



# Učebnice sportovního letce

---

NAŠE VOJSKO / SVAZARM



# Učebnice sportovního letce

---

FRANTIŠEK KDÉR A KOLEKTIV

(ing. Vladislav Carbol, ing. Juraj Chyba,  
ing. Martin Lukáč, ing. Zdeněk Maléř,  
ing. František Novák, ing. Jiří Tůma,  
RNDr. Jaroslav Kopáček, CSc., Miroslav Kobr)

---

## PŘEDMLUVA

Prudký rozvoj vědy a techniky, jehož jsme v posledních letech svědky, se promítá do života člověka naší současnosti. Zvládnout tento bouřlivý vývoj a trvale využívat vědu a techniku k uspokojování všestranných potřeb lidí je proto jedním ze základních požadavků socialistické společnosti, který je o to naléhavější, že v současném rozděleném světě je ještě mnoho sil, jejichž snahou je zneužít výsledků vědy a techniky k zastavení pozitivního mírového vývoje a vyvolání nového světového válečného konfliktu. Ovládnout současnou moderní techniku a zajistit její další účelný rozvoj je tedy důležité nejen pro výstavbu socialismu v naší vlasti, ale také pro zachování míru, pro její obranyschopnost. Proto těmto naléhavým otázkám věnuje soustavnou pozornost Komunistická strana Československa, federální i republikové vlády, ale i mnohé další orgány a instituce. K dosažení těchto cílů vytyčených zcela konkrétně i XV. sjezdem KSČ je zaměřena mimo jiné také nová všeobecně vzdělávací soustava. Sama škola však k naplnění tak rozsáhlého úkolu nestačí a tak neustále stoupá význam všech forem mimoškolního vzdělávání, které vedle některých profesionálních institucí zajišťují i společenské organizace Národní fronty. Mezi těmito organizacemi zaujímá v této sféře jedno z předních míst i Svazarm, který má v branně technické přípravě určeny zcela konkrétní úkoly usnesením ÚV KSČ o Jednotném systému branné výchovy obyvatelstva. Jed-

ním ze základních předpokladů k plnění těchto úkolů jsou vhodné metodické pomůcky. To platí dvojnásob o tak složité a technicky náročné činnosti, jakou je letectví, kde Svazarm zajišťuje základní výcvik převážné většiny budoucích vojenských i civilních pilotů včetně celé oblasti sportovního létání.

Cílem publikace, která se díky pochopení nakladatelství Naše vojsko dostává do rukou čtenářů, je zaplnit mezeru, která zde vznikla od vydání Učebnice pro sportovní letce v roce 1973. Rozsah látky a hloubka zpracování vycházejí z potřeb základního praktického výcviku budoucích pilotů kluzáků a letounů, ověřených mnohaletými zkušenostmi. Učebnice obsahuje ve skupině zařazených předmětů prakticky vše, co potřebuje budoucí sportovní pilot ke složení závěrečných zkoušek. Použitá matematika a fyzika odpovídá dobrým znalostem žáků devátých tříd základních devítiletých škol a studentů prvních ročníků středních škol. Tím jsou vytvořeny předpoklady k zvládnutí látky všemi mladými lidmi, kteří mají o létání skutečný zájem.

I když je publikace zpracována pro žáky základního pilotního výcviku, poskytne mnohé doplňující informace i zkušenějším pilotům a bude, jak věříme, svým obsahem a formou vhodnou pomůckou pro každého, kdo má zájem o letectví a chce své znalosti v tomto oboru rozšířit. V tomto směru bude jistě vítanou učebnicí i pro chlapce a děvčata pracující v pokročilejších formách kroužků mladých letců Svazarmu a specializovaných pionýrských oddílech.

Autoři



---

# 1. STAVBA A ÚDRŽBA LETOUNŮ A VĚTROŇŮ

## 1.1. ÚVOD

V kapitole Stavba a údržba letounů a větroňů se seznámíte se základy konstrukce, výroby a údržby sportovních letounů a větroňů. Získáte základní představu, která vám pomůže při studiu dalších kapitol této učebnice a základní znalosti, které vám pomohou při seznamování se s konkrétním typem letadla, s jeho ovládáním za letu a s jeho údržbou na zemi.

## 1.2. DĚLENÍ LETADEL

*Letadlo* je každé zařízení schopné bezpečného vzletu a přistání, způsobilé létat pouze v atmosféře nezávisle na zemském povrchu, nést na palubě osoby nebo jiný náklad a které je alespoň částečně říditelné (definice letadla). \*

V dnešní době létá velké množství druhů letadel od balónů až po nadzvukové dopravní letouny. Dělením letadel podle společných znaků vznikly skupiny letadel, které mají obdobnou konstrukci a tím také podobný způsob pilotáže a pozemní údržby.

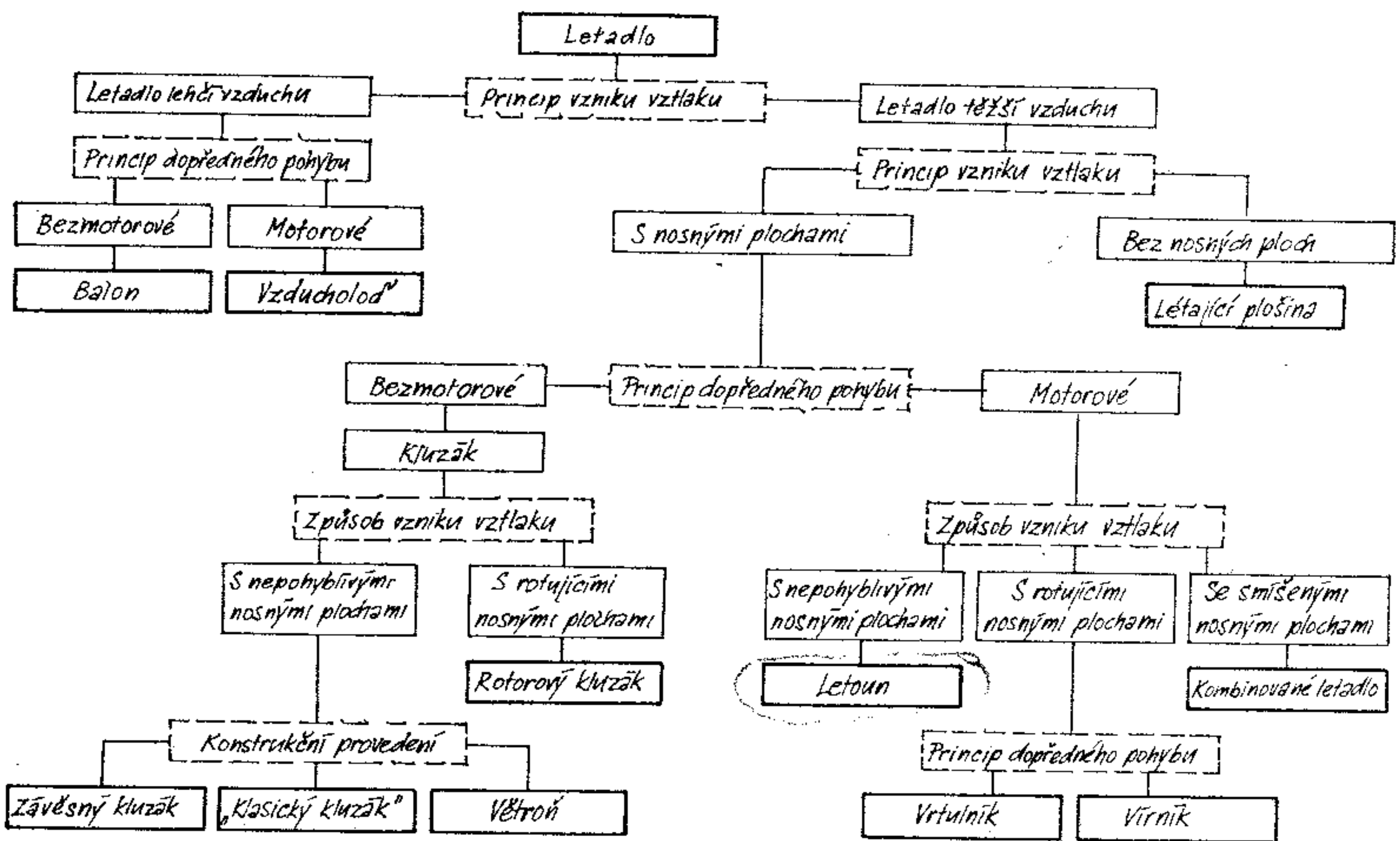
\* => ne záviselo



## 1.2.1. ZÁKLADNÍ DĚLENÍ LETADEL

Kritériem základního dělení letadel je *princip letu letadla*, to znamená princip překonávání zemské tíže a princip překonávání odporu atmosféry při dopředném pohybu letadla. Některé ze základních skupin letadel vznikly dalším členěním podle konstrukčního provedení, nebo podle konkrétnějšího způsobu vytváření vztlaku, což je síla působící proti směru zemské tíže.

Schéma základního dělení letadel je na obr. 1/1. Zde jsou uvedena kritéria dělení a názvy nebo doplňující



Obr. 1/1. Základní dělení letadel

části názvů skupin letadel. Tak například: Letoun je motorové letadlo těžší vzduchu s nepohyblivými nosnými plochami.

Základní společné znaky jednotlivých skupin jsou následující:

*Letadla lehčí vzduchu* překonávají zemskou tíží aerostatickým vztlakem a k dopřednému pohybu používají proudění vzduchu (balóny) nebo zdroj tahové síly, kterým je motor s vrtulí (vzducholodi). Aerostatický vztlak těchto letadel je podle Archimédova zákona roven rozdílu tíhy vzduchu vytlačeného letadlem a tíhy naplněného plynu (plyn zde neuvažován jako část letadla).



*Bezmotorová letadla těžší vzduchu s nepohyblivými nosnými plochami* překonávají zemskou tíži aerodynamickým vztlakem, který vzniká na nosných plochách nepohyblivě spojených s ostatní konstrukcí letadla. Dopředný klouzavý pohyb je způsoben složkou vlastní tíhy letadla a je podmínkou vzniku aerodynamického vztlaku.

Tato letadla se podle konstrukčního provedení člení na *závěsné kluzáky*, které nemají přistávací zařízení (pilot přistává na vlastní nohy) a *větroně*. Pro větroně se v dnešní době začíná používat název „kluzák“. Tento název se dříve používal pro letadla uváděné skupiny, která měla větší klesavost a tím omezenější možnosti ve využívání stoupavých vzdušných proudů.

Na obr. 1/1 má toto letadlo pojmenování „klasický kluzák“. Kluzákem se zároveň označují všechna bezmotorová letadla těžší vzduchu s aerodynamickým vztlakem a dopředným pohybem vlivem složky vlastní tíhy, tedy tato i následující skupina.

*Bezmotorová letadla těžší vzduchu s rotujícími nosnými plochami (rotorové kluzáky)* se pohybují dopředu rovněž klouzavým pohybem vlivem dopředné složky své tíhy. Odporem vzduchu při pohybu jsou roztáčeny a udržovány v rotačním pohybu nosné plochy zvané rotor. Na rotujících nosných plochách vzniká aerodynamický vztlak. Ke vzletu rotorových kluzáků se používá vlečných vozidel, člunů a navijáků.

*Letouny* konají dopředný pohyb vlivem tahové síly vyvozované pohonnou soustavou, jejíž hlavní částí je motor. Na nepohyblivé nosné ploše letounu vzniká při dopředném pohybu aerodynamický vztlak sloužící k překonávání zemské tíže.

*Vrtulníky a vírníky* jsou motorová letadla těžší vzduchu s rotujícími nosnými plochami zvanými rotor. Aerodynamický vztlak vzniká na rotoru při jeho otáčení. U vrtulníků je rotor poháněn motorem a dopředný pohyb vzniká působením složky aerodynamické síly rotoru. U vírníků je motorem poháněna vrtule. Její tahová síla je příčinou dopředného pohybu, při kterém je odporem vzduchu otáčen rotor.

*Letadla se smíšenými nosnými plochami* využívají k letu pevných a rotujících nosných ploch.

*Letadla těžší vzduchu bez nosných ploch* překonávají zemskou tíži a konají dopředný pohyb účinkem tahu mo-



torů. Postavené létající motorové plošiny slouží k funkčnímu ověření způsobu vzletu kolmo startujících proudových letounů.

Princip vzniku vztlaku na nosné ploše, princip dopředného pohybu vlivem tahu nebo vlivem složky vlastní tíhy a některé nové pojmy z letecké terminologie jsou blíže vysvětleny v kapitole 2 a 3.

### 1.2.2. DALŠÍ DĚLENÍ LETADEL

Z mnoha dalších dělení letadel uvedeme v této kapitole dělení letadel podle účelu, podle použitého pohonu a podle uspořádání částí letadla.

Podle účelu použití dělíme letadla na vojenská (stíhací, bombardovací, stíhací-bombardovací, transportní, průzkumná, cvičná atd.) a civilní. Civilní letadla členíme na dopravní (osobní, nákladní), sportovní (cvičná, akrobatická, turistická, vlečná, výsadková, víceúčelová), zemědělská a pro zvláštní účely (sanitní, záchranná atd.).

Podle použitého pohonu rozeznáváme letadla vrtulová (s pístovým motorem, s turbovrtulovým motorem), trysková neboli reaktivní (proudová, raketová) a letadla se smíšeným pohonem (s kombinací různých pohonných jednotek).

Podle uspořádání nosných ploch (nosné soustavy), trupu, ocasních ploch a přistávacího zařízení letadel rozeznáváme jednoplošníky, dvouplošníky, víceplošníky; dolnoplošníky, středoplošníky, hornoplošníky; jednotrupá, dvoutrupá letadla a samokřídla; letadla s jednoduchou, dvojitou a trojitou svislou ocasní plochou; pozemní letadla, vodní letadla a obojživelná letadla.

V dalších částech 1. kapitoly se budeme zabývat sportovními jednomotorovými vrtulovými letouny a větroni klasického uspořádání a soustředíme se především na letouny. Letouny a větrone jsou si v mnohém podobné vnějším uspořádáním svých hlavních částí, jejich konstrukčním provedením i způsobem údržby. Na rozdíly mezi letouny a větroni bude poukazováno.



## 1.3. HLAVNÍ ČÁSTI A KONSTRUKČNÍ SKUPINY SPORTOVNÍCH LETOUNŮ A VĚTROŇŮ

Členění sportovního jednomotorového vrtulového letounu klasického uspořádání, dále jen letounu, členění větroňe a umístění hlavních částí a konstrukčních skupin obou letadel je patrné z obr. 1/2 a 1/3.

### 1.3.1. HLAVNÍ ČÁSTI A KONSTRUKČNÍ SKUPINY LETOUNU

Hlavními částmi letounu jsou drak, pohonná soustava a výstroj.

*Drak* letounu se skládá z nosné soustavy, trupu, ocasních ploch, řízení a přistávacího zařízení. *Nosná soustava* slouží k vytvoření vztlaku a její součástí jsou křídélka, která umožňují pohyb letounu kolem podélné osy (klonění). *Trup* spojuje všechny části draku v jeden celek, slouží k umístění osádky, převážné části výstroje, k připevnění motoru s vrtulí na letoun a k umístění větší části příslušenství pohonné jednotky. Na *ocasních plochách* vzniká větší část aerodynamických sil nutných ke stabilitě letounu a k řízení letounu. Částí draku nazývanou *řízením letounu* jsou vychylována kormidla na ocasních plochách (výškovka, směrovka) a na křídlech (křídélka). Výchyly kormidel jsou příčinou vzniku aerodynamických řídicích sil. Řízením jsou dále ovládány prostředky pro zvýšení vztlaku (vztlakové klapky), vyvažovací plošky, přitěžovací plošky, brzdy podvozku, případně přistávací zařízení. *Přistávací zařízení* umožňuje letounu vzlet, přistání a pohyb po zemi.

*Pohonná soustava* je energetickým zdrojem dopředného pohybu letounu. Na *pohonné jednotce* vzniká tahová síla, *příslušenství pohonné jednotky* umožňuje uchycení motoru na drak, zakrytování motoru, uložení a dodávku paliva do motoru, mazání motoru, přívod vzduchu pro vytvoření pracovní výbušné směsi, odvod zplodin hoření a chlazení motoru a agregátů pohonné soustavy. Příslušenství dále umožňuje spuštění motoru, ovládání běžícího motoru, ovládání vrtule a hašení eventuálního požáru motoru. Blíže o příslušenství viz část 1.5 a 1.6.2.



