příčně stabilizuje), kdežto u záporného šípu působí právě opačně (destabilizuje).

Stabilizační účinek vzepětí a šípu křídla je při větších úhlech vzepětí a šípu křídla tak veliký, že je znesnadněno úmyslné naklánění větroně při různých manévrech. Proto šípová křídla nemívají vzepětí a někdy dokonce mívají vzepětí záporné. Důkazem toho jsou známé stíhačky Mig 15 a i dopravní letoun TU 104.

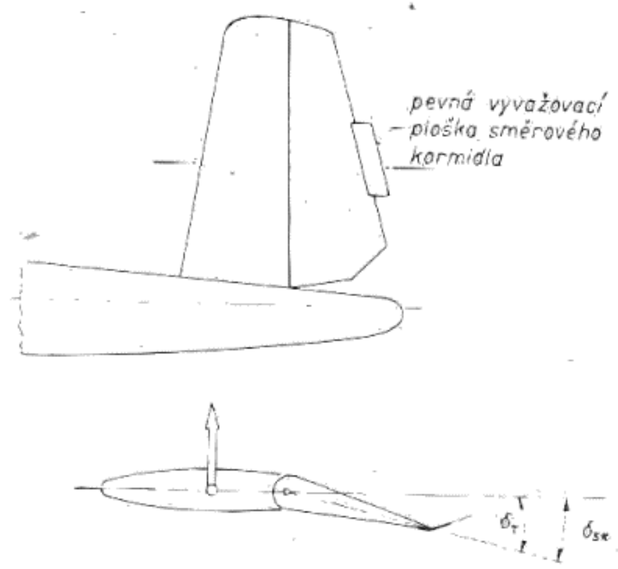
2.4.4. Zatáčka

V ustálené zatáčce se nemění rychlost letu a náklon křídla. Na obr. 2.172 je graficky znázorněna rovnováha sil, působících na větroň v zatáčce.

Hlavním orgánem řízení v zatáčce jsou křidélka, která vyvozují potřebný náklon. Vedlejším a nežádoucím účinkem křidélek je takzvané nepříznivé zatáčení. Zatáčení od křidélek nazýváme nepříznivým proto, že ubrzďuje zatáčení křídla ve směru náklonu.



Obr. 2.172. Nepříznivé zatáčení křidélek



Obr. 2.173. Směrové vyvážení

Chceme-li provést pravou zatáčku, suneme řídicí páku doprava – na pravém křídle jde křidélko nahoru, na levém dolů. Na levém křídle vztlak stoupá, křídlo se zdvihá a na pravém křídle vztlak klesá, křídlo se sklání. Křídlo s křidélkem vychýleným dolů má vyšší vztlak a vyšší odpor. Rozdíl v odporu křídla s křidélkem vychýleným nahoru a dolů bývá u větroňů značný a má za následek ubrzďování zdviženého křídla v zatáčivém pohybu (obr. 2.172). Rozdíl v odporu pravého a levého křídla s vychýlenými křidélky způsobuje zatáčení v našem případě doleva. Proto se říká zatáčivému momentu od křidélek nepříznivé zatáčení.

Kdyby nebylo vedlejšího účinku křidélek, potřebovali bychom v zatáčce směrovku jen nepatrně. Zásahem směrového kormidla téměř současně s vychylováním křidélek uvedeme rychleji větroň do správné zatáčky a vyloučíme nepříznivý vliv křidélek. Čím méně směrovky v zatáčce je potřeba, tím příznivější je chování větroně a tím lepší jsou vlastnosti v zatáčce.

V závěru si ještě zopakujeme, že v ustálené zatáčce jsou v rovnováze: svislá složka vztlaku s váhou větroně a vodorovná složka vztlaku s odstředivou silou, působící na větroň v kroužení (obr. 2.171).

2.4.5. Příčná ovladatelnost a obratnost větroně

Příčné řízení má u větroňů mimořádnou důležitost. Energie stoupavých proudů, využitelná pro plachtění by byla často ztracena, kdyby letové schopnosti větroně nedostačovaly k rychlému nalétnutí do oblasti nejvyššího stoupání.

K tomu nejvíce potřebujeme křidélek, která musí umožnit rychlé obraty a rychlé změny směru kroužení. Z toho důvodu jsou na křidélka kladeny vysoké požadavky. Všeobecně se žádá, aby křidélka byla ovládána velmi malou silou, ale aby větroň ostře a bez zpoždění reagoval na jejich zásah. *Minimální síla – maximální poslušnost, jsou žádané vlastnosti dobrých křidélek.*

Mechanika letu zavedla takzvaný *parametr účinnosti křidélek*, kterým je posuzován účinek křidélek nezávisle na rychlosti letu. Parametr účinnosti křidélek je poměr obvodové rychlosti konců křídla při klonění k rychlosti letu. Mnoha zkouškami se potvrdilo, že účinnost křidélek byla velmi dobrá, když parametr účinnosti měl hodnotu aspoň 0,09.

$$\text{Poměr } \frac{\text{obvodová rychlost špičky křídla}}{\text{rychlost letu}} = \frac{\omega b}{2V}$$

b = rozpětí křídla (m)
ω = úhlová rychlost klonění (r/s)
V = rychlost letu

Hodnota parametru $\frac{\omega b}{2V}$ je číslem bezrozměrným a jeho velikost je přímým kritériem klonivého účinku křidélek. Klesla-li tato hodnota pod 0,07, téměř vždy měla křidélka nedostatečný účinek.