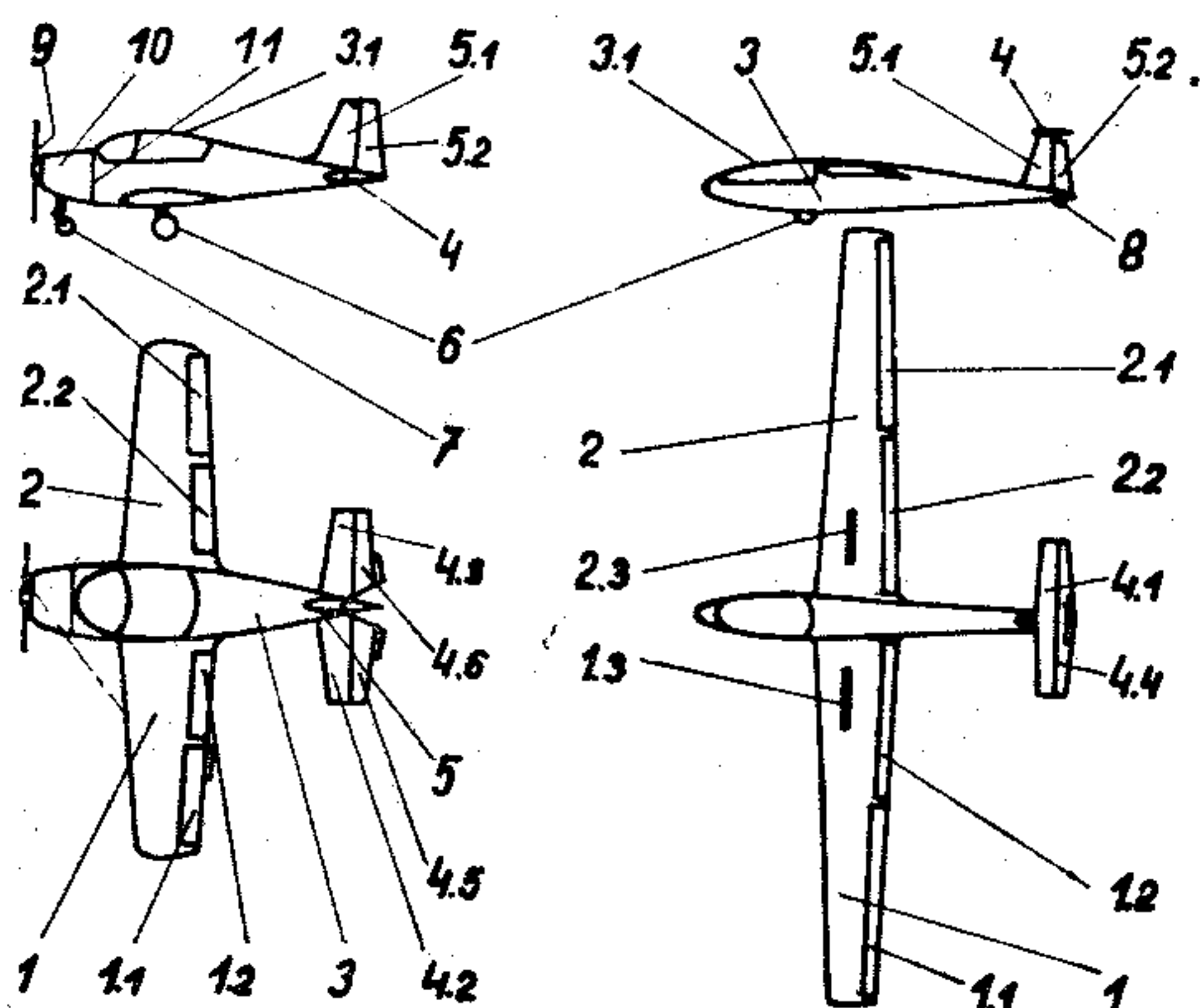
- Společné pro letoun i větroně
- Přísluší pouze letounu
- Přísluší pouze větroně

- (1) U větroně součástí draku
- (2) Zahrnuti zároveň do elektrické výstroje

Obr. 1/2. Hlavní části a konstrukční skupiny sportovního letounu a větroně



Výstroj letounu zajišťuje bezpečnost osádky a letu, pohodlí osádky a plnění letového úkolu. *Draková část výstroje* z uvedených hledisek dotváří konstrukci draku. Sedáčka slouží k umístění osádky, na palubní desce jsou umístěny přístroje a část ovladačů, větrání a vytápění zajišťuje potřebné klimatické podmínky. Vlečné zařízení umožňuje vzlet větroňů a výšková dýchací výstroj výško-



Obr. 1/3. Klasické uspořádání hlavních částí jednomotorového sportovního letounu a větroně

1 — levé křídlo; 1.1 — levé křídélko; 1.2 — levá vztlaková klapka; 1.3 — levá aerodynamická brzda; 2 — pravé křídlo; 2.1 — pravé křídélko; 2.2 — pravá vztlaková klapka; 2.3 — pravá aerodynamická brzda; 1 a 2 — křídlo, nosná plocha; 3 — trup; 3.1 — kryt kabiny; 4 — vodorovná ocasní plocha; 4.1, 4.2 a 4.3 — stabilizátor; 4.2 — levý stabilizátor; 4.3 — pravý stabilizátor; 4.4, 4.5 a 4.6 — výškovka; 4.5 — levá výškovka; 4.6 — pravá výškovka; 5 — svislá ocasní plocha; 5.1 — kýlovka; 5.2 — směrovka; 6 — hlavní podvozek; 7 — příďový podvozek; 8 — záďový podvozek; 9 — vrtule; 10 — motor; 11 — motorové kryty

vé lety. *Elektrická výstroj* obsahuje zdroje elektrické energie, zabezpečuje spouštění a zapalování motoru, zahrnuje vnější a vnitřní osvětlení letounu a napájí agregáty rádiové výstroje. *Rádiová výstroj* umožňuje spojení osádky se zemí a s jinými letadly, případně usnadňuje dorozumívání mezi členy osádky jednoho letounu. *Přístrojová výstroj* obsahuje palubní letadlové přístroje pro kontrolu letadla a letu. *Záchranná a zdravotní výstroj* zabezpečuje osádku při mimořádných letových situacích. Některé

části popisované výstroje jsou nutné pro každý letoun, jiné na letounu být nemusí. Je to dáno konkrétním typem letounu (jeho účelem a velikostí) a konkrétním letovým úkolem.

### 1.3.2. HLAVNÍ ČÁSTI A KONSTRUKČNÍ SKUPINY VĚTRONĚ

Hlavními částmi větroně jsou drak a výstroj. Členění těchto částí je srovnatelné s obdobným členěním letounu a je patrné z obr. 1/2 a 1/3.

Větroň nemá ve srovnání s letounem pohonnou soustavu.

Členění *draku* větroně je shodné s členěním draku letounu. Draky obou letadel se od sebe liší částečně vnějším tvarem, částečně konstrukčním provedením a někdy materiálem konstrukce. Nosná soustava větroně mívá navíc aerodynamické brzdy. Do konstrukce trupu jsou zastavěny závěsy pro start větroně navijákem nebo vlekem za letounem. Řízení obsahuje ovládání vypínání těchto závěsů a ovládání aerodynamických brzd.

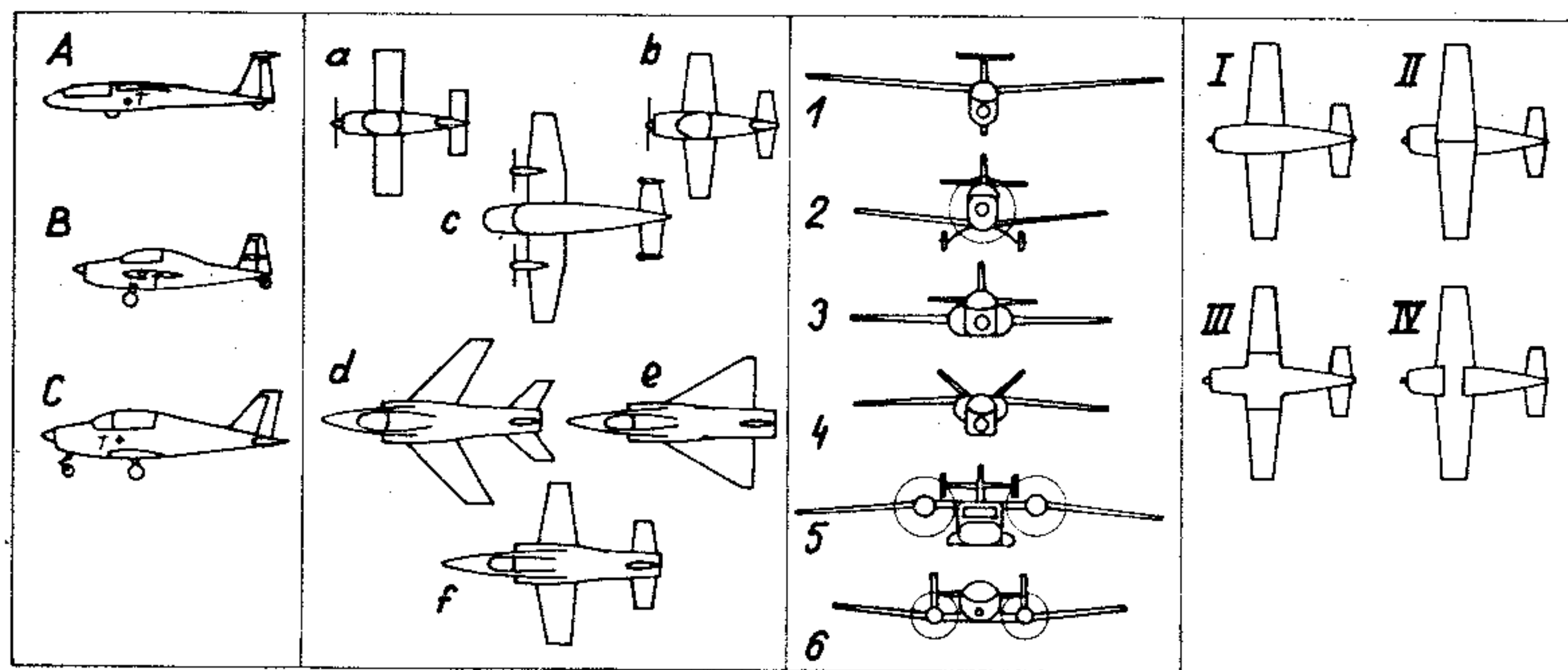
*Výstroj* větroně je méně objemnější než výstroj letounu. Elektrická, rádiová a přístrojová výstroj obsahuje nejnutnější neelektrické letecké přístroje, případně malou rádiovou stanici a v tom případě jednoduchou elektrickou instalaci pro její napájení. Draková výstroj nemá vytápění. Vlečné zařízení je součástí draku a řízení. Navíc mívají větroně vodní instalaci pro zvýšení optimálních přeskokových rychlostí. Některé větroně jsou opatřeny brzdícím padákem. Aerodynamické brzdy a brzdící padák jsou prostředky pro zvýšení odporu větroně používané pro usnadnění rozpočtu na přistání, ke zkrácení přistání a k omezení rychlosti střemhlavého letu.



## 1.4. DRAK

### 1.4.1. NOSNÁ SOUSTAVA

Vnější uspořádání nosné soustavy se nazývá *konceptí nosné soustavy*. Koncepte je tedy dána počtem nosných ploch, dělením nosné soustavy na křídla, výškovým umístěním křídel vzhledem k trupu, půdorysným tvarem křídla, profily křídla a geometrickými charakteristikami křídla (rozpětí, plocha, štíhlost, zúžení, úhel šípu, úhel vzepětí a úhel zkroucení; viz 2.5.1.). Nejběžnějšími koncep-



Obr. 1/4. Základní koncepční provedení nosné soustavy

*Tvar a uspořádání ocasních ploch*

*Uspořádání přistávacího zařízení*

Výškové uspořádání křídel: A — hornoplošné; B — středoplošné;  
C — dolnoplošné

Půdorysný tvar křídel: a — obdélníkový; b — lichoběžníkový; c — složený (lichoběžník a obdélník); d — šípový s kladným úhlem šípu; e — trojúhelníkový (delta); f — přímé křídlo s malou tloušťkou a malou štíhlostí

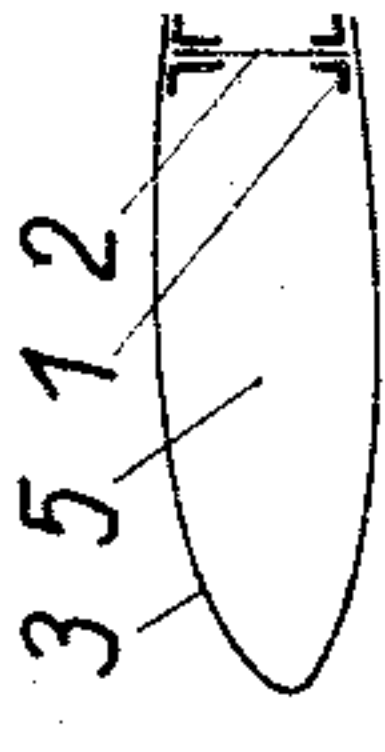


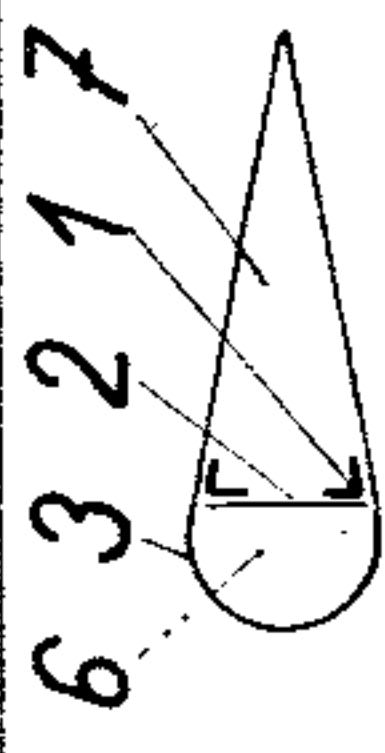
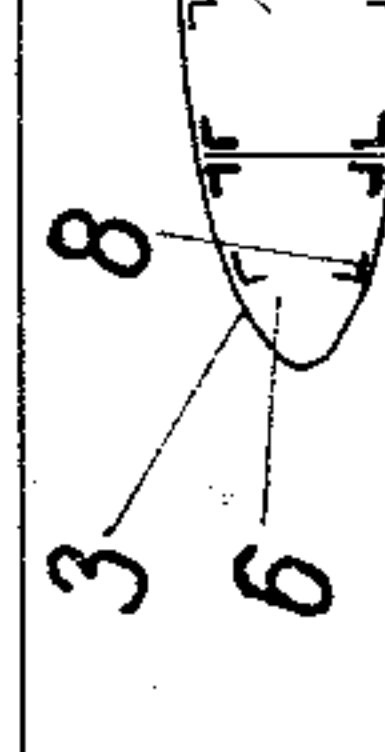
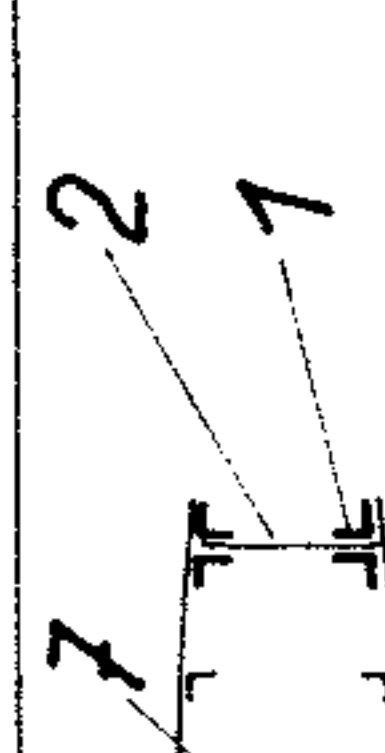
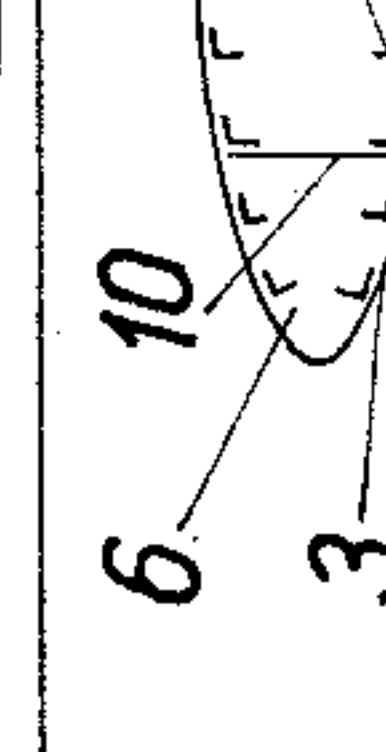
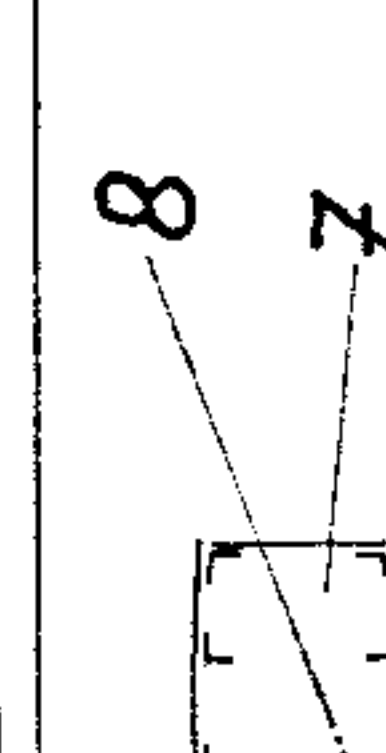

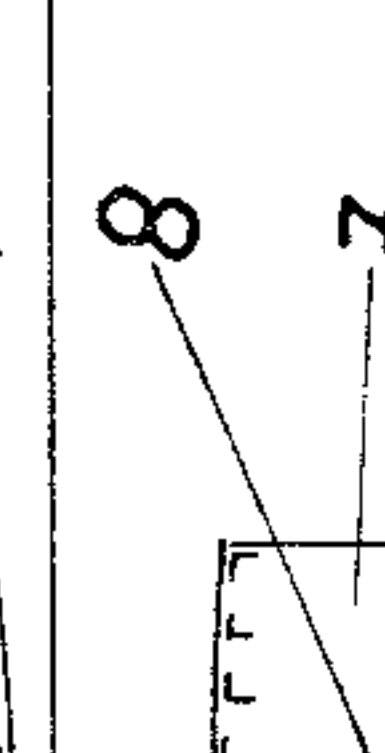
Úhel vzepětí křídla: 1, 2 — kladný; 3 — nulový; 4 — záporný; 5 — efektivní záporný; 6 — efektivní kladný

Místo uchycení křídel: I — u trupu; II — v ose symetrie trupu; III — v místě centroplánu; IV — průběžné křídlo

Tvar ocasních ploch: a — obdélníkový; A, B, b, c, f — lichoběžníkový; C, d — šípový

Uspořádání ocasních ploch: A, B, 5 — VOP umístěná na SOP; C — VOP na trupu; A, B, C — jednoduchá SOP; 6, c — dvojitá SOP; 5 — trojitá SOP; 4 — sdružené (motýlkové) ocasní plochy; e — ocasní plochy bez VOP

Uspořádání přistávacího zařízení: A, B — přistávací zařízení se zádo-  
vým podvozkem; C — přistávací zařízení s předovým podvozkem;  
A, 1 — jednostopé přistávací zařízení

Název konstrukce	Schéma příčného řezu konstrukce		Zachycení namáhání od kolmého zatížení			Poznámka
	Křídlo, stabilizátor, kylovka	Křídélko, výškovka, směrovka	Ohyb	Posouvající síla	Kрут	
Nosníková s potahem nosným ve smyku			Pásnice, nosníku Potah v místě pásnice	Stojiny nosníků	Potah nosný ve smyku a stojiny nosníků (dutiny - torzní skříně)	Potah pos. 4 rozvádí pouze vzdušné zatížení. Eventuelní podélníky nejsou průběžné po celém rozpětí křídla
			Pásnice nosníku Podélníky. Potah v místě podélníku a pásnice			Průřez pásnic větší než průřez podélníků. Podélníky průběžné po celém rozpětí.
Poloskořepinová			Podélníky Potah v místě podélníků		Potah a stojiny (dutiny - torzní skříně)	Podélníky průběžné po celém rozpětí
			Podélníky Potah	Stojiny		Potah hustě vyztužen. Podélníky průběžné po celém rozpětí.
Skorořepinová			Třívrstvý potah (Sendvič)			Sendvič složený z vnějšího potahu, vnitřního potahu a výplně.