Aby si čtenář mohl sám porovnat číselnou hodnotu parametru $\frac{\omega b}{2V}$ s praktickým chováním větroně, uvedeme tyto hodnoty od našich známých větroňů.

	Pionýr	Šohaj	Blaník	Démant	Spartak
$\frac{\omega b}{2V}$	0,13	0,14	0,19	0,20	0,22
doba potřebná k provedení reverzního náklonu ± 45° vteřin	7,5 s	neměřeno	3,5 s	4,8 s	4 s

Několikrát jsme již řekli, že vysoký účinek křidélek má být docilován malou řídicí silou. *Síla na křidélkách nemá* při plné výchylce řídicí páky *překročit hod-*

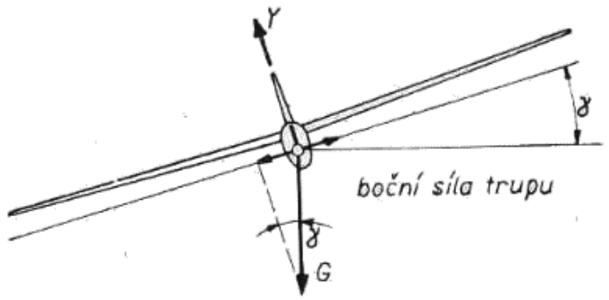
notu 10 kg. To je nejvyšší hodnota, která může být připuštěna jen ve výjimečných případech.

Při velké ploše křidélek, kterou větroň z důvodů dostatečné příčné ovladatelnosti mít musí, lze požadavek nízké řídicí síly splnit teprve použitím některého z typů aerodynamického odlehčení. Také diferencováním výchylek křidélek se dá řídicí síla značně zmenšit. Konstruktér větroně volí raději tento způsob snižování řídicí síly (Blaník, Spartak). Důvodem je hlavně štěrbina mezi křidélkem a profilem, se kterou je spojena většina typů aerodynamického odlehčení.

Kritériem příčné obratnosti větroně je čas, potřebný k provedení reverzního náklonu 45° z jedné na opačnou stranu. Toto kritérium dobře vystihuje praktickou potřebu za letu. Větroň, se kterým je možno z kroužení doprava při náklonu 45° přejít do levé zatáčky s náklonem 45° v čase kratším než 5 vteřin, vyhovuje dobře z hlediska příčné obratnosti. Na horní tabulce jsou tyto časy uvedeny pro naše známé větroně.

2.4.6. Směrové a příčné vyvážení větroně

Aerodynamické síly, působící na jednu a druhou polovinu letounu, jsou za letu bez vybočení shodné. Rovnováha k ose kolmé



Obr. 2.174. Rovnováha sil, působících na větroň ve skluzu

(proti zatáčení) i k ose podélné (proti klonění) je dána souměrností větroně podle svislé roviny souměrnosti, procházející středem trupu.

V praxi dochází k určitým výrobním odchylkám, které mohou mít vliv na stranovou rovnováhu.

Zjistí-li se při zalétávání, že *letoun táhne doprava nebo doleva* (nedrží směr při volných šlapkách směrového řízení), vychýlí se pevná ploška na směrovce (obr. 2.173) tak, aby udržela směrovku ve výchylce, potřebné pro směrové vyvážení. Pevná ploška je zhotovena z tenkého plechu, který se dá podle potřeby přihnout do libovolné výchylky.

Obdobně se zjišťuje při zalétávání, zda letoun udržuje při přímočarém ustáleném letu nulový příčný náklon. Zjištěná odchylka v náklonu křídla se označuje jako visení (doprava nebo doleva) a odstraňuje se malou ploškou na odtokové hraně jednoho z křidélek. Přestavením plošky vyvodíme za letu výchylku křidélek, potřebnou pro eliminování náklonu křídla.

Oba druhy vyvážení se u větroňů zřídka vyskytují. Jsou také nežádoucí, poněvadž výchylky směrovky nebo křidélek, potřebné na toto vyvažování, zhoršují aerodynamickou jemnost větroně.

Kontrolní otázky

1. Definice stranové stability.
2. Klonivý moment z vybočení.
3. Zatáčivý moment z vybočení.
4. Klonivý moment ze zatáčení.
5. Zatáčivý moment z klonění.
6. Pohyb větroně, uvedeného poruchou do náklonu.
7. Pohyb větroně, uvedeného poruchou do zatáčení.
8. Vliv vzepětí křídla na stranovou stabilitu.
9. Vliv šípu křídla na stranovou stabilitu.
10. Čím je způsobeno tlumení klonivého pohybu větroně?
11. Co je spirální nestabilita a na čem závisí?
12. Jak se projevují stranové kmity větroně? Příčina stranových kmitů.
13. Řízení větroně ve skluzu. Hlavní a vedlejší účinek všech kormidel.
14. Zatáčka – působení kormidel.
15. Nepříznivé zatáčení křidélek.
16. Parametr účinnosti křidélek.
17. Kritérium příčné obratnosti.
18. Směrové a příčné vyvažování.
19. Význam diferencování výchylek křidélek.