Obr. 1/5. Základní dělení tenkostěnných konstrukcí křídel a ocasních ploch

1 — pásnice nosníku; 2 — stojina nosníku; 1 a 2 — nosník; 3 — potah nosný ve smyku (tuhý); 4 — potah nosný pouze v tahu (plátěný); 5 — dutina (torzní skříň); 6 — přední dutina; 7 — zadní dutina; 8 — podélník (podelná výztuha); 9 — třívrstvý potah; 10 — stojina



čnými znaky nosných soustav sportovních letounů a větroňů je použití jedné nosné plochy složené z levého a pravého křídla s dělením křídel v místě trupu, případně v místě centroplánu. Centroplán je konstrukční nadstavba trupu mající tvar křídla, z hlediska aerodynamiky započítávaná do nosné plochy. Křídla jsou umístěna na spodní nebo horní straně trupu a mají obdélníkový nebo lichoběžníkový tvar, případně tvar složený z obdélníku a lichoběžníku. Křídla mají kladný úhel vzepětí. Méně je používáno středokřídlé uspořádání a téměř vůbec ne eliptický půdorysný tvar křídel. Používané koncepce nosných soustav jsou znázorněny na obr. 1/4.

Zvolená koncepce nosné soustavy je výsledkem plnění aerodynamických, pevnostních, tuhostních, konstrukčních, výrobních, hmotnostních a provozních požadavků, o kterých bude pojednáno v části 1.7.

Vnitřní uspořádání a provedení nosné soustavy se nazývá *konstrukcí nosné soustavy*. Konstrukci křídla je věnována následující část.

#### 1.4.1.1. KŘÍDLO

Křídlo je sestaveno ze základní konstrukce, na kterou je zavěšeno křídélko a vztlaková klapka. Křídlem je nazýván jednak tento celek (někdy označován jako křídlo sestavené), ale také základní konstrukce bez křídélka a vztlakové klapky. V této části budeme nazývat křídlem základní konstrukci bez křídélka a vztlakové klapky.

Křídlo je jako celek (sestavené křídlo) zatěžováno různými silami (bližší pojednání viz v kapitole 4). Zatížení křídla křídlo ohýbá, posouvá a krotí (namáhá ohybem, posuvem a krutem). Namáháním vznikají ohybové, smykové a krutové deformace křídla. Při těchto deformacích vznikají v konstrukci křídla vnitřní síly, které připustí pouze pro určitý stupeň deformace křídla. Mluvíme o zachycení namáhání křídla vnitřní konstrukcí a o přenosu zatížení do trupu.

Konstrukce křídla je tvořena *konstrukčními prvky*, které zajišťují pevnost a tuhost křídla (schopnost snášet zatížení bez poruchy a odolávat aeroelastickým jevům). V dnešní době jsou používány téměř výhradně *tenkostěnné konstrukce* křídel, v nichž je většina konstrukčních prvků tvořena dílci s tenkými stěnami. Hlavními konstrukčními prvky těchto konstrukcí jsou *nosníky, podélníky, žebra,*

*potah a závěsná kování.* Podle použití a uspořádání těchto prvků, čímž je prvkům dána funkce z hlediska zachycení a přenosu zatížení, dělíme tenkostěnné konstrukce na *nosníkové, nosníkové poloskořepinové, poloskořepinové a skořepinové.* Tyto konstrukce jsou schematicky znázorněny na obr. 1/5 i s uvedením funkce konstrukčních prvků při přenosu převážné části zatížení, která působí kolmo na půdorysnou plochu konstrukce. Potah navíc rozvádí s pomocí žebírek aerodynamické zatížení na celou konstrukci křídla. Žebra dále podepírají potah, stojiny a vytvářejí aerodynamický tvar křídla. Závěsná kování slouží k uchycení křídla na trup a k uchycení křídélek, vztlakových klappek, aerodynamických brzd, případně podvozku na křídlo. Dalšími konstrukčními prvky (konzolami, pákami, čepy, nanýtovacími maticemi, šrouby, maticemi, objímkami) jsou na konstrukci křídla uchyceny části příslušenství pohonné jednotky (nádrže, palivové potrubí), část výstroje a část řízení.

Podle toho, zda je spojení křídla s trupem provedeno uvnitř obrysu křídla, nebo částečně vně křídla pomocí vzpěr, rozeznáváme konstrukce *samonosné* (spojení uvnitř obrysu) a *s vnějším vyztužením.*

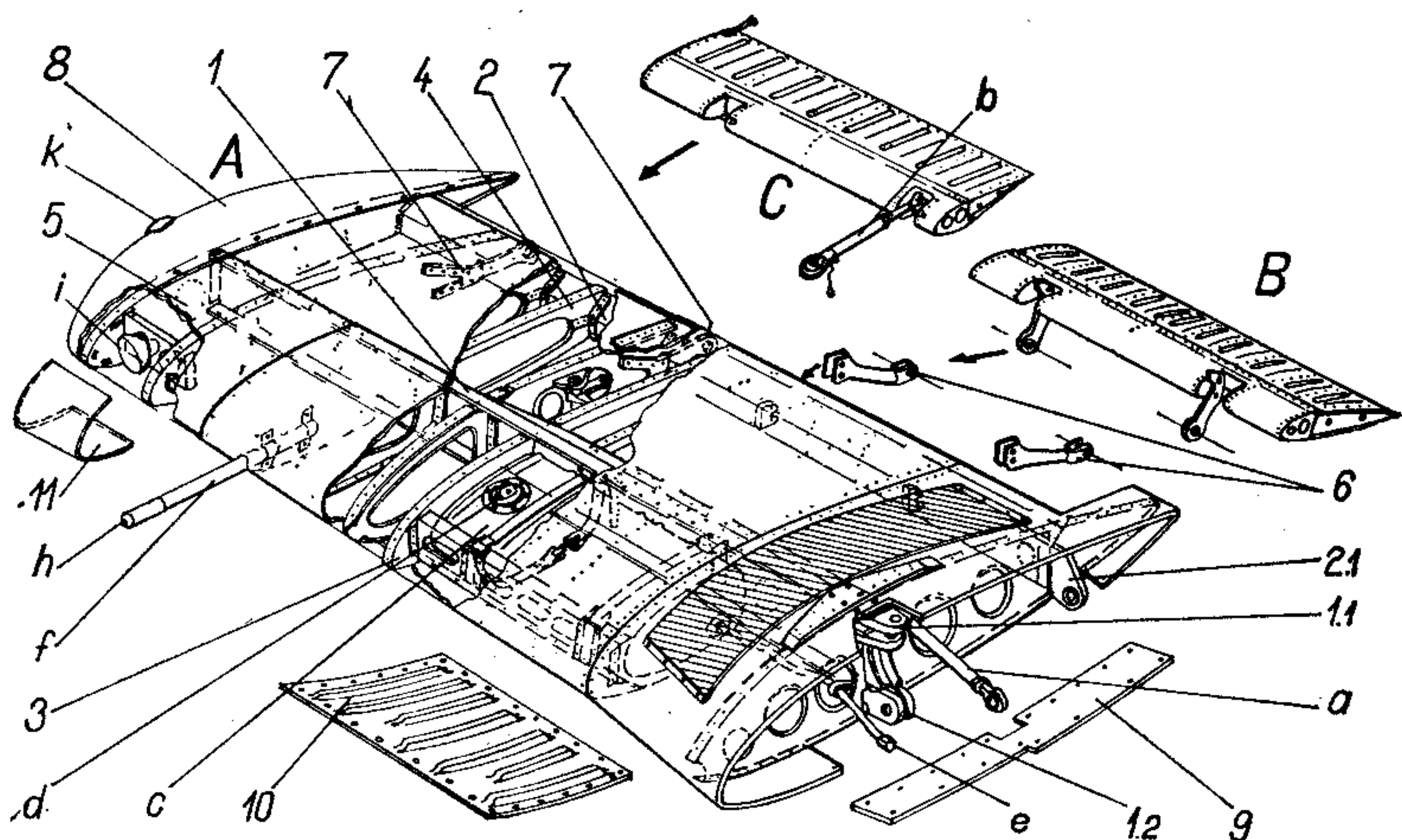
Podle počtu nosníků přenášejících ohyb až do místa trupu dělíme konstrukce na *jednonosníkové, dvounosníkové a vícenosníkové.* Ohyb je nosníkem přenášen pomocí pásnic jako podélné síly v horní a dolní pásnici nosníku. Nosník přenášející ohyb do trupu tedy poznáme podle toho, že má v místě horní a spodní pásnice spojovací kování s trupem. V případě průběžného nosníku nedělené nosné plochy (nosník probíhá trupem bez přerušování) má nosník přenášející ohyb minimálně dva závěsy s trupem, které jsou uchyceny převážně ke stojině nosníku.

Stojiny a potah nosný ve smyku vytvářejí dutiny (torzní skříně), které zachycují krut. Podle počtu dutin dělíme konstrukce na *jednodutinové, dvoudutinové a vícedutinové.*

Nejpoužívanější tenkostěnnou konstrukcí křídla sportovních letadel je v dnešní době *samonosná jednonosníková dvoudutinová konstrukce se zadním pomocným nosníkem* a dělením křídel v místě trupu nebo centroplánu. Kovové provedení této konstrukce je znázorněno na obr. 1/6. Provedení některých konstrukčních prvků je schematicky znázorněno na obr. 1/7, 1/8 a 1/9. O funkci jednot-



livých prvků jsme se již zmínili. Dále je možné dodat, že pásnice nosníků mění svůj průřez po rozpětí křídla.



Obr. 1/6. Jednonosníková dvoudutinová konstrukce křídla

A — Základní konstrukce křídla: 1 — hlavní nosník; 1.1 — horní závěs křídla; 1.2 — dolní závěs křídla; 2 — pomocný nosník; 2.1 — zadní závěs křídla; 3 — přední žebro; 4 — střední žebro; 5 — potah; 6 — závěs vztlakové klapky; 7 — závěs křídélka; 8 — okrajový (koncový) oblouk; 9 — kryt závěsů; 10 — kryt nádrže; 11 — kryt přistávacího světloometu;

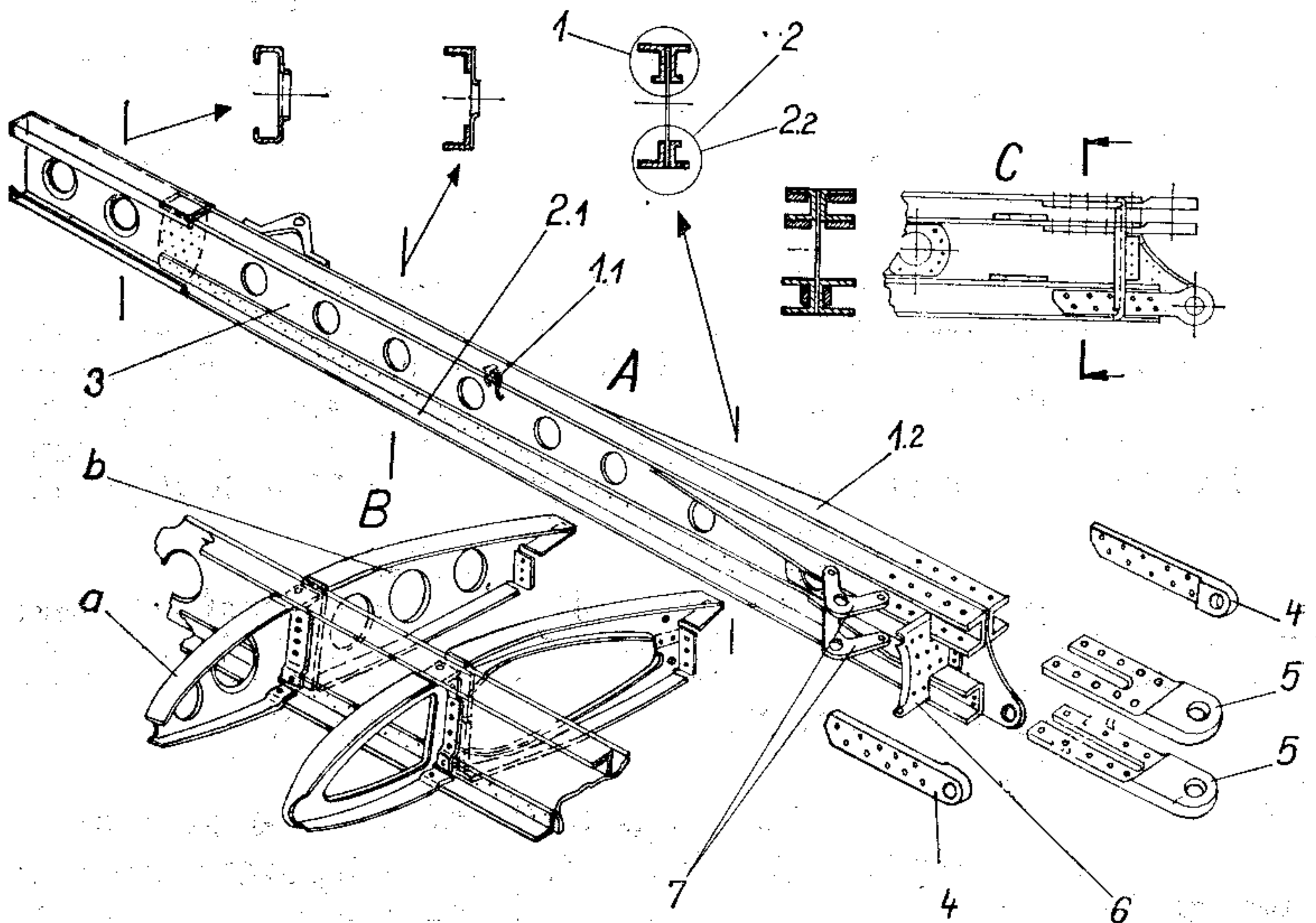
B — Vztlaková klapka; C — Křídélko

Části řízení, pohonné jednotky a výstroje: a — táhlo řízení křídélek; b — táhlo křídélka; c — palivová nádrž; d — nalévací hrdlo; e — palivové potrubí; f — držák Pitotovy trubice; h — Pitotova trubice; i — přistávací světlo; k — polohové světlo

Toho je dosaženo obrobem profilů pásnice a kombinováním různých profilů po délce nosníku. Spojení profilů pásnice je provedeno s dostatečným přesahem a s pozvolnou změnou průřezu pásnice. Koncová část pásnice nosníku bývá vytvořena lemem stojiny nosníku. Stojina bývá rovněž nadstavována s dostatečným přesahem v místě spojení. Ve stojině jsou odlehčovací olemované otvory, které usnadňují nýtování. Hlavní a pomocný nosník se liší velikostí a průběhem průřezu pásnic a především spojovacím kováním. Pásnice pomocného nosníku jsou menší hlavně v místě trupu. Případné podélné výztuhy nosníkové konstrukce pouze vyztužují smykově potah a nejsou

průběžné po celé délce křídla. Jednotlivé konstrukční prvky a jejich detaily jsou spojeny nýtováním, závěsy jsou přinýtovány, přišroubovány, nebo je použito obou způsobů současně. Spojení závěsů křídla se závěsy trupu je provedeno závěsnými čepy pojištěnými proti vypadnutí. Kování a závěsné čepy bývají ocelové, menší kování a ostatní konstrukční prvky bývají duralové.

Dřevěné tenkostěnné nosíkové konstrukce jsou funkčně složeny ze stejných konstrukčních prvků. Na jejich výrobu je však použito dřeva. Stojiny nosníků, žeber a potah jsou vyrobeny z překližky, pásnice nosníků jsou lamelovány (slepeny z několika tenčích vrstev dřeva), pásnice žeber a podélníky bývají vyrobeny z lišt. Jed-



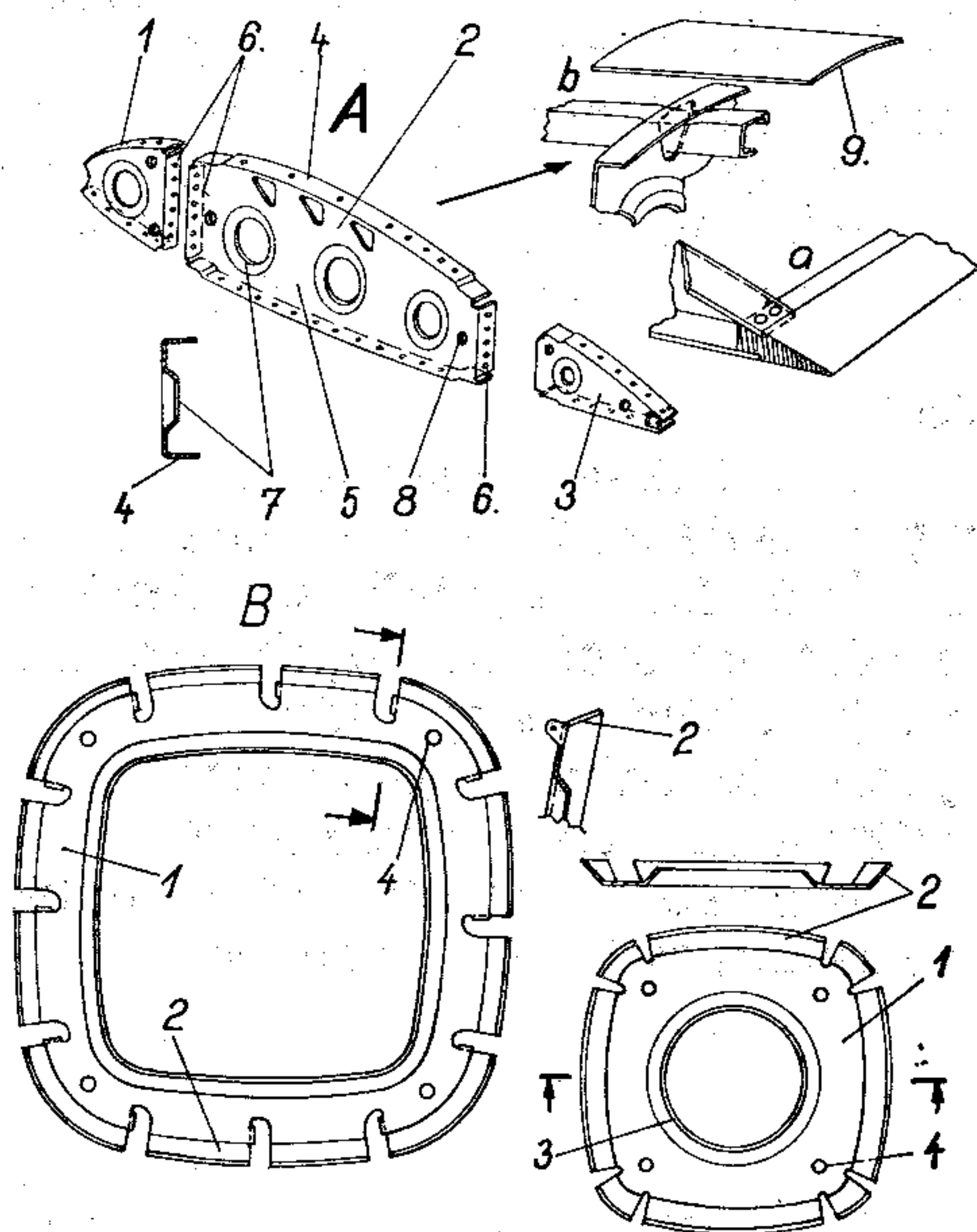
Obr. 1/7. Konstrukce hlavního nosníku křídla

A — Hlavní nosník křídla: 1 — horní pásnice; 1.1 — přední profil horní pásnice; 1.2 — zadní profil horní pásnice; 2 — spodní pásnice; 2.1 — přední profil spodní pásnice; 2.2 — zadní profil spodní pásnice; 3 — stojina nosníku; 4 — příložka spodního závěsu křídla; 5 — příložka horního závěsu křídla; 6 — příložka krajního žebra; 7 — závěsné kování páky řízení křidélek

B — Spojení žeber s nosníkem: a — přední (náběžné) žebro; b — zadní žebro

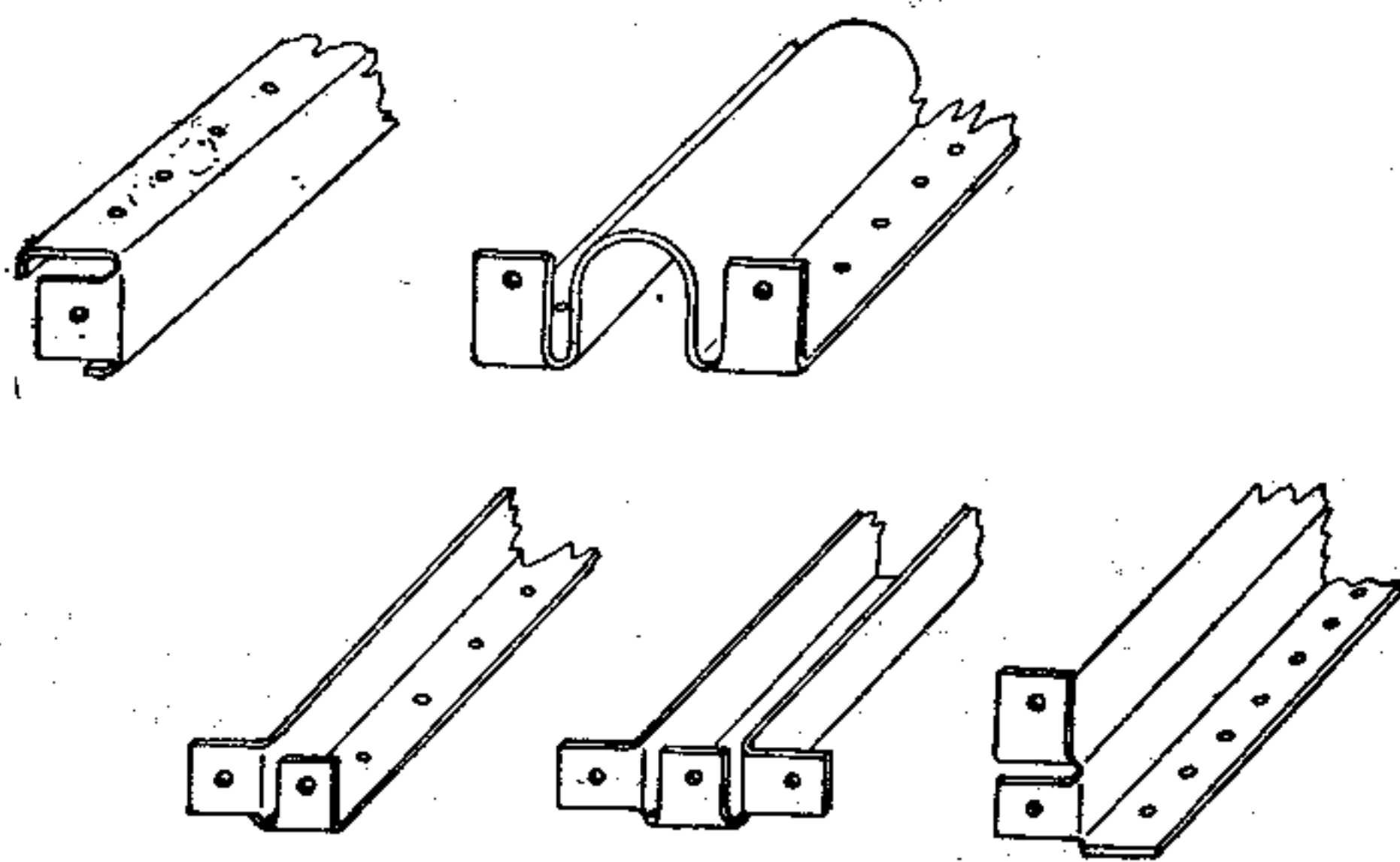
C — Spojení závěsu křídla s nosníkem





Obr. 1/8. Schéma žebra a přepážky

- A — Žebro: 1 — přední žebro; 2 — střední žebro; 3 — zadní žebro;  
 4 — pásnice žebra; 5 — stojina žebra; 6 — lem žebra; 7 — odlehčovací otvor; 8 — technologický otvor;  
 a — spojení žebra s odtokovou lištou; b — průchod podélné výztuhy žebrem; 9 — potah
- B — Přepážka: 1 — stěna přepážky; 2 — lem přepážky; 3 — odlehčovací otvor; 4 — technologický otvor



Obr. 1/9. Tvary podélných výztuh

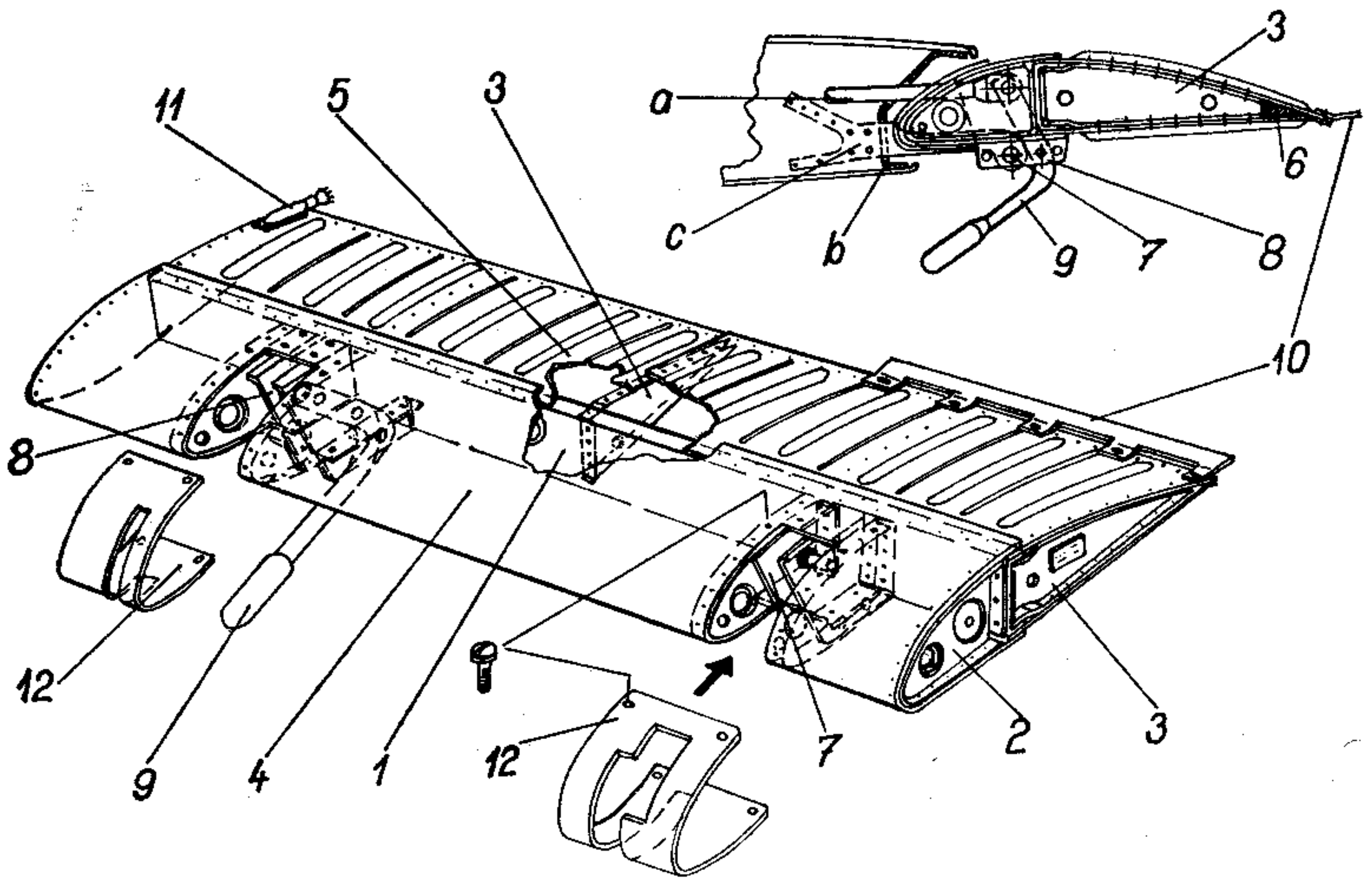
notlivé prvky jsou spojeny lepením. Ocelová kování jsou připevněna k dřevěné konstrukci šrouby. Potah bývá místo podélníky vyztužen přilepenou pěnovou hmotou.

Při stavbě větroňů se ve větší míře než u sportovních letounů používají skořepinové konstrukce, v poslední době laminátové skořepinové konstrukce.

#### 1.4.1.2. KŘIDÉLKO

Křidélka jsou umístěna v obryse křídel na jejich vnějších odtokových částech. Po konstrukční stránce jsou křidélka samostatné části otočně zavěšené na základní konstrukci křídla pomocí závěsných kování. Z hlediska řízení letounu jsou křidélka společně s výškovkou a směrovkou nazývána hlavními orgány řízení. Princip řízení letounu křidélky je uveden v části 3.3.2.2.

Nejčastěji používanou konstrukcí křidélek je jedno-  
nosníková dvoudutinová nebo jednonosníková jednoduti-



Obr. 1/10. Jednonosníková dvoudutinová konstrukce křidélka  
 1 — nosník; 2 — přední žebro; 3 — zadní žebro; 4 — přední potah;  
 5 — zadní potah; 6 — odtoková lišta; 7 — závěs křidélka a táhla  
 ovládní; 8 — závěs křidélka a hmotového vyvážení; 9 — hmotové  
 vyvážení; 10 — vyvažovací ploška stavitelná na zemi; 11 — vybíječ  
 statické elektřiny; 12 — kryt závěsu;  
 a — táhlo křidélka; b — zadní nosník křídla; c — závěsné kování  
 křídla



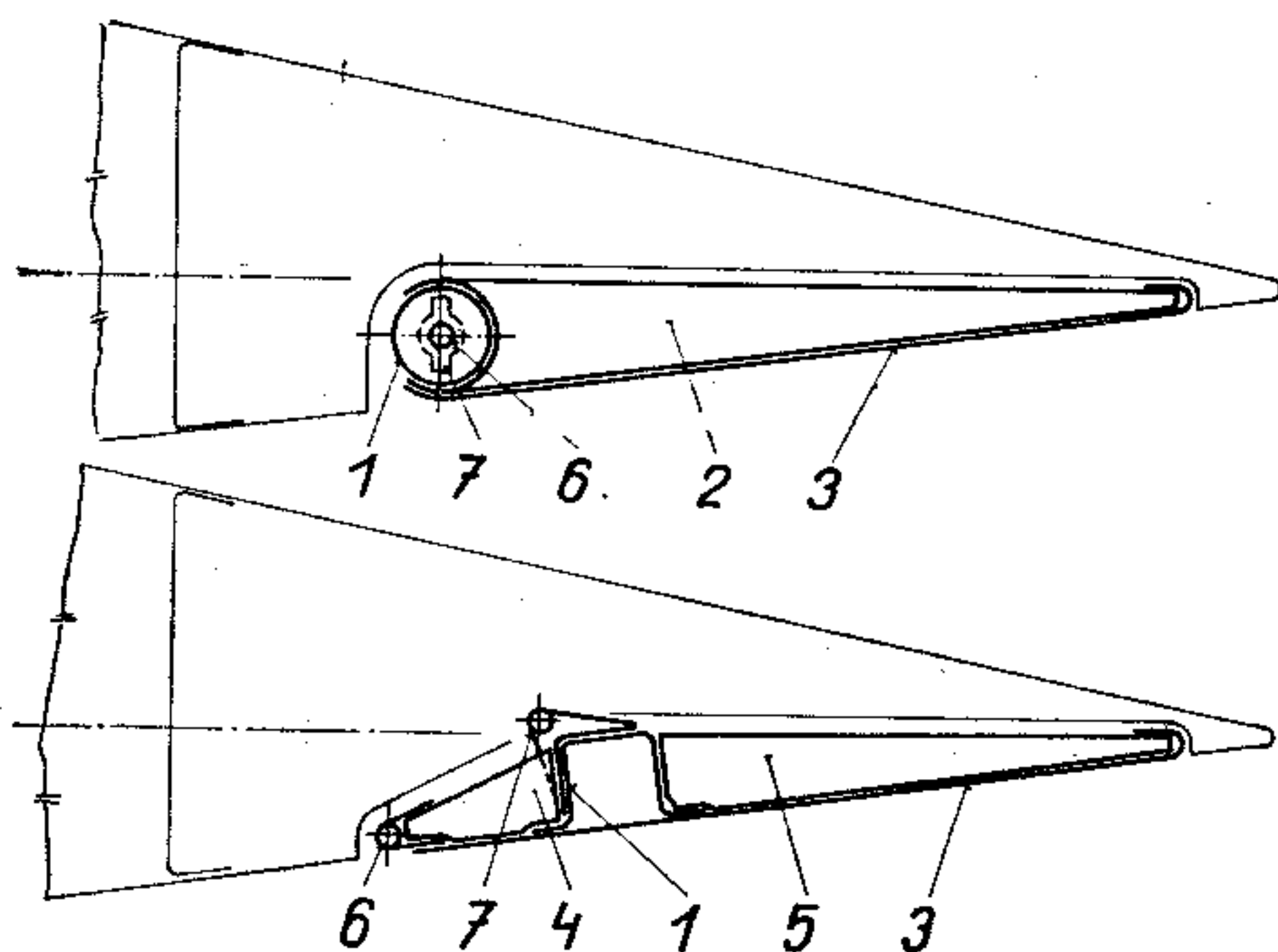
nová konstrukce. Kovové provedení dvoudutinové konstrukce je znázorněno na obr. 1/10, schéma je na obr. 1/5. Hlavními konstrukčními prvky této konstrukce jsou nosník, žebra, odtoková lišta, potah nosný ve smyku a závěsná kování. Při srovnání s obdobnou konstrukcí křídla chybí pomocný nosník a podélné výztuhy potahu. Přední dutina je tvořena potahem a stojinou nosníku.

Zadní dutina je tvořena stojinou nosníku a potahem, který bývá v odtokové části snýtován s odtokovou lištou. Účel jednotlivých prvků je obdobný jako u křídla, namáhání je však zaváděno v místech závěsných kování do křídla. Vnější závěsné kování bývá uzpůsobeno pro upevnění hmotového vyvážení, jehož účelem je bránit vzniku aeroelastických jevů. Vnitřní závěsné kování bývá uzpůsobeno pro připojení táhla ovládání křídélka. Na vnější krajní žebro bývá přišroubován okrajový oblouk.

Provedením se jednotlivé konstrukční prvky podobají prvkům křídla, ale jejich nosné průřezy jsou podstatně menší. Odtoková lišta bývá tvořena duralovým plnostěnným profilem a bývá na ni přinýtována plechová vyvažovací ploška stavitelná na zemi.

#### 1.4.1.3. ZAŘÍZENÍ PRO ZVÝŠENÍ VZTLAKU

Zařízení pro zvýšení vztlaku je využíváno při vzletu a přistání. Na náběžnou část křídla jsou umísťovány sloty, sklopné nebo výsuvné náběžné hrany a odklápěcí nebo výsuvné náběžné klapky. Na kořenovou odtokovou část



Obr. 1/11. Schéma odklápěcí klapky

1 — nosník; 2 — žebro; 3 — potah; 4 — přední žebro; 5 — zadní žebro; 6 — závěs uchycení klapky; 7 — závěs ovládání klapky

křídla se umísťují vztlakové klapky. Vztlakovými klapkami je vybaven téměř každý letoun a větroň. Princip činnosti slotů a vztlakových klapek je vysvětlen v části 2.5.5. Na obr. 2/32 jsou znázorněny základní druhy vztlakových klapek. U sportovních letadel se používají šterbinové a odklápěcí klapky.

Konstrukce jednoduché, šterbinové a Fowlerovy klapky je podobná konstrukci křidélka a ocasních kormidel. Odpadá však hmotové vyvážení, okrajový oblouk a vyvažovací nebo odlehčovací ploška na odtokové hraně klapky.

Odklápěcí klapka bývá potažena potahem pouze na své spodní straně. Krutová pevnost klapky bývá zabezpečena použitím krutově tuhého trubkového nosníku nebo nosníku, který vytvoří dutinu po snýtování s potahem (obr. 1/11).

## 1.4.2. TRUP

Účel trupu je zřejmý z části 1.3.1. Vřetenovitý vnější tvar trupu je řešen s ohledem na dosažení co nejmenšího aerodynamického odporu při zajištění pohodlí pro osádku, cestující a náklad. Příčný řez trupu bývá zhruba kruhový, eliptický nebo n-úhelníkový. Z trupu vystupuje plynule obrys kabiny a motorových krytů. Plynuhé jsou rovněž přechody mezi trupem a ostatními částmi letadla.

Zatížení trupu je vysvětleno v kapitole 4. Zachycení ohybového, krouticího a posouvajícího namáhání trupu zajišťují konstrukční prvky. Podle použití určitého druhu těchto prvků a podle jejich uspořádání dělíme konstrukce trupu na tenkostěnné (nosníkové, nosníkové poloskořepinové, poloskořepinové, skořepinové), příhradové (neboli prutovinové) a smíšené (tenkostěnné s příhradovými).