2.5. ZVLÁŠTNÍ PŘÍPADY LETU

2.5.1. Skluz

Skluzem (glisádou) nazýváme ustálený přímočarý let s vybočením a náklonem. Protože vybočením se značně zvyšuje odpor a tím i klesavost větroně, používáme skluzu jako prostředku k upřesnění rozpočtu na přistání.

Prvním krokem při zavádění větroně do skluzu je vyšlápnutí směrovky. Jakmile větroň vybočí, začíná působit vzepětí křídla – křídlo předbíhající (ve směru skluzu) má vyšší vztlak než křídlo druhé. Vzniká klonivý moment z vybočení (viz obr. 2.164), který působí náklon předbíhajícího křídla, a to ve smyslu vybočení. Větroň má snahu jít za směrovkou do zatáčky.

Avšak ještě než se uplatní klonivý moment křídla z vybočení, dáváme výchylku křidélek v opačném smyslu, než jsme provedli vyšlápnutí směrovky. Křidélka vychylujeme proti směrovce tak, abychom udrželi přímočarý let s vybočením. Protizásahem křidélek se sklání přední křídlo ve směru skluzu.

Jestliže jsme před uvedením větroně do skluzu letěli v ustáleném klouzavém letu, v okamžiku vybočení dochází k poruše rovnovážného stavu. Pro docílení rovnováhy ve skluzu platí tyto podmínky:

Z obr. 2.174 je patrno, že po náklonu křídla do směru skluzu vyvozují vztlak křídla a váha větroně stranovou sílu, která má snahu působit boční posuv větroně na stranu náklonu křídla. Vlivem bočního ofukování větroně vzniká na trupu a na svislé ocasní ploše aerodynamická síla, která působí proti stranové síle, způsobené náklonem křídla (viz obr. 2.163).

Na rozdíl od ustáleného přímočarého letu bez vybočení musíme při řešení rovnováhy ve skluzu splnit dvě rovnovážné podmínky. Složka vztlaku křídla ve svislém směru se musí rovnat váze větroně. Složka vztlaku křídla do směru náklonu se musí rovnat výsledné boční síle větroně.

Je zřejmé, že náklon křídla do směru skluzu může být jen tak velký, aby nastala rovnováha mezi složkou vztlaku křídla do směru náklonu a boční silou větroně. Rovnovážná výchylka křidélek závisí tedy na aerodynamické síle trupu a svislých ocasních ploch při bočním ofukování. Čím je vyšší odpor trupu ve vybočení, tím je nutno vyvodit křidélky vyšší náklon a tím je glisáda strmější. Poněvadž odpor trupu roste s vybočením, bude strmost glisády záviset také na velikosti vybočení, dosažitelné účinkem směrovky.

Náklonem křídla se zmenší složka vztlaku křídla do směru váhy. Chceme-li ve skluzu udržet stálou rychlost, kterou jsme letěli před vybočením, je nutné zvýšit vztlak křídla zvětšením úhlu náběhu. Dosáhneme toho přitažením výškového kormidla obdobně jako při uvádění větroně do zatáčky.

Poněvadž ve skluzu potřebujeme i kormidlo výškové, jsou v činnosti všechna kormidla. Naznačíme si v přehledu jejich hlavní i vedlejší účinek:

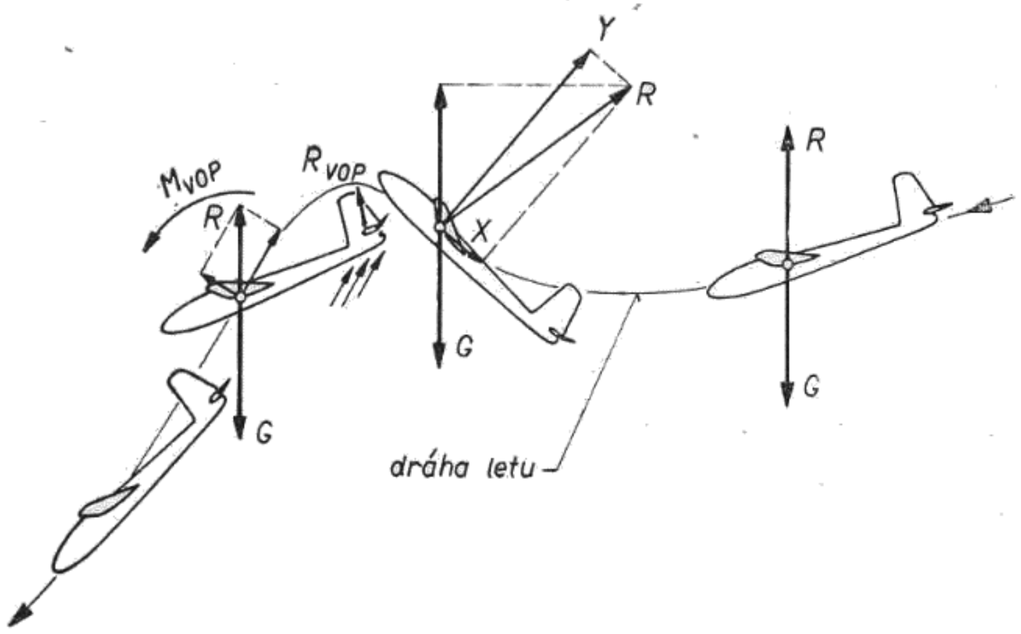
Kormidlo	Hlavní účinek	Vedlejší účinek
směrovka	vyvodí vybočení	působením vzepětí vzniká klonění křídla od vybočení
křidélka	vyvodí náklon proti bočení	dolů vychýlené křidélko má větší odpor, vzniká zatáčení za křidélkem, vychýleným dolů
výškovka	zvětší úhel náběhu křídla, aby rychlost ve skluzu s náklonem zůstala stálá	vyrovnává klopivý moment větroně, vznikající ve vybočení

Hlavním kormidlem ve skluzu je směrovka. Proto nejčastěji zavádíme větroň do skluzu plným vyšlápnutím směrovky. Čím větší vybočení směrovka vyvodí, tím strmější bude dráha letu ve skluzu.