Trup *smíšené konstrukce* je složen z několika částí různé konstrukce. Tyto části jsou spojeny v několika místech závěsným kováním v jeden celek. Přední příhradová část trupu smíšené konstrukce je znázorněna na obr. 1/14.

### 1.4.2.1. TENKOSTĚNNÁ KONSTRUKCE TRUPU

Hlavními konstrukčními prvky této konstrukce jsou pásnice (zvané také nosníky), podélníky potah, pře-



pážky a kování. Dělení tenkostěnných konstrukcí na základě uspořádání podélných prvků (pásnic a podélníků) je znázorněno na obr. 1/12.

Trupové pásnice mají tvar podélných výztuh křídla, ale jejich průřez je větší. Zastávají obdobnou funkci jako pásnice křídlových nosníků. Funkci stojin konstrukce křídla přebírá v trupu potah. Podélníky trupu a křídla jsou shodné tvarově i velikostí průřezů. Funkci křídlových žeber v trupu zastávají přepážky (obr. 1/8). Závěsnými kováními a konzolami jsou na trup uchyceny ostatní části letadla. V místě závěsných kování a výřezů do trupu je konstrukce zesílena.

Tenkostěnné trupové konstrukce mohou být kovové, dřevěné nebo laminátové. Část kovové nosníkové pološkořepiny je znázorněna na obr. 1/13. O dřevěných a laminátových konstrukcích platí totéž, co bylo řečeno v části 1.4.1.1.

#### 1.4.2.2. PŘÍHRADOVÁ (PRUTOVINOVÁ) KONSTRUKCE TRUPU

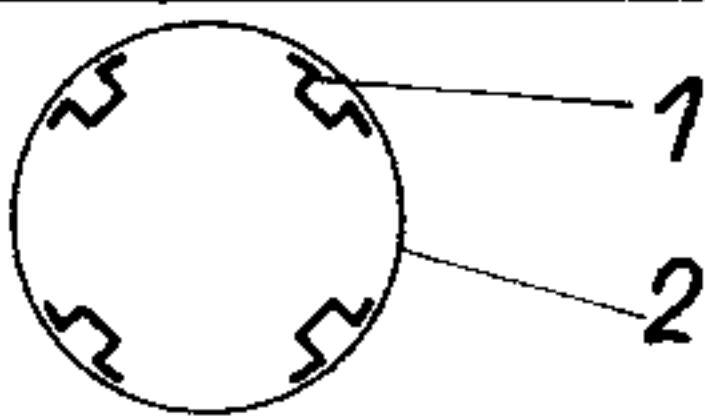
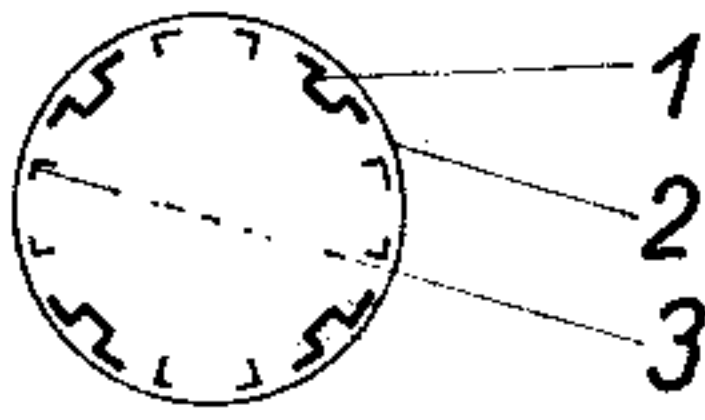
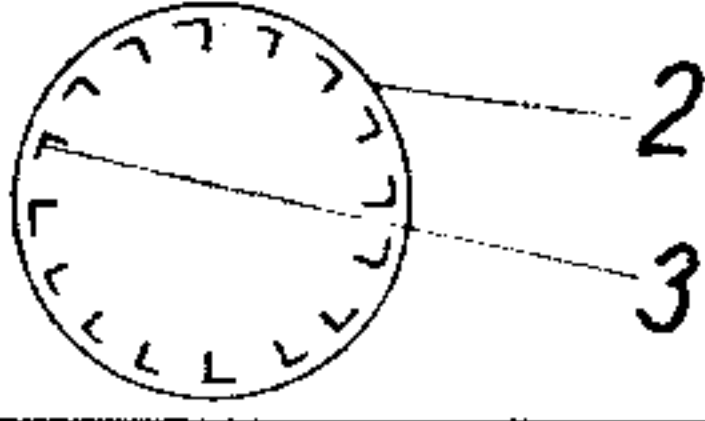
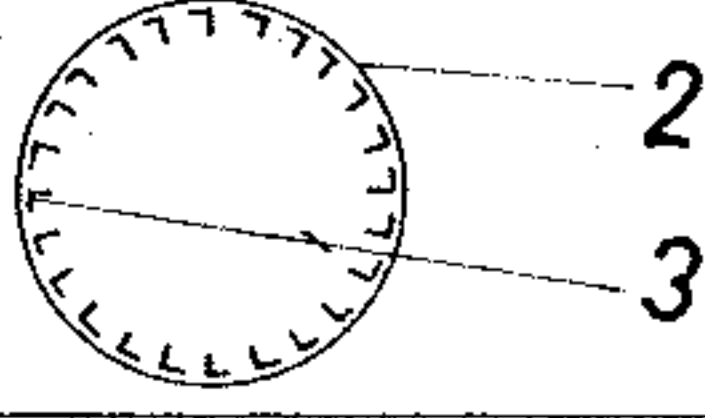
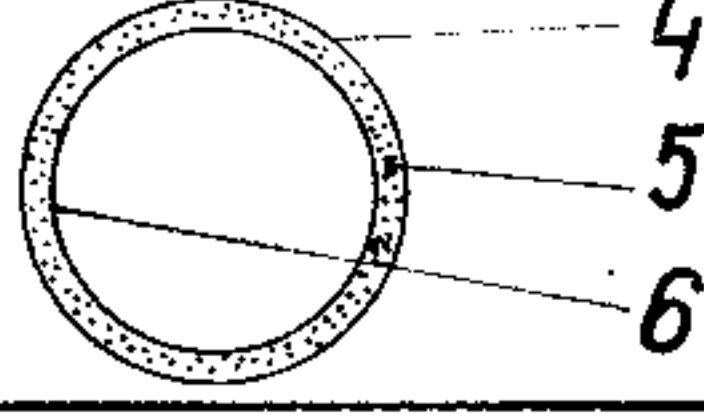
Konstrukce tohoto typu jsou převážně ocelové.

Základní nosnou částí této konstrukce je *kostra trupu*. Ta je tvořena prutovinou, na které jsou závěsy a konzoly. Prutovina je tvořena soustavou ocelových trubek (prutů) svařených navzájem ve styčnicích (uzlech). V příslušných styčnicích jsou s prutovinou svařeny závěsy, které mají obdobnou funkci jako závěsná kování tenkostěnných konstrukcí. Na prutovinu přivařené konzoly slouží k uchycení lehčích částí draku, výstroje a příslušenství pohonné jednotky.

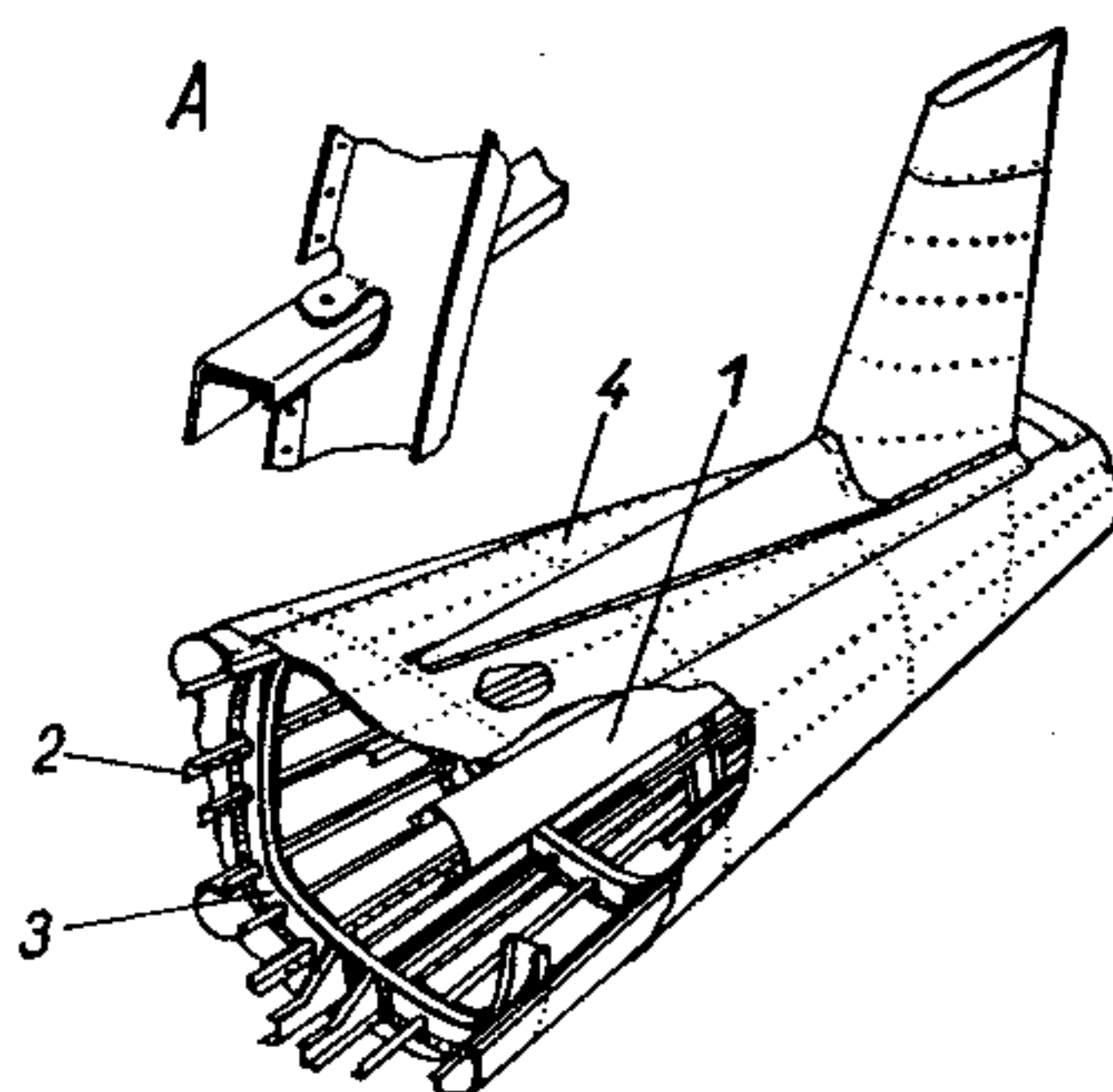
Na část konzol kostry trupu je přišroubována laminátová karosérie nebo připevněny lišty pro přišítkování plátěného potahu. *Karosérie* nebo *plátěný potah* vytvářejí aerodynamický tvar trupu a přenášejí na kostru trupu aerodynamické zatížení. Příhradová konstrukce části trupu je znázorněna na obr. 1/14.

#### 1.4.2.3. PROSTOR PRO OSÁDKU

V trupu letadla je vytvořen pomocí podlah, vnitřních krytů a krytu kabiny pilotní prostor (kabina). V tomto prostoru jsou kování a konzoly pro připevnění sedačky, palubní desky, pák ovládání pohonné jednotky, pro uchycení pák řízení, dalších ovladačů a pro uchycení ovládacích panelů.

Název konstrukce	Schéma příčného řezu konstrukce	Zachycení namáhání trupu	
		Ohyb	Posouvající síla a krot
Nosníková		Pásnice (nosníky) Část potahu v místě pásnic	Potah
Nosníková poloskořepinová		Pásnice (nosníky) Podélníky Část potahu v místě podélníků a pásnic	
Poloskořepinová		Podélníky Část potahu v místě podélníků	
Skořepinová		Podélníky Potah	
		Třívrstvý potah (sendvič)	

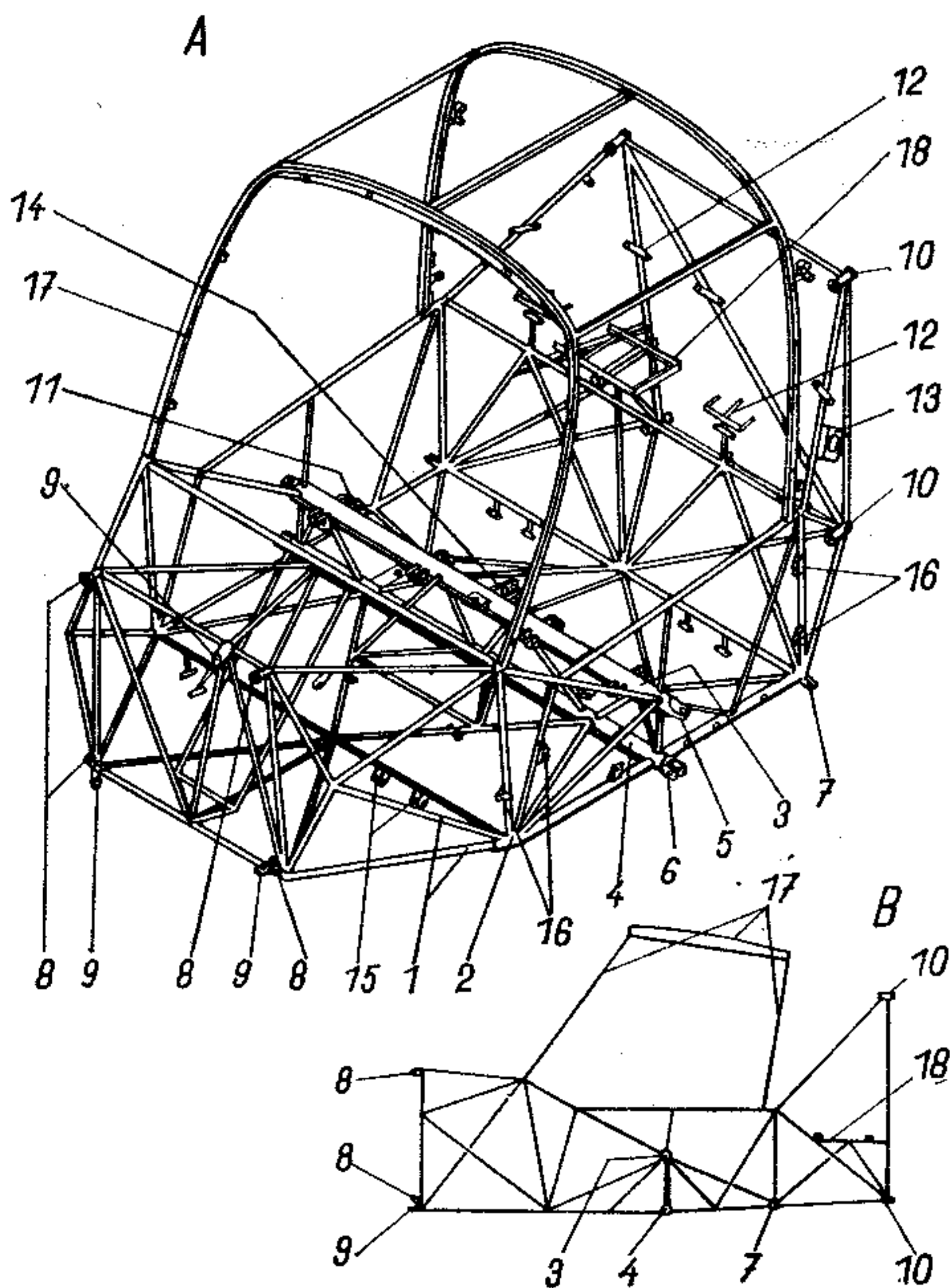
Obr. 1/12. Dělení tenkostěnných konstrukcí trupu  
 1 — pásnice (nosník); 2 — potah; 3 — podélník; 4 — vnější potah sendviče; 5 — výplň sendviče; 6 — vnitřní potah sendviče; 4, 5, 6 — třívrstvý potah - sendvič



Obr. 1/13. Nosníková poloskořepinová konstrukce trupu  
 1 — pásnice (nosník); 2 — podélná výztuha (průběžná); 3 — přepážka; 4 — potah  
 A — Spojení podélníku s přepážkou



Kryt kabiny chrání osádku před atmosférickými vlivy, před tlakem vzduchu při pohybu letadla a při převržení letadla. Většinou se skládá z pevné části a z části pohyblivě uchycené na tuto pevnou část nebo na trup (dveře, odklápěcí kryt, posuvný kryt). Uvedené části jsou tvořeny rámem a do něj upevněným zasklením z organického skla. Kryty kabiny bývají opatřeny větracími a nouzovými výhledovými okénky. Pohyblivé části krytu kabiny jsou uzpůsobeny pro rychlý nouzový odhoz. K němu slouží zabudované ovládání nouzového odhozu.



Obr. 1/14. Příhradová konstrukce přední části trupu

A — Prostorové znázornění konstrukce; B — Schematické znázornění konstrukce: 1 — prut; 2 — styčník (uzel); 3 — horní pásnice spojovacího nosníku křídel; 4 — spodní pásnice spojovacího nosníku křídel; 5 — horní závěs křídla; 6 — spodní závěs křídla; 7 — zadní závěs křídla; 8 — závěs motorového lože; 9 — závěs podvozku; 10 — závěs zadní části trupu; 11 — závěs sedačky; 12 — konzola podlahy zavazadel; 13 — konzola zásuvky vnějšího zdroje; 14 — konzola páky řízení výškovky; 15 — konzola akrobatické nádrže; 16 — konzola karosérie; 17 — rám kabiny; 18 — rám akumulátorové baterie

### 1.4.3. OCASNÍ PLOCHY

Z obr. 1/2 a 1/3 je patrné členění ocasních ploch na *vodorovnou ocasní plochu* (VOP) a *svislou ocasní plochu* (SOP). VOP má pevnou část — *stabilizační plochu* (stabilizátor) a pohyblivou část — *výškové kormidlo* (výškovku, VK). Kromě této klasické VOP se někdy používá *plovoucí vodorovná ocasní plocha*, která zastává funkci stabilizátoru i výškovky. Plovoucí VOP je tvořena jedinou plochou případně dělenou na levou a pravou část. Výškovým řízením je vychylována celá plovoucí VOP obdobně jako výškovka. SOP je tvořena pevnou částí — *kýlovou plochou* (kýlovkou) a pohyblivou částí — *směrovým kormidlem* (směrovkou, SK). Ocasní plochy se převážnou měrou podílejí na podélné a stranové stabilitě a říditelnosti letounu. Výškovka, případně plovoucí VOP, směrovka a křídélka jsou hlavními orgány řízení. Princip řízení letounu vychylováním kormidel a pojmy stabilita a říditelnost jsou vysvětleny v části 3.3.2. a 3.3.3.