Na tomto příkladu máme příležitost poznat vzájemnou závislost a složitost stranových pohybů a její vliv na činnost všech kormidel.

2.5.2. Pády a vývrtky

V předchozích kapitolách jsme si již vysvětlili, že při zvýšení úhlu náběhu na kritický úhel začíná na křídle odtrhávání proudu,

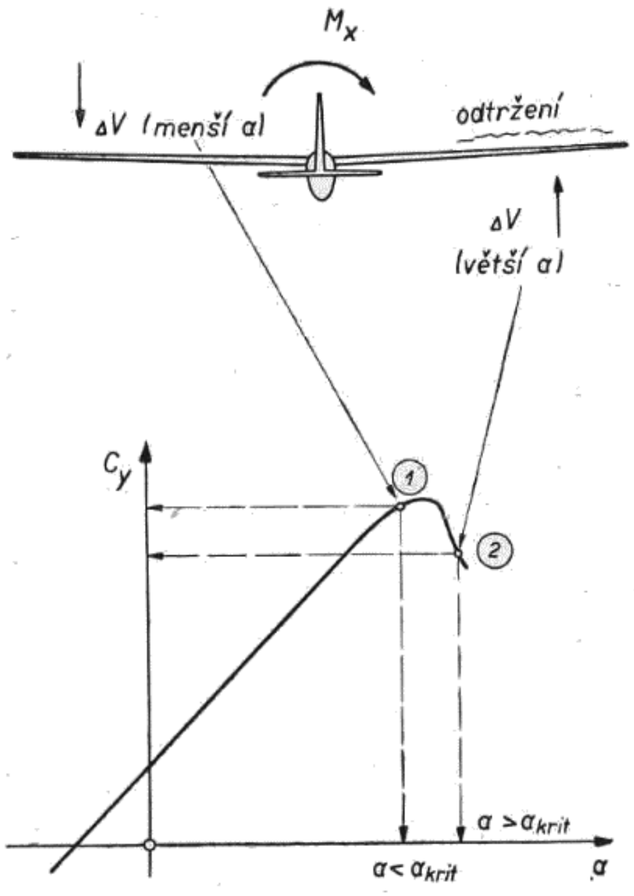


Obr. 2.175. Pád větroně

spojené s poklesem vztlaku. Nedostatkem vztlaku pro vyrovnání složky váhy kolmé na směr letu, což je nutná podmínka pro udržení ustáleného klouzavého letu, přechází větroň buď do pádu nebo do vývrtky podle toho, zda dojde na křídle k symetrickému nebo nesymetrickému odtržení proudu.

Pád nastane, jestliže se proud vzduchu odtrhne přibližně současně a ve stejné míře na obou polovinách křídla. Sledujme dále průběh pádu větroně (obr. 2.175). Přitahováním výškového kormidla přivedeme větroň až na kritický úhel náběhu. Na obou polovinách křídla dochází současně k odtrhávání proudu, které se projevuje třepáním některých částí nebo i celého větroně. Zasahují-li víry od křídla vodorovné ocasní plochy, cítí pilot u některých vět-

roňů neklid (chvění) v řídicí páce. Vlivem ztráty vztlaku začíná větroň prosedat, při čemž zachovává původní směr letu. Síla, vznikající na vodorovných ocasních plochách při ofukování zespodu, vyvolaném tímto prosedáním, klopí větroň „na hlavu". Tím větroň přechází během pádu do strmého letu. Čím více byl větroň v okamžiku odtržení „vytažen nad horizont", tím strmější polohu během pádu zaujme a tím větší bude ztráta výšky, spojená s pádem. Přechodem do strmého klouzavého letu se zmenší úhel náběhu a proudění opět přilne ke křídlu. Zároveň se zmenší úhel, pod kterým jsou ofukovány vodorovné ocasní plochy a tím i klopivý moment „na hlavu". Kdybychom drželi přitažené výškové kormidlo, přešel by větroň do nového pádu. Proto je nutno v určité fázi pádu povolit výškové kormidlo a přivést větroň do klouzavého letu.

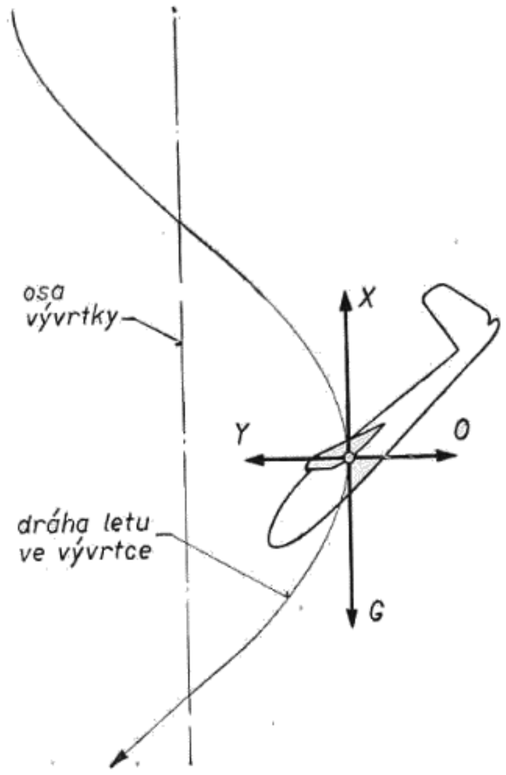


Obr. 2.176. Vznik autorotace

Při mírném pádu (větroň „vytažen málo nad horizont") jsou prosedání a tím i klopivý moment „na hlavu" poměrně malé a můžeme proto povolovat výškové kormidlo hned při poklesu nosu větroně.

Při ostrém pádu (větroň „vytažen vysoko nad horizont") je vlivem prudkého prosedání klopivý moment „na hlavu" veliký. Kdybychom v tomto případě ihned při poklesu nosu větroně povolili výškové kormidlo, bylo by překlopení větroně velmi prudké s tendencí přejít až na záda. Tím by velmi vzrostla rychlost větroně při vybírání pádu a větroň by ztratil mnoho výšky. Abychom tomu zabránili, necháváme po poklesu nosu větroně výškové kormidlo přitaženo skoro až do okamžiku, kdy se klopení větroně zastaví.

Poznámka. Prakticky dochází zřídka k úplně symetrickému odtržení proudu na křídle. Mírná nesymetrie v odtržení nemusí sice způsobit pád do vývrtky, ale má za následek náklon větroně během pádu s následujícím zatáčením. Pro udržení původního směru musíme použít výchylky směrového kormidla v opačném smyslu začínajícího náklonu. Tím se urychlí padající křídlo a jeho zvýšený vztlak náklon vyrovná. Kdybychom použili proti vznikajícímu náklonu výchylky křidélek, nastalo by na padajícím křídle ještě větší odtržení a náklon by se ještě zvětšil.



Obr. 2.177. Zjednodušená rovnováha sil ve vývrtce

Pád větroně může nastat i při větší rychlosti než je minimální, např. při vybírání strmého klouzavého letu, jak jsme si již vysvětlili v kapitole o akrobacii.

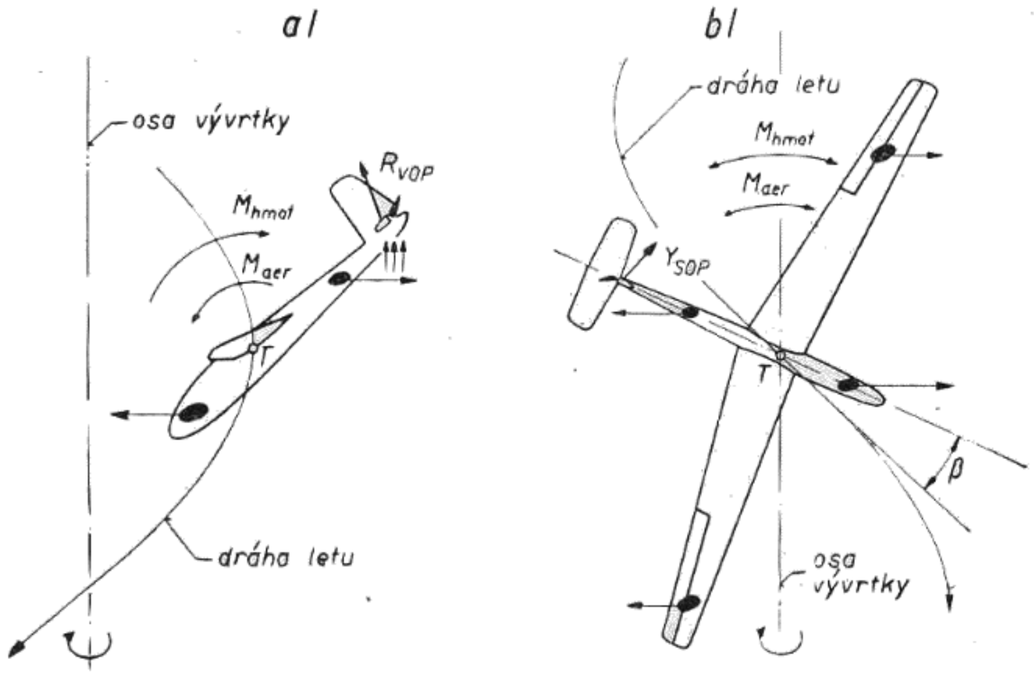
Vývrtka nastane, jestliže po nesymetrickém odtržení proudu na křídle dojde k tzv. *autorotaci*. Popišme si její vznik (obr. 2.176). Nesymetrické odtržení proudu na křídle větroně, přivedeného na kritický úhel náběhu, vyvolá klonivý moment, který začne větroň klonit na tu stranu křídla, kde je proud více odtržen. Kloněním se zvětšuje úhel náběhu padajícího křídla (křídlo je ofukováno více zespodu) a dochází k ještě většímu odtržení a poklesu vztlaku (bod *2* na vztlakové křivce). Na opačném křídle se úhel náběhu zmenší, čímž se poklesu vztlaku zabrání (bod *1*). Vzniklý rozdíl ve velikosti vztlaku zvětšuje klonivý moment M_x a tím i rychlost klonění. Po dosažení určité rychlosti klonění (otáčení ve vývrtce) se tento moment vyrovná s tlumicím momentem křídla (který se při větších rychlostech klonění opět objeví) a rychlost otáčení se ustálí.