Uspořádání ocasních ploch navzájem mezi sebou a vzhledem k trupu je patrné z obr. 1/4. Ocasní plochy bývají zpravidla na konci trupu. VOP bývají umístěny v různé výšce na trupu nebo na kýlovce. SOP bývají umístěny na trupu (jednoduchá SOP), na koncích stabilizátoru (dvojitá SOP), a případně na trupu a stabilizátoru (trojitá SOP). Půdorysný tvar ocasních ploch je obdobný jako u křídel a rovněž patrný z obr. 1/4 (obdélníkový, lichoběžníkový, šípový). VOP mívají nulové vzepětí a souměrný profil.

Kromě klasického uspořádání ocasních ploch existují sdružené ocasní plochy (motýlkové) zastávající funkci VOP i SOP (obr. 1/4-4). Letouny typu „kachna“ mají VOP umístěnou před křídlem a některé letouny s trojúhelníkovým křídlem mají pouze SOP (funkci VOP zastává křídlo).

#### 1.4.3.1. STABILIZAČNÍ A KÝLOVÁ PLOCHA

Konstrukce stabilizátoru a kýlovky je obdobná konstrukci křídla. Používají se převážně tenkostěnné samonosné jednonosníkové konstrukce s potahem nosným ve smyku (obr. 1/5). Konstrukce jsou dřevěné nebo kovové. Koncepce dělení stabilizátoru na levou a pravou část je obdobná jako u nosné plochy (obr. 1/4). Podobný je i způsob zavěšení těchto částí na trup. Provedení hlavního a

pomocného nosníku, žeber a závěsných kování stabilizátoru a kýlovky je také obdobné jako u křídla. Pomocný nosník však bývá umístěn převážně před hlavním nosníkem a nesahá přes celé rozpětí stabilizátoru nebo kýlovky. Průřezy konstrukčních prvků jsou vzhledem k menšímu namáhání podstatně menší než obdobné prvky křídla. Podélné výztuhy se v konstrukci téměř nepoužívají.

#### 1.4.3.2. VÝŠKOVÉ A SMĚROVÉ KORMIDLO. PLOVOUCÍ VOP

Konstrukce výškovky, směrovky a plovoucí VOP se podobá konstrukci křidélek. Používá se rovněž jednonosníková jednodutinová nebo jednonosníková dvoudutinová konstrukce (obr. 1/5). S dvoudutinovou konstrukcí jsme se již seznámili u křidélek. U jednodutinové konstrukce zachycuje krut pouze dutina před nosníkem, kde je tuhý potah nosný ve smyku (překližka, duralový plech). Potah za nosníkem je plátěný (nosný pouze v tahu). Prostor za nosníkem není torzní skříň (dutinou).

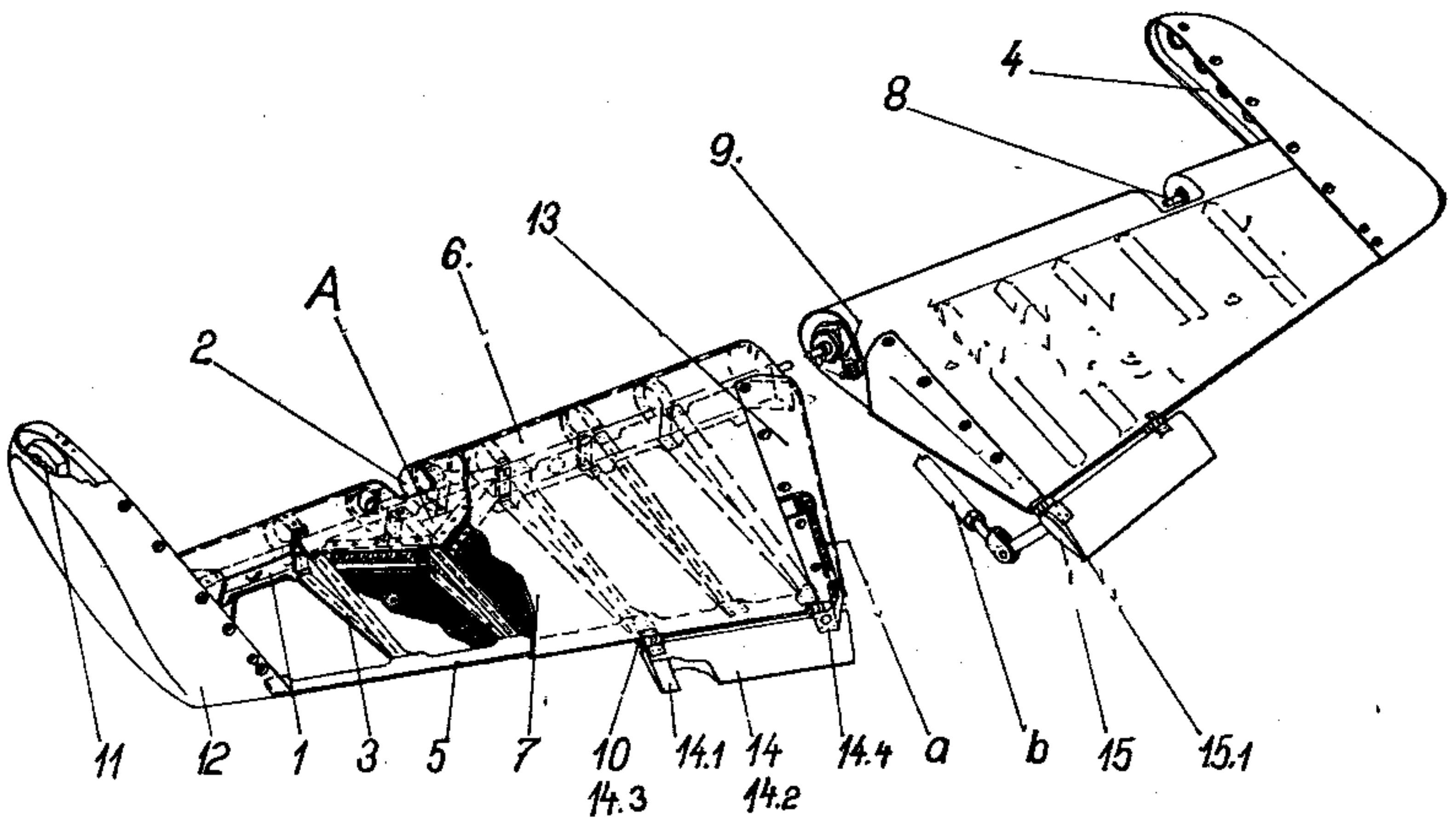
Kovové provedení jednonosníkové jednodutinové konstrukce je znázorněno na obr. 1/15. Účel, rozmístění i provedení konstrukčních prvků před nosníkem a samotného nosníku jsou stejné jako u dvoudutinové konstrukce. Rozdíl je v provedení konstrukce za nosníkem. Zadní plátěný potah rozvádí pouze vzdušné zatížení do žeber, kovová žebra mají uzpůsobené pásnice pro přišití plátěného potahu. Dřevěná žebra bývají z tohoto důvodu příhradová a obalují se tkalounem, ke kterému se potah šije. Okolí výřezu torzní skříňe v místě závěsů kormidel bývá zesíleno rámem (částečné potažení prostoru za nosníkem tuhým potahem) nebo náhradní torzní skříň vytvořenou za nosníkem šikmými žebry s tuhým potahem. Pro přenos zatížení v základní rovině procházející tětivami profilů bývá konstrukce vyztužena za nosníkem rovněž šikmými žebry s případným potažením menší části prostoru za nosníkem tuhým potahem. Hmotová vyvážení bývají umístována na protažená okrajová žebra nebo na závěsná ramena do prostoru trupu.

#### 1.4.3.3. VYVAŽOVACÍ, ODLEHČOVACÍ A PŘITĚŽOVACÍ PLOŠKY

Vyvažovací plošky slouží k odstranění a odlehčovací plošky ke zmenšení sil v řízení kormidel (podrobněji viz 3.3.2.3.). Přitěžovací plošky naopak zvětšují síly v řízení na požadované hodnoty. Na rozdíl od odlehčovací plošky



je smysl výchylek přítěžovací plošky a příslušného kormidla shodný. Přítěžovací plošky se používají na plovoucích VOP.



Obr. 1/15. Jednonosníková jednodutinová konstrukce výškovky  
 1 — nosník; 2 — přední žebro; 3 — zadní žebro; 4 — okrajové žebro;  
 5 — koncový profil; 6 — přední potah; 7 — plátěný potah; 8 —  
 vnější závěs výškovky; 9 — vnitřní závěs uchycení a ovládní výškov-  
 ky; 10 — závěs uchycení plošky; 11 — hmotové vyvážení; 12 — kon-  
 cový oblouk; 13 — okrajový kryt; 14 — vyvažovací ploška; 14.1 —  
 žebírko plošky; 14.2 — potah plošky; 14.3 — závěs plošky; 14.4 —  
 závěs uchycení a ovládní plošky; 15 — odlehčovací ploška; 15.1 —  
 závěs uchycení a ovládní plošky; A — náhradní torzní skříň;  
 a — lano ovládní vyvažovací plošky; b — táhlo ovládní odlehčo-  
 vací plošky

Konstrukce plošek je složena z žebírek, potahu a z ko-  
 vání pro uchycení na kormidlo a pro připojení řízení  
 (obr. 1/15). Vyvažovací plošky stavitelné na zemi jsou  
 vyrobeny z plechu, uchyceny na odtokovou hranu kor-  
 midla a jejich výchylka je nastavena ručním ohnutím  
 plošky (obr. 1/10).

#### 1.4.4. ŘÍZENÍ

Řízení je souhrn zařízení, jejichž prostřednictvím jsou  
 vychylovány pohyblivé části draku letadla. Řízení letadla  
 dělíme na *hlavní* a *vedlejší*, které se nazývá ovládním.

Hlavní řízení se dále člení na *řízení výškovky (výškové nebo také podélné řízení)*, *řízení křidélek (příčné řízení)* a *řízení směrovky (směrové nebo také nožní řízení)*. Hlavním řízením jsou ovládány hlavní orgány řízení.

Vedlejší řízení může zahrnovat ovládání zařízení pro zvýšení vztlaku (vztlakových klapek), ovládání podélného a směrového vyvažování, ovládání zařízení pro zvýšení odporu, řízení předového podvozku nebo zadového podvozku, ovládání brzd, ovládání zatahování podvozku a případně další ovládání nebo řízení.

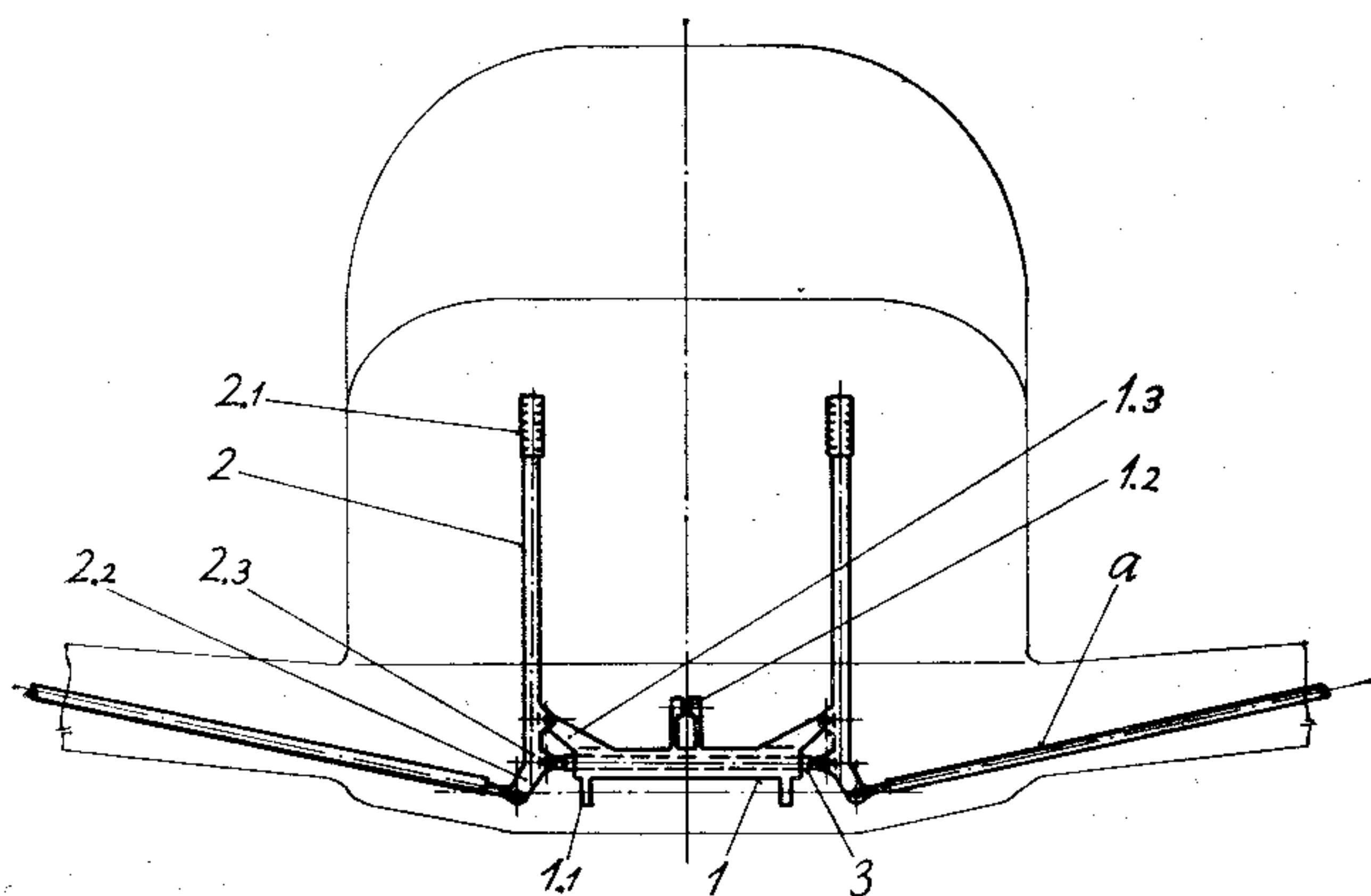
Každé řízení lze z konstrukční stránky členit na *řídídlo* nebo *ovladač*, na které pilot při řízení či ovládání bezprostředně působí a na *převodovou soustavu* (zvanou někdy zkráceně převod), která spojuje řídidla a ovladače s řízenou nebo ovládanou pohyblivou částí draku. Řídidla a ovladače jsou provedeny jako páky, pedály, táhla, kliky, kolečka a spínače. Jsou umístěny a tvarovány tak, aby jejich obsluha byla pohodlná a aby při jejich obsluze nedošlo k omylu. Smysl pohybů při manipulaci s řídidly a ovladači odpovídá ve většině případů reflexivním pohybům v běžném životě vyvolávajícím podobné účinky, jako jsou účinky ovladačů na letadlo. Převodové soustavy členíme na *přímé*, přenášející pohyb přímo na vychylovanou část draku a na *soustavy servořízení*, ve kterých je pohyb řídidla či ovladače přenášen na silovou instalaci. Přímé převodové soustavy se dělí podle konstrukčního prvku přenášejícího pohyb na táhlové, lanové, bowdenové, drátové, hydraulické a smíšené (kombinace předcházejících převodů).

#### 1.4.4.1. ŘÍZENÍ VÝŠKOVKY A KŘIDÉLEK

Řídídlem těchto řízení je u sportovních letounů a větroňů nejčastěji *řídící páka*. Řídící páka je v kabině uchycena závěsy s ložisky na nosnou konstrukci trupu a je spojena s převodovou soustavou výškovky a s převodovou soustavou křidélek. Celá konstrukce až po převody se nazývá ručním řízením a řídící páka se nazývá pákou ručního řízení.

Pilot ovládá páku rukou. Pohybem páky dopředu se vychýlí výškovka dolů, pohybem páky doleva se vychýlí levé křídélko nahoru a pravé dolů. Opačné pohyby páky vyvolávají opačné výchylky kormidel. Účinky výchylek kormidel na pohyb letounu jsou vysvětleny v části 3.3.2.

Schéma celého řízení výškovky a křidélek je uvedeno na obr. 3/27. Schéma konstrukčního provedení ručního řízení pro letoun s dvojitým řízením je na obr. 1/16. Ruční řízení musí být provedeno tak, aby podélný pohyb páky ručního řízení neovlivňoval výchylky křidélek a příčný pohyb této páky neovlivňoval výchylky výškovky. Toho je dosaženo napojením převodu křidélek v ose otáčení předlohy ručního řízení.