Pro rychlost, jakou přechází větroň do autorotace (a tedy i do vývrtky), má velký význam průběh odtržení na křídle. Je-li odtržení náhlé, vzniká velký klonivý moment a roztáčení je rychlé. Rychlost roztáčení ovlivňuje i místo na křídle, kde k odtržení dojde. Odtrhne-li se proud na konci křídla, je roztáčení rychlejší než při odtržení

v blízkosti trupu. Při rychlejším roztáčení přechází větroň snáze do vývrtky, což bývá nežádoucí.

Pro vznik a udržení autorotace je u dnešních větroňů třeba držet trvale přitažené výškové kormidlo a směrové kormidlo vychýlené na stranu otáčení.

Nedostatkem vztlaku po odtržení proudu přechází větroň při vytváření autorotace zároveň do strmého letu k zemi. Výsledkem je pohyb po šroubovici o malém poloměru, naznačený na obr. 2.97 (vývrtku nesmíme zaměňovat s letem ve strmé spirále při malém úhlu náběhu, při kterém je proudění na obou křídlech přilehlé).



Obr. 2.178. Vliv rozložení hmot na strmost vývrtky a vybočení větroně

Svírá-li přitom podélná osa větroně malý úhel s osou šroubovice, mluvíme o vývrtce strmé. Je-li tento úhel velký, jde o vývrtku plochou. Při ploché vývrtce bývá obvykle odtržen proud i na vodorovných ocasních plochách a proto ji někdy lze těžko vybrat pouhým zásahem směrového kormidla. Strmou vývrtku totiž vybíráme vždy vychýlením směrového kormidla proti smyslu otáčení za současného povolení dotaženého výškového kormidla. Křidélka jsou přitom ve střední poloze. Tímto zásahem se vnitřní křídlo urychlí, úhel náběhu se zmenší, proudění přilne ke křídlu a větroň přejde do strmého klouzavého letu. Větroň se může otáčet ve strmé nebo ploché vý-

vrtce buď doleva (levá vývrtka) nebo doprava (pravá vývrtka). Dále je možno provádět vývrtku na zádech.

Zjednodušená rovnováha sil v ustálené vývrtce je naznačena na obr. 2.177. Vidíme, že váha větroně G je vyrovnána odporem větroně X a odstředivá síla O vztlakem Y.

O strmosti vývrtky rozhoduje rozložení hmot ve směru podélné osy větroně a účinek vodorovných ocasních ploch. Moment od hmotných sil M_{hmot} musí být v rovnováze s momentem aerodynamickým M_{aer} – obr. 2.178a. Čím budou hmoty dále od těžiště, tím větší bude hmotný moment a rovnováha s aerodynamickým momentem nastane později (vývrtka bude plošší). Zároveň však hmoty v trupu vytvářejí moment, který podporuje vnější vybočení β ve vývrtce, které podporuje autorotaci (obr. 2.178b). Hmoty rozložené v křídle podporují spíše vnitřní vybočení, které autorotaci zmenšuje. Je-li však vnitřní vybočení příliš velké, může se stát, že při vybírání ani plně vychýlené směrové kormidlo proti otáčení nevyvolá dostatečně velký přídavný zatáčivý moment, potřebný pro vybrání vývrtky. Proto je nejvýhodnější nulové nebo mírné vnitřní vybočení.

Velký vliv na průběh vývrtky a tím i na vybírání má centráž. Při zadní centráži obvykle nastávají nejnebezpečnější vývrtky – ploché.

Poznámka: Protože při vybírání vývrtky má rozhodující účinek směrové komidlo, je nutno při návrhu větroně dbát na to, aby při případném odtržení proudu na vodorovných ocasních plochách nezasahoval odtržený proud celé svislé ocasní plochy. Docílí se toho vhodným vzájemným umístěním vodorovných a svislých ocasních ploch.

Kontrolní otázky:

1. Popište skluz větroně a účinek jednotlivých kormidel!
2. Chování větroně při přetažení. Popište průběh pádu!
3. Vysvětlete vznik autorotace!
4. Zjednodušená rovnováha sil ve vývrtce a vybrání vývrtky.