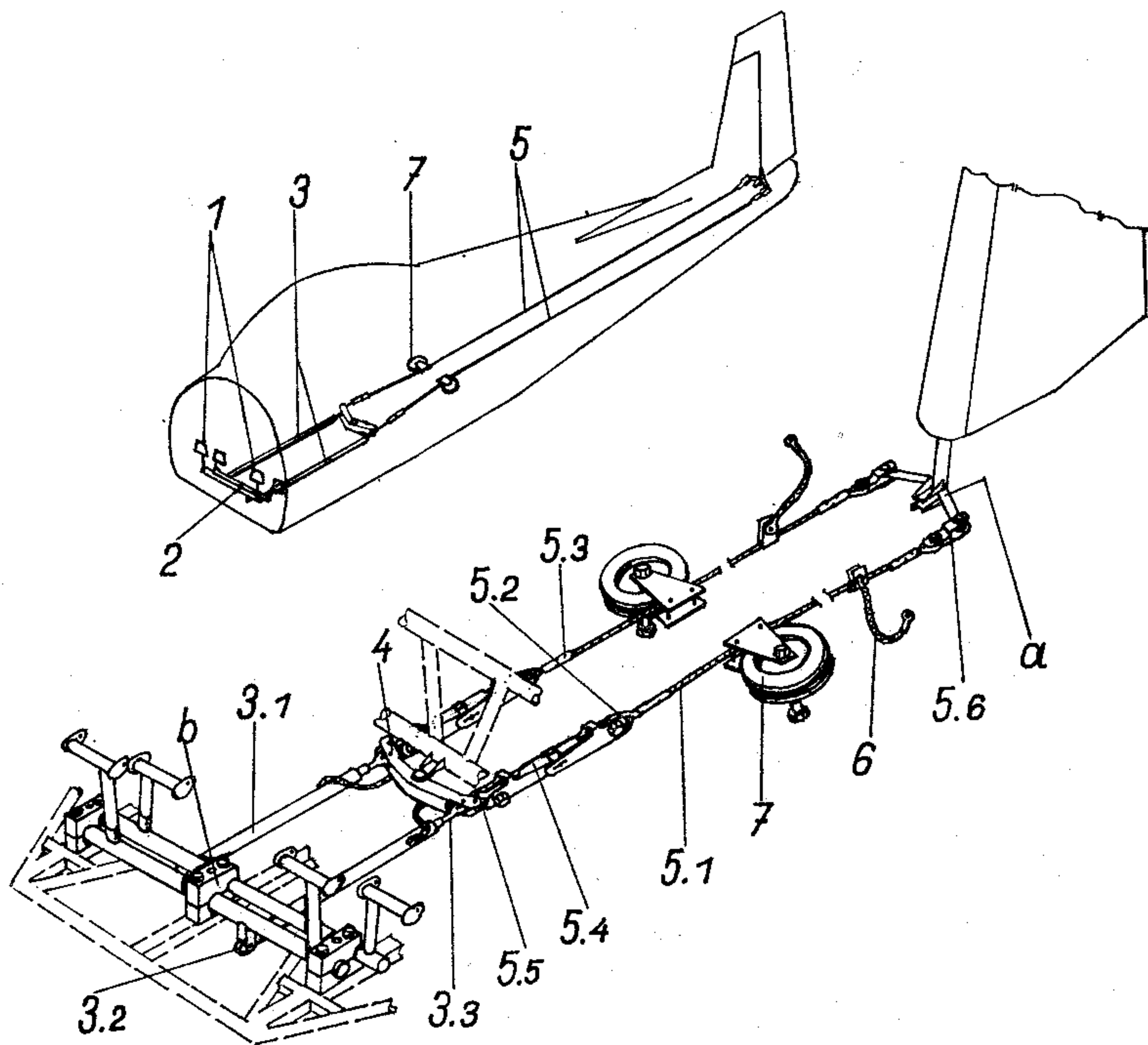
Obr. 1/16. Schéma dvojitého ručního řízení

1 — předloha ručního řízení; 1.1 — závěs připevnění předlohy na trup; 1.2 — závěs táhla řízení výškovky (táhlo nekresleno); 1.3 — závěs uchycení páky ručního řízení; 2 — páka ručního řízení (levá, pravá); 2.1 — rukojeť páky ručního řízení; 2.2 — závěs táhla řízení křidélek; 2.3 — závěs spojovacího táhla; 3 — spojovací táhlo pák řízení; a — táhlo řízení křidélek

Pro řízení výškovky a křidélek se nejčastěji používá *táhlová převodová soustava*. Její hlavní součástí jsou táhla. K vedení a uchycení táhel se používá pák připevněných na nosnou konstrukci draku pomocí konzol řízení. Pro uchycení na páky jsou táhla opatřena koncovkami. Některé koncovky jsou stavitelné z důvodu seřízení výchylek kormidel.

Konstrukce táhlového převodu je částečně patrna z obr. 1/17, na kterém je znázorněno směrové řízení se smíšeným převodem.





Obr. 1/17. Řízení směrovky

1 — pedály nožního řízení; 2 — předloha nožního řízení; 3 — táhlo; 3.1 — trubka; 3.2 — pevná (nestavitelná) koncovka; 3.3 — stavitelná koncovka; 4 — páka; 5 — lano řízení; 5.1 — lano; 5.2 — kladka (případně očnice); 5.3 — pojistná trubička (jištění zkroucením); 5.4 — napínák; 5.5 — přední závěs lana; 5.6 — zadní závěs lana; 6 — vodivé propojení; 7 — kladka;

a — závěs uchycení a ovládání směrovky; b — závěs předlohy

#### 1.4.4.2. ŘÍZENÍ SMĚROVKY

Řídídem tohoto řízení jsou *nožní pedály*, které vychyluje pilot nohama. Při vychýlení levého pedálu dopředu se pohybuje pravý pedál dozadu a převodovou soustavou se vychýlí směrovka doleva (při pohledu zezadu) a naopak. Účinek nožního řízení na pohyb letounu je objasněn v části 3.3.2.

Pro přizpůsobení nožního řízení velikosti postavy pilota,

bývají pedály nožního řízení délkově přestavitelné, nebo je přestavitelná pouze pilotní sedačka. Pedály jsou opatřeny třmeny zabraňujícími sklouznutí nohy.

Převod z pedálů na směrovku bývá *lanový* nebo *smíšený* (zde jako kombinace táhlového a lanového převodu). Lanový převod je tvořen lany s koncovkami a napínáky lan. Drakem jsou lana vedena pomocí kladek a vodítek.

Konstrukce smíšeného převodu směrového řízení je znázorněna na obr. 1/17. Z tohoto obrázku je částečně zřejmá i konstrukce lanového převodu.

#### 1.4.4.3. VEDLEJŠÍ ŘÍZENÍ

*Ovládání vztlakových klapek a aerodynamických brzd* je ruční, pomocí příslušných ovládacích pák a táhlového, lanového nebo smíšeného převodu řízení. Polohu páky vztlakových klapek, a tedy i klapek, je možno zajistit v zavřené poloze, startovací poloze a přistávací poloze. Vysouvání vztlakových klapek a aerodynamických brzd se děje pohybem jejich ovládacích pák směrem dozadu.

*Vyvažovací plošky* stavitelné za letu bývají ovládány pákou, ovládacím kolečkem nebo klikou a převodem, který bývá lanový, bowdenový, táhlový, drátový nebo smíšený (kombinace uvedených převodů). Smysl pohybu příslušného ovladače vyvážení (podélného nebo směrového, příčné se nevyskytuje) bývá proti směru pohybu nevyváženého letadla. Klopí-li letadlo „na ocas“, odstraníme sílu v ručním řízení pohybem ovladače podélného vyvážení dopředu a naopak. Zatáčí-li letadlo doprava, odstraníme sílu v nožním řízení pohybem ovladače směrového řízení doleva a naopak.

*Odlehčovací a přitěžovací plošky* jsou ovládány automaticky v závislosti na výchylce příslušného kormidla. Toho je dosaženo táhlovým propojením závěsu na plošce a závěsu na nepohyblivé části draku, která slouží k uchycení kormidla (křídlo, stabilizátor, kýlovka, trup). Schéma odlehčovací plošky je na obr. 3/29.

Na pedály nožního řízení může být v kabině napojena převodová soustava řízení *přídového podvozku*. U letounů s kolovým záďovým podvozkem může být převod řízení směrovky napojen na tento záďový podvozek.

Pedály směrového řízení bývají u letounů uzpůsobeny k bowdenovému nebo hydraulickému *ovládání brzd hlavního podvozku* s možností ručního zajištění ovládání brzd

v zabrzděné poloze. Ovládání této aretace se nazývá *ovládáním parkovací brzdy*. Vlastní brzdění se provádí sešlápnutím pedálu nožního ovládání brzdy. Větroně mají ruční ovládání brzdy bez možnosti aretace. Brzdění je způsobeno pohybem ručního ovladače brzdy směrem dozadu.

*Ovládáním vypínače vlečného lana* jsou u větroně otevírány přední a boční závěsy vlečného lana a u vlečného letounu je podobným ovládáním otevírán závěs vlečného lana umístěný na konci trupu.

#### 1.4.4.4. SILOVÉ INSTALACE

U letadel s velkou silou v řízení nebo ovládání, kterou nelze zmenšit aerodynamickými prostředky nebo volbou převodů v řízení na přijatelnou míru, se zařazují do řízení silové instalace. Bývají hydraulické, elektrické, pneumatické a smíšené (kombinace předcházejících typů). Těmto instalacím je dodávána energie letadlovou pohonnou jednotkou (pohon čerpadel hydraulické instalace, pohon zdroje proudu elektrické instalace) nebo z pozemního zdroje (plnění vzduchových lahví pneumatické instalace stlačeným vzduchem). Pilot ovládá přímo nebo převodem ovládací agregáty silových instalací (kohouty, šoupátka, ventily, spínače), které umožňují přívod energie k pracovním agregátům silových instalací (pracovní válce, elektromotory) a tyto orgány vychylují příslušné pohyblivé části draku (podvozky, kormidla atd.).

U sportovních letounů se silové instalace téměř nepoužívají. V některých případech je používána elektrická nebo hydraulická instalace k zatahování podvozků.

#### 1.4.5. PŘISTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ

Přistávací zařízení umožňuje letadlu pohyb po zemi nebo vodní hladině při vzletu, přistání a pojíždění. Při přistání zmírňuje přistávací zařízení přistávací nárazy, rozvádí je do konstrukce draku a zmenšuje postupně část přistávací pohybové energie letadla na nulovou hodnotu. Přistávací nárazy zmírňují pružné členy přistávacího zařízení, které svojí pružnou deformací při přistávacím nárazu akumulují pohybovou energii svislé složky rychlosti přistávajícího letadla a zabraňují tak velkým trvalým



deformacím ostatní konstrukce letadla. Energie akumulovaná pružnými členy je tlumicími členy přeměňována v teplo. Tlumicí členy přitom brzdí odpružování přistávacího zařízení způsobené pružnými členy. Takto je zmenšena na nulovou hodnotu kinetická energie svislé složky přistávací rychlosti. Energie vodorovné složky přistávací rychlosti je zmenšena na nulovou hodnotu odporem letadla a brzděním.

#### 1.4.5.1. USPOŘADÁNÍ PŘISTÁVACÍHO ZAŘÍZENÍ

Přistávací zařízení pozemních letounů se skládá z *hlavního podvozku*, který se podílí převážnou měrou na převzetí a utlumení pohybové energie letounu a z *vedlejšího podvozku*. Podle umístění tohoto podvozku rozeznáváme *přistávací zařízení s předovým podvozkem* a *přistávací zařízení se zadovým podvozkem*. Podvozky bývají převážně kolové, méně častěji lyžové. U větroňů se používá jednostopé přistávací zařízení se zadovým podvozkem kolovým nebo s ostruhou. Ostruha má provedení ostruhové lyže nebo ostruhové patky (kovové smýkadlo uchycené na trup listovou pružinou nebo přes pryžový blok). Uspořádání přistávacího zařízení je patrné z obr. 1/4.

Přistávací zařízení s předovým podvozkem a přistávací zařízení se zadovým podvozkem má své klady a zápory. Přistávací zařízení s předovým podvozkem zajišťuje lepší výhled z letounu a přirozenou polohu osádky při pojíždění a rozjezdu. Letoun má při rozjezdu menší odpor a tím kratší rozjezd a vzlet. Při přistání větší rychlostí na hlavní kola se letoun setrvačností klopí dopředu (je to dáno polohou těžiště letounu a kol přistávacího zařízení), tím se zmenší úhel náběhu křídla a letoun nemá snahu „vyplavat“. Navíc je možné intenzivnější brzdění, neboť nehrozí překlopení letounu vlivem setrvačné síly a reakce od země.

U přistávacího zařízení se zadovým podvozkem je nedostatek možnosti intenzivnějšího brzdění částečně nahrazen větším aerodynamickým odporem letounu při přistání. Zadový podvozek je dále méně zatížen, a má tedy i menší rozměry než podvozek předový. Z toho plyne jeho menší hmotnost a aerodynamický odpor.

Závěrem můžeme říci, že uspořádání s předovým podvozkem je bezpečnější a pohodlnější, uspořádání se zadovým podvozkem je lehčí a má menší aerodynamický

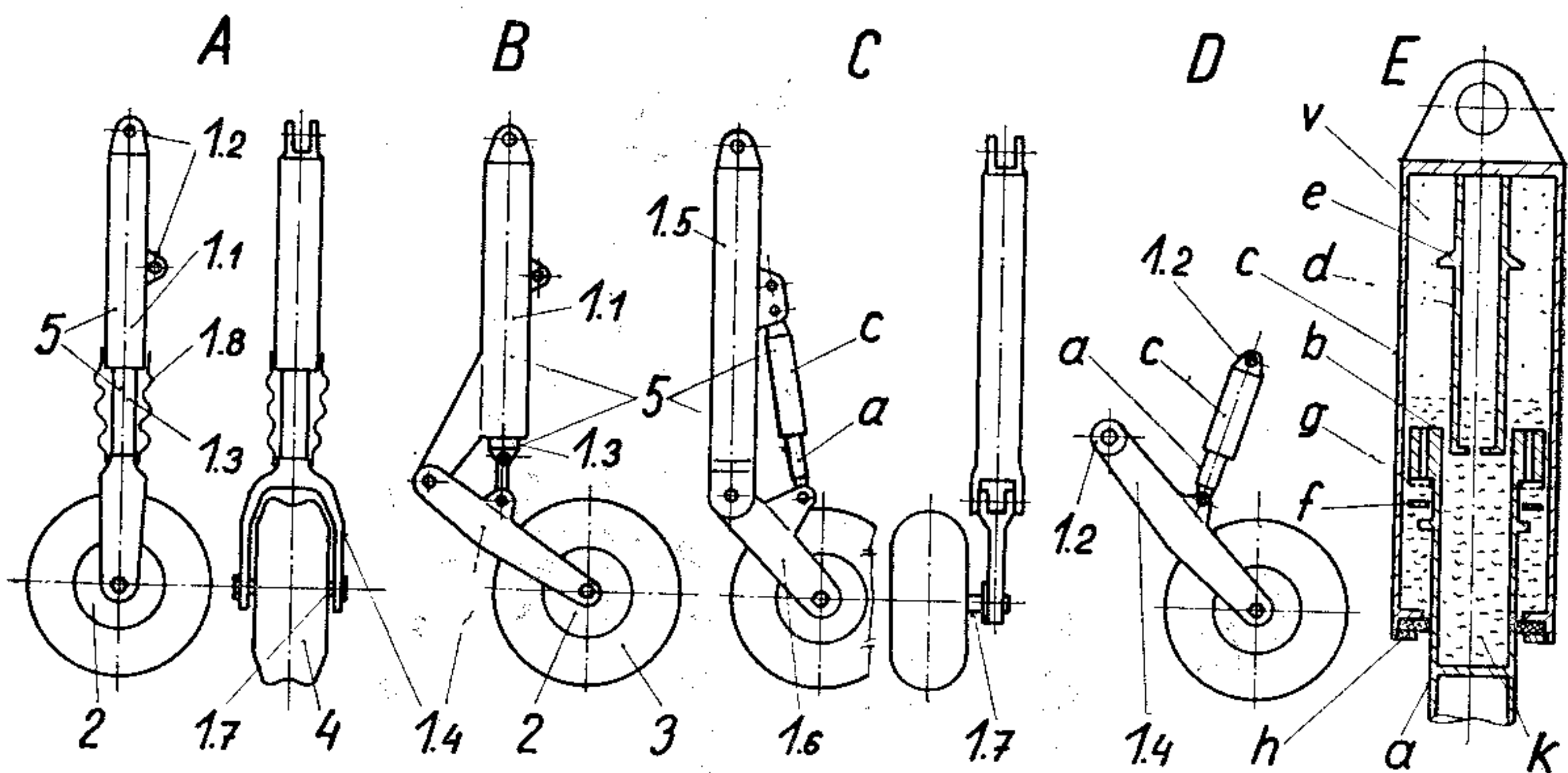
odpor. Zvolené konkrétní uspořádání přistávacího zařízení odpovídá celkové koncepci letounu.

#### 1.4.5.2. KOLOVÝ PODVOZEK S TLUMIČEM

Tento podvozek se používá jako hlavní, předový nebo záďový, buď jako pevný nebo zatahovací. Rozčlenění kolových tlumičových podvozků podle umístění tlumiče a podle způsobu zavěšení kola na podvozkovou nohu je znázorněno na obr. 1/18.

*Pevný podvozek* této konstrukce se skládá z podvozkové nohy, kola, brzdy (u hlavních podvozků), pneumatiky (bezdušové nebo se vzdušnicí) a tlumiče.

*Podvozková noha* tvoří základní nosnou část podvozku, slouží k uchycení ostatních částí podvozku a k rozvedení sil působících na podvozek do konstrukce draku. Do draku je noha pevného podvozku uchycena nepohyblivě závěsy.

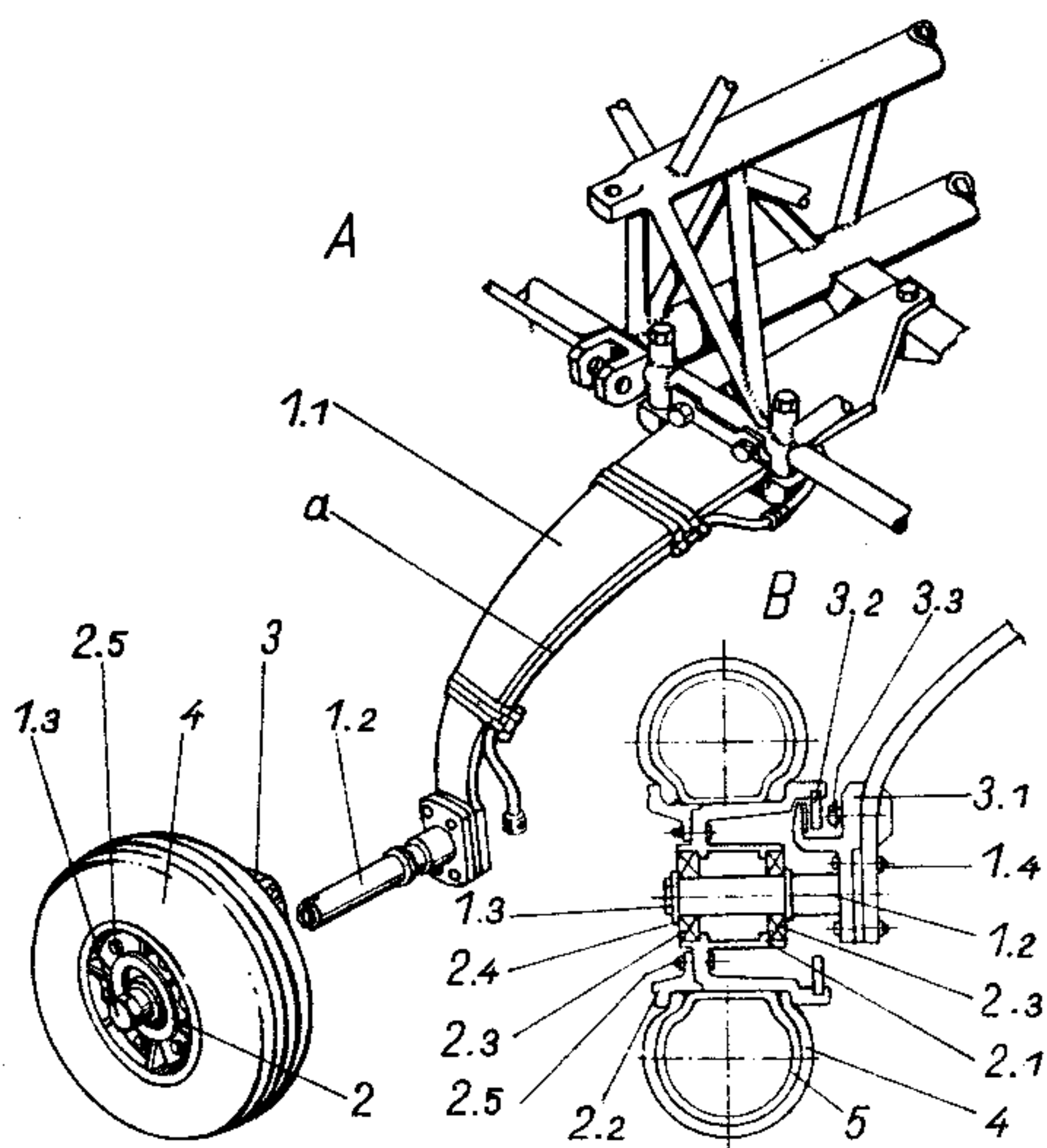


Obr. 1/18. Kolové podvozky s tlumičem. Schéma hydropneumatického tlumiče

A — teleskopický podvozek; B — pákový podvozek s tlumičem v noze; C — pákový podvozek s tlumičem na noze; D — pákový podvozek s tlumičem uchyceným v trupu; E — hydropneumatický tlumič;  
 1.1 až 1.8 — noha; 1.1 — válec tlumiče; 1.2 — závěs uchycení podvozku; 1.3 — pístnice tlumiče; 1.4 — vidlice kola; 1.5 — těleso nohy; 1.6 — páka kola; 1.7 — osa kola; 1.8 kryt pístnice; 2 — kolo; 3 — pneumatika; 4 — dvojdotyková pneumatika; 5 — tlumič;  
 a — pístnice; b — píst; c — válec tlumiče; d — trn; e — doraz pístnice; f — ventil v otevřené poloze (pohyb pístu nahoru); g — ventil v zavřené poloze (pohyb pístu dolů); h — těsnění; k — kapalina; v — vzduch

Kolo je uloženo na ose kola pomocí ložisek. Na kolo je nasazena *pneumatika se vzdušnicí* nebo *bezdušová pneumatika*. Pneumatika a vzdušnice jsou pružícími členy podvozku. Schéma konstrukce kola, jeho uložení na osu a uložení pneumatiky je na obr. 1/19.