A. Knihy

1. *Dr. Ing. Josef Marek:* Základy letecké fysiky – Práce 1945
2. *Wl. Humen:* Plachtařství – Naše vojsko 1950
3. *Ing. K. Jensen:* Aerodynamika a mechanika letu – 1951
4. *Wolf Hirth:* Handbuch des Segelfliegens – 1952
5. *Jaňour, Podzimek, Hacura:* Základy aerodynamiky a mechaniky letu – Naše vojsko 1953
6. *Ing. M. Hořejší:* Poznáváme letectví – 1954
7. *Pěcuch:* Krylja moloděži – Oborongiz 1954
8. *Ing. B. Hanák:* Aerodynamika – 1955
9. *Inž. M. Daněk:* Aerodynamika a mechanika letu pro piloty a techniky – Naše vojsko 1958

B. Zprávy

1. *Inž. J. Veselý:* Aerodynamický výpočet větroně L 13 – Blaník – VZLÚ 1955
2. *Inž. J. Veselý:* Aerodynamický výpočet větroně L 21 – Spartak – VZLÚ 1958
3. *Inž. V. Pokorný:* Letové zkoušky větroně L 13 Blaník – VZLÚ 1955
4. *Inž. J. Baněček:* Letové zkoušky větroně Démant – VZLÚ 1958
5. *Mojmír Stratil:* Letové zkoušky větroně L 21 Spartak – VZLÚ 1958
6. *Dr. Ing. V. Kočka:* Letové vlastnosti – VZLÚ 1951.

Časopisy

1. *Dr. A. Lippisch:* Einfluss der aerodynamischen Gestaltung auf die Leistung von Segelflugzeugen – Jahrbuch der Luftfahrtforschung 1936.
2. *K. G. Wilkinson:* The Design of Sailplanes for High Performance – Aircraft Engineering 1951
3. *Dr. A. Raspet:* Leistungsteigerung von Segelflugzeugen durch die Berücksichtigung der Grenzschichtforschung II Publication OSTIV – Madrid 1952.
4. *B. H. Carmichael:* Possibilities of Drag Reduction on Sailplanes – II Publication OSTIV – Madrid 1952.
5. *Hans Jacobs:* Die Entwicklung der Leistungsegelflugzeugen.
6. *Heinz Kensche:* Der Flug und seine Mechanik
7. *Shenstone:* Camphill 1954 Technical – The Aeroplane 20. 8. 1954
8. *P. W. Brooks:* Technical Aspects at Saint Yan – The Aeroplane 3. 8. 1956
9. *Karel Dlouhý:* Větroně v Lešně – Křídla vlasti 24, 25, 26 1958.

Dále časopisy

Flugsport, Flight, Interavia, Schweizer Aerorevue, Skrzydlata Polska.

b	– hloubka profilu
c_m	– součinitel klopivého momentu
c_{mo}	– součinitel klopivého momentu při nulovém součiniteli vztlaku
c_x	– součinitel odporu
c_{xi}	– součinitel indukovaného odporu
c_y	– součinitel vztlaku
D	– dostředivá síla
g	– zrychlení tíže zemské
G	– váha
H	– výška letu
K	– klouzavost
K_{rel}	– relativní klouzavost
L	– vzdálenost
L_{VOP}	– rameno vodorovných ocasních ploch
Mz	– klopivý moment
M_{VOP}	– klopivý moment vodorovných ocasních ploch
m	– hmota
n	– násobek
O	– odstředivá síla
p	– statický tlak
p_c	– celkový tlak
p_o	– atmosférický tlak
P_v	– tah vrtule
q	– dynamický tlak
R	– výsledná aerodynamická síla
R	– poloměr zatáčky
Re	– Reynoldsovo číslo
S	– půdorysná plocha křídla
t	– tloušťka profilu
T	– těžiště větroně
U	– rychlost větru
V	– rychlost letu
V_s	– rychlost stoupání při kroužení
V_T	– traťová (přeletová) rychlost
V_c	– cestovní rychlost
Vx	– vodorovná složka rychlosti větroně
Vy	– klesací rychlost
V_{yk}	– klesací rychlost při kroužení
v_{kp}	– rychlost klesavého proudu vzduchu
V_{sp}	– rychlost stoupavého proudu vzduchu
X	– odpor
X	– podélná osa větroně
Y	– vztlak
Y	– kolmá osa větroně
Z	– bočná osa větroně
α	– úhel náběhu
α_o	– úhel náběhu při $c_y = 0$
β	– úhel vybočení
γ	– měrná váha vzduchu, úhel příčného sklonu
δ	– úhel lana navijáku s vodorovnou rovinou
δ_v	– výchylka výškovky
δ_s	– výchylka směrovky
δ_{kl}	– výchylka klapek
η	– zmírňující součinitel poryvu
$\varkappa$	– úhel šípu křídla
λ	– štíhlost křídla
ν	– součinitel kinematické vazkosti
ω_x	– úhlová rychlost klonění
ω_y	– úhlová rychlost zatáčení
ϱ	– měrná hmota vzduchu
Θ	– úhel klouzání, úhel podélného sklonu

INDEXY

ef.	– efektivní
geom.	– geometrický
krit.	– kritický
max.	– maximální
min.	– minimální
oper.	– operační
optim.	– optimální
přist.	– přistávací

OBSAH

Předmluva 5

DÍL 1. AERODYNAMIKA

1. Úvod 9
1.1. Význam aerodynamiky 9
1.2. Mezinárodní standardní atmosféra 9
1.3. Pojem aerodynamické síly 12
1.4. Zákon spojitosti proudění 15
1.5. Bernoulliho rovnice 16

2. Vznik aerodynamických sil 21
2.1. Vznik vztlaku 21
2.2. Vznik odporu 30
2.3. Zjišťování součinitelů vztlaku a odporu 33
2.4. Odtržení proudu 37
2.5. Polára 41

3. Aerodynamické síly na profilu 43
3.1. Geometrické charakteristiky profilu 43
3.2 Aerodynamické vlastnosti profilů 44
3.3. Laminární a turbulentní proudění 46
3.4. Laminární profily 48
3.4.1. Označování laminárních profilů 49
3.4.2. Laminarita při malých Re 51
3.5. Vliv profiláže křídla na výkony větroně 51

4. Aerodynamické síly na křídle 58
4.1. Geometrické vlastnosti křídla 58
4.2. Vztlak křídla 58
4.3. Odtržení proudu na křídle a vlastnosti při přetažení . 62
4.4. Indukovaný odpor 64
4.5. Polára křídla 66

5. Aerodynamické síly na větroni 68
5.1. Škodlivý odpor 68
5.2. Interferenční odpor 68
5.3. Polára celého větroně 69

5.4. Složky celkového odporu větroně 69
5.5. Snižování odporu výkonných větroňů 71
6. Zvyšování aerodynamických sil 81
6.1. Prostředky ke zvýšení vztlaku 81
6.2. Prostředky ke zvýšení odporu 85

DÍL 2. MECHANIKA LETU

1. Výkony větroně 93
1.1. Úvod 93
1.2. Klouzavý let 93
1.2.1. Rovnováha sil 93
1.2.2. Klouzavost, úhel klouzání 95
1.2.3. Rychlost klouzavého letu 99
1.2.4. Dopředná a klesací rychlost 101
1.3. Rychlostní polára větroně 105
1.3.1. Sestrojení rychlostní poláry 105
1.3.2. Důležité body na rychlostní poláře 106
1.3.3. Vliv váhy větroně a výšky letu na rychlostní poláru . 110
1.3.4. Vliv vysunutí vztlakových a brzdicích klapek na rychlostní poláru větroně 113
1.4. Využití rychlostní poláry 115
1.4.1. Vliv větru na použití rychlostní poláry 116
1.4.2. Vliv stoupavých a klesavých proudů na použití rychlostní poláry 119
1.4.3. Použití rychlostní poláry při přeletu 122
1.4.4. Vliv chyby údaje rychloměru 130
1.5. Zatáčka a kroužení 139
1.5.1. Jak vzniká dostředivá a odstředivá síla 141
1.5.2. Správná zatáčka 141
1.5.3. Výkluzová zatáčka 143
1.5.4. Skluzová zatáčka 144
1.5.5. Ostré zatáčky 145
1.5.6. Zvětšení násobku v zatáčce 146
1.5.7. Omezení zatáčky 146
1.5.8. Kroužení 148
1.6. Start a přistání 151
1.6.1. Používané způsoby startu 151
1.6.2. Start navijákem 153
1.6.3. Start za motorovým vlečným letounem 156
1.6.4. Aerovlek 160
1.6.5. Přistání větroně 176
1.7. Akrobacie 183
1.7.1. Neustálený let 184
1.7.2. Klouzavý let zvýšenou rychlostí 187
1.7.3. Vybrání z letu zvýšenou rychlostí 191
1.7.4. Přemet 191
1.7.5. Klouzavý let na zádech 192
1.7.6. Výkrut 194
2. Letové vlastnosti 196
2.1. Úvod 196
2.1.1. Rozdělení letových vlastností 197
2.1.2. Požadavky předpisů 199
2.2. Orgány řízení 200
2.2.1. Pohyb v prostoru 200
2.2.2. Působení kormidel 203
2.2.3. Některé aerodynamické zvláštnosti v konstruktivním řešení ocasních ploch 208
2.2.4. Závěsový moment kormidla 215
2.2.5. Aerodynamické odlehčení kormidel 216
2.3. Podélná stabilita a řiditelnost 221
2.3.1. Poloha těžiště a centráže 223
2.3.2. Klopivé momenty k těžišti 226
2.3.3. Neutrální bod větroně 227
2.3.4. Podélná stabilita s pevnou a volnou výškovkou . . 227
2.3.5. Podélná ovladatelnost a obratnost 231
2.3.6. Podélné vyvažování 233
2.4. Stranová stabilita a řiditelnost 235
2.4.1. Vzájemné závislosti stranových pohybů 235
2.4.2. Stranové pohyby 239
2.4.3. Vliv vzepětí a šípu křídla 241
2.4.4. Zatáčka 244
2.4.5. Příčná ovladatelnost a obratnost větroně 245
2.4.6. Směrové a příčné vyvážení větroně 246
2.5. Zvláštní případy letu 247
2.5.1. Skluz 247
2.5.2 Pády a vývrtky 249

Použitá literatura 254
Přehled symbolů 255

KNIŽNICE SVAZARMU – SVAZEK 6

Inž. R. JÍRA A KOLEKTIV

AERODYNAMIKA A MECHANIKA LETU PRO PLACHTAŘE

Obálku navrhl Karel Helmich. Vydalo Naše vojsko, nakladatelství, n. p. v Praze, jako svou 2186. publikaci. Odpovědný redaktor Jiří Muk. Technická redaktorka Blanka Jirásková.

Ze sazby Monotype písmem Plantin vytiskla Polygrafia 1, národní podnik v Praze. Formát papíru 86 × 112. Dílo obsahuje 11,25 autorských archů a 18,62 vydavatelských archů. K tisku 10. 6. 1960. Náklad 2.800 výtisků. 05/112. Vydání I. Daň 5%. Cena brož. výtisku 12,50 Kčs, váz. výtisku 15,90 Kčs. 56/III-5. D-09-01113.