U brzděných kol hlavního podvozku je do kola vestavěna *brzda*. Část brzdy je unášena točícím se kolem (brzdový buben, kotouč, kotouče) a část je pevně spojena s podvozkovou nohou. Do této pevné části jsou pohyblivě uchyceny brzdící elementy (čelisti, píst s třecím obložním, přitlačné desky), které jsou „unášeny“ pevnou částí brzdy. Tyto brzdící elementy jsou při brzdění přitlačeny na kolem unášenou část brzdy (obr. 1/19). Vzniklým třením je pohybová energie dopředného pohybu letadla po zemi měněna v teplo.



Obr. 1/19. Hlavní kolový podvozek s pružinovou nohou. Schéma kola a brzdy

A — Levý podvozek; B — Schéma kola a brzdy; 1.1 až 1.4 — podvozková noha; 1.1 — pružina; 1.2 — osa kola; 1.3 — šroub osy; 1.4 — spojovací šrouby osy a těles abrzdý; 2 — kolo; 2.1 — disk kola; 2.2 — snímací ráfek; 2.3 — ložisko; 2.4 — distanční podložka; 2.5 — spojovací šrouby ráfku; 3 — kotoučová brzda; 3.1 — těleso brzdy s třecím obložním [pevná část brzdy]; 3.2 třecí kotouč [axiálně pohyblivá část unášená kolem]; 3.3 píst s třecím obložním [pohyblivá část „unášená“ pevnou částí brzdy]; 4 — pneumatika; 5 — vzdušnice; a — potrubí hydraulického ovládní brzdy



*Tlumič* je pružicí a tlumicí člen podvozku. Jsou používány především hydropneumatické tlumiče plněné vzduchem (pružicí člen) a kapalinou (tlumicí člen). Schéma tohoto tlumiče je na obr. 1/18. Ve válci tlumiče je posuvně uložena a těsněna pístní tyč (pístnice) opatřená pístem. Dále je ve válci trn pevně spojený s válcem. Mezi trnem a pístnicí, pístem a válcem a v pístu jsou škrticí otvory (katarakty). Na pístnici je přenášen pohyb kola. Při pohybu pístnice dovnitř válce tlumiče je pístem stlačován vzduch a tím je plněna pružicí funkce tlumiče. Při pohybu pístnice oběma směry je kapalina tlačena přes katarakty. Třením v kataraktech je pohybová energie pístnice měněna v teplo. Tím je plněna tlumicí funkce. Tlumič je opatřen ventily, které při zpětném pohybu pístnice automaticky uzavírají tlakem kapaliny část kataraktů a brzdí tak zpětný zdvih tlumiče.

U *zatahovacích podvozků* bývá podvozková noha uchycena do draku otočně a zatahovacím mechanismem ovládaným pilotem je podvozek zasouván do draku a jištěn pomocí zámků v zasunuté a vysunuté poloze. Jinak se tyto podvozky od pevných v podstatě neliší.

K umožnění řízení letounu při pojíždění má vedlejší podvozek kolo uložené volně otočně kolem osy podvozkové nohy. Řízení letounu při pojíždění se děje přibrzdováním kol hlavního podvozku nebo prostřednictvím řízení vedlejšího podvozku (řízené podvozky) či oběma způsoby. Kolo neřízeného podvozku bývá po vzletu vráceno do přímého směru středícím mechanismem. K zamezení rozkmitání vedlejšího podvozku vlivem nerovnosti terénu, uvedeného volně otočného uložení kola a vlivem pružnosti podvozku a pneumatiky (šimpy — kmitání) jsou používány na vedlejších podvozcích *tlumiče bočních kmitů, dvojdotykové pneumatiky* (obr. 1/18) nebo obě opatření.

#### 1.4.5.3. KOLOVÝ PODVOZEK S PRUŽINOVOU NOHOU

Tento podvozek se používá jako pevný hlavní a pevný záďový. Skládá se z podvozkové nohy, kola, brzdy (pouze u hlavních podvozků) a pneumatiky (bezdušové nebo se vzdušnicí). Podvozek nemá tlumič.

Podvozková noha je tvořena plochou pružinou vyrobenou z oceli, duralu, laminátu nebo slitiny titanu, na kterou je našroubována osa kola. Pružina zastává funkci pružicího i tlumicího členu podvozku (tlumení vnitřním

třením v pružině, tak jako u lyže hlavního podvozku starších typů větroňů). Hlavní podvozky bývají děleny na levý a pravý podvozek nebo jsou nedělené (obě kola zavěšena na společné pružině). Hlavní podvozek s pružinovou nohou je zobrazen na obr. 1/19.

## 1.5. POHONNÁ SOUSTAVA

Pohonná soustava letadla je souhrn všech zařízení letadla, která jsou nutná pro vytvoření tahové síly umožňující letadlu létání. Členění pohonné soustavy jednomotorového vrtulového letounu s pístovým motorem je zřejmé z obr. 1/2. Jejimi základními částmi jsou letadlová pohonná jednotka a příslušenství letadlové pohonné jednotky.

*Letadlová pohonná jednotka* je tvořena motorem a vrtulí uzpůsobenými pro zástavbu do draku letounu. Zástavbou rozumíme uchycení pohonné jednotky na drak letounu, aerodynamické zakrytí pohonné jednotky a vytvoření podmínek pro její spolehlivou funkci. *Příslušenství pohonné jednotky* je prostředkem této zástavby. Schematické členění příslušenství pohonné jednotky je rovněž znázorněno na obr. 1/2. Toto schematické členění může být poněkud odlišné od praktického členění, se kterým se setkáte v provozní dokumentaci letounů. Praktické členění je totiž přizpůsobeno potřebám výroby a provozu konkrétního letounu.

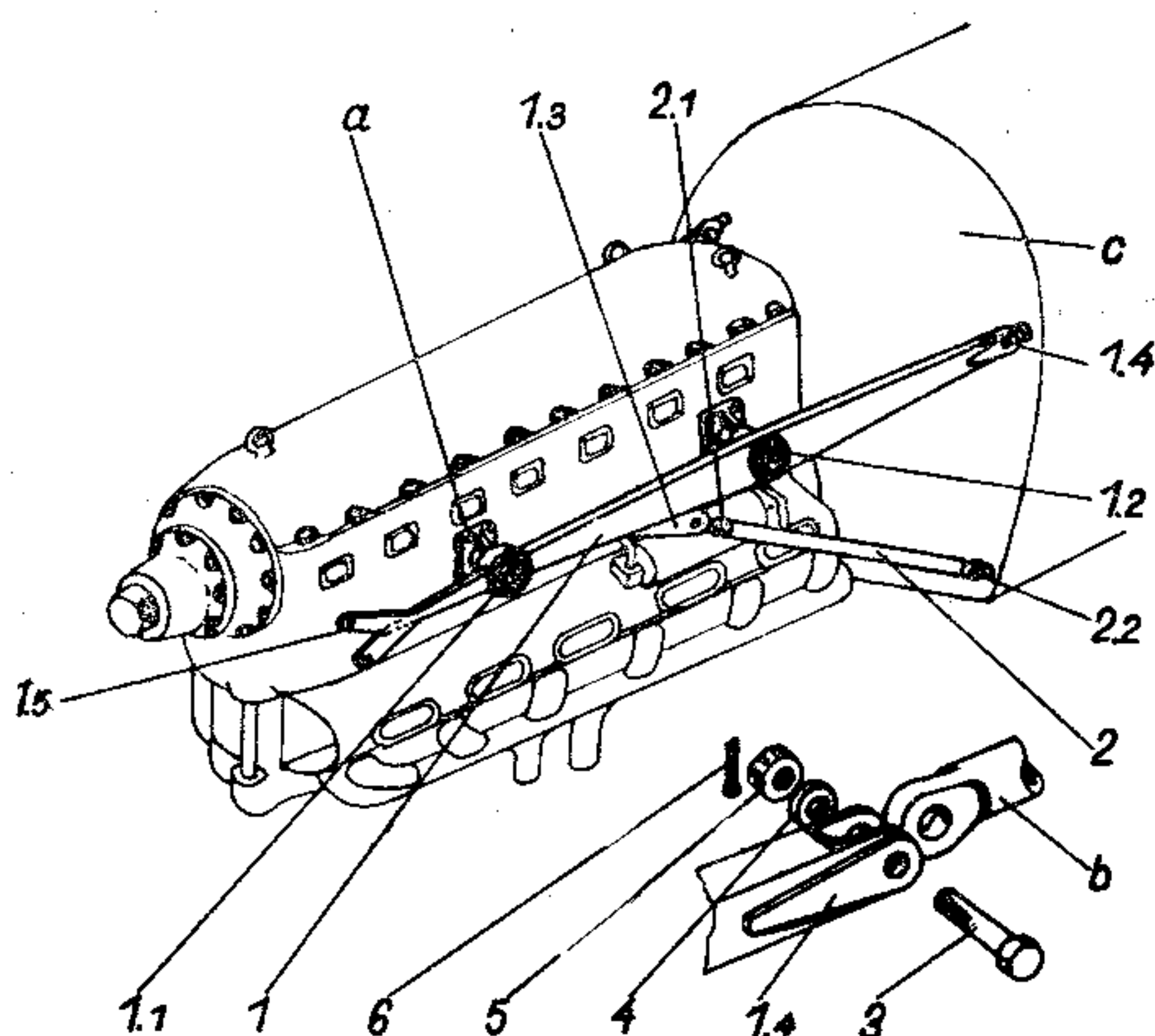
Pohonná jednotka je obsahem kapitoly 6. 1. Dále se budeme zabývat jednotlivými částmi příslušenství pohonné jednotky, přičemž o drakové části systému zapalování a spouštění motoru je pojednáno v části 1.6.2.

### 1.5.1. MOTOROVÉ LOŽE

Motorové lože spojuje motor s drakem letounu. Podle druhu motoru (jeho vnějšího tvaru a umístění závěsných bodů) je většinou používáno *nosníkové lože se vzpěrami* nebo *lože prutové*. Oba typy motorových loží jsou opatřeny závěsy pro uchycení motoru na lože a závěsy pro uchy-

cení lože na trup. Závěsy pro uchycení motoru jsou opatřeny pryžokovovými tlumiči vibrací. Motor je do závěsů zpravidla uložen prostřednictvím závěsných čepů připevněných na motor přišroubovanými patkami. Závěsy pro připevnění lože na trup bývají většinou vytvořeny jako oka a vidlice nebo přírubové spoje. Spojení závěsů trupu a motorového lože je provedeno čepy, případně tahovými šrouby.

Na motorové lože se obvykle částečně zavěšují motorové kryty a připevňuje vedení olejové, palivové a elektrické instalace, případně jiné části příslušenství motoru.



Obr. 1/20. Nosníkové lože se vzpěrami

1 — nosník; 1.1 — přední závěs motoru s tlumičem vibrací; 1.2 — zadní závěs motoru s tlumičem vibrací; 1.3 — závěs vzpěry; 1.4 — horní závěs motorového lože; 1.5 — držák motorových krytů; 2 — vzpěra; 2.1 — stavitelná koncovka vzpěry; 2.2 — spodní závěs motorového lože (nestavitelná koncovka vzpěry); 3 — závěsný čep; 4 — podložka; 5 — korunová matice; 6 — závlačka;  
*a* — patka motoru se závěsným čepem motoru; *b* — oko trupového závěsu motorového lože; *c* — protipožární přepážka

Motorová lože jsou vyrobena z oceli. Provedení nosníkového lože se vzpěrami je na obr. 1/20. Prutové motorové lože je tvořeno prutovinou svařenou z ocelových trubek. Ve styčnicích jsou s trubkami svařeny motorové a trupové závěsy (lože je konstrukční obdobou kostry příhradové konstrukce trupu).



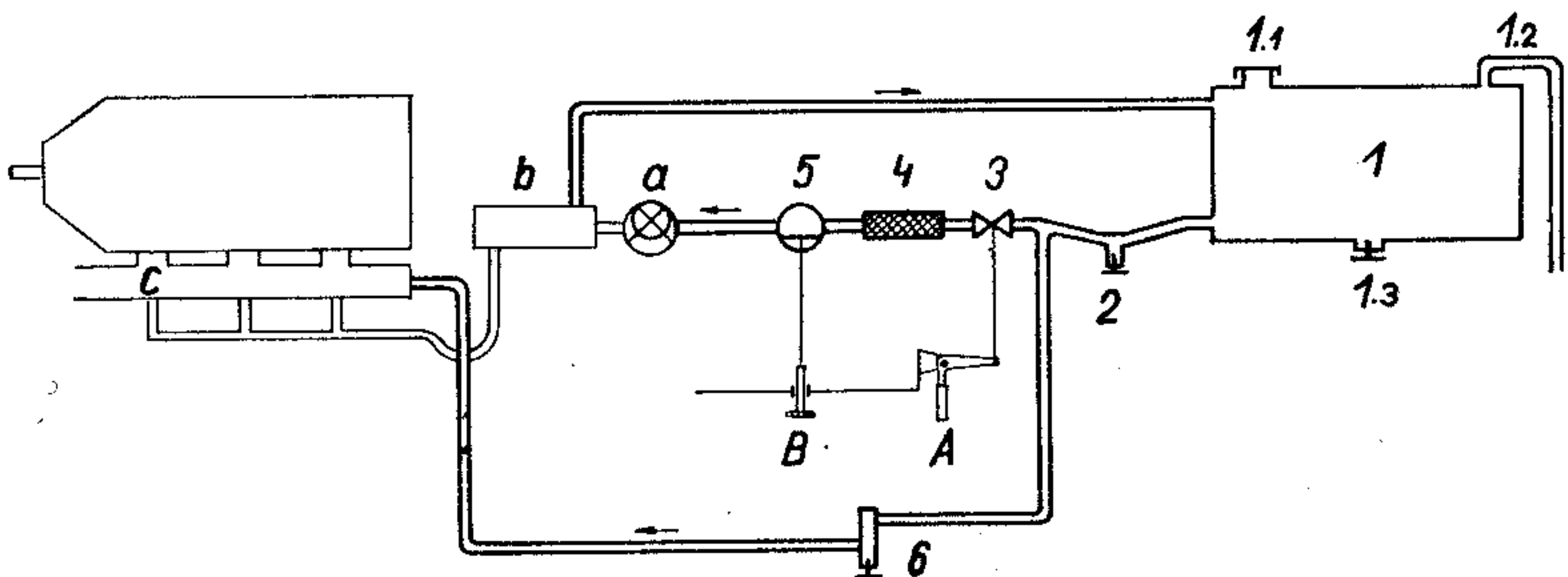
## 1.5.2. MOTOROVÉ KRYTY

Motorové kryty vytvářejí aerodynamický tvar letounu v místě motoru, chrání motor a příslušné agregáty před povětrnostními vlivy, mechanickým poškozením a dotvářejí sací a chladičí instalaci motoru.

Musí umožnit rychlý a dobrý přístup k motoru a agregátům během provozních prohlídek a umožnit demontáž motoru. Proto jsou celé kryty nebo některé jejich části rychle snímatelné či odklápěcí. Rychlé snímání částí nebo celých krytů umožňují rychlouzavírací zámky. Kryty motoru jsou zpravidla upevněny na motorové lože a trup (na trup bývají upevněny přes pryžokovové tlumiče vibrací) a bývají vyrobeny z duralového plechu nebo laminátu.

## 1.5.3. PALIVOVÁ INSTALACE

Palivovou instalací se zde rozumí vnější část palivového systému motoru (draková část), která slouží k uložení paliva v draku letounu a k jeho dopravě do palivových agregátů na motoru.



Obr. 1/21. Schéma palivové instalace se vstřikovacím čerpadlem (draková část). Schéma ovládání palivového ventilu a zaplavovacího čerpadla

Draková část: 1 — palivová nádrž; 1.1 — plnicí hrdlo; 1.2 — odvětrání; 1.3 — výpusť paliva z nádrže; 2 — výpusť paliva z instalace; 3 — palivový ventil; 4 — palivový čistič; 5 — zaplavovací (nouzové) čerpadlo; 6 — ruční nastřikovací pumpa

Část motorové části: a — dopravní palivové čerpadlo; b — vstřikovací čerpadlo; c — sání motoru (informačně);

A — ovládání palivového ventilu; B — ovládání zaplavovacího (nouzového) čerpadla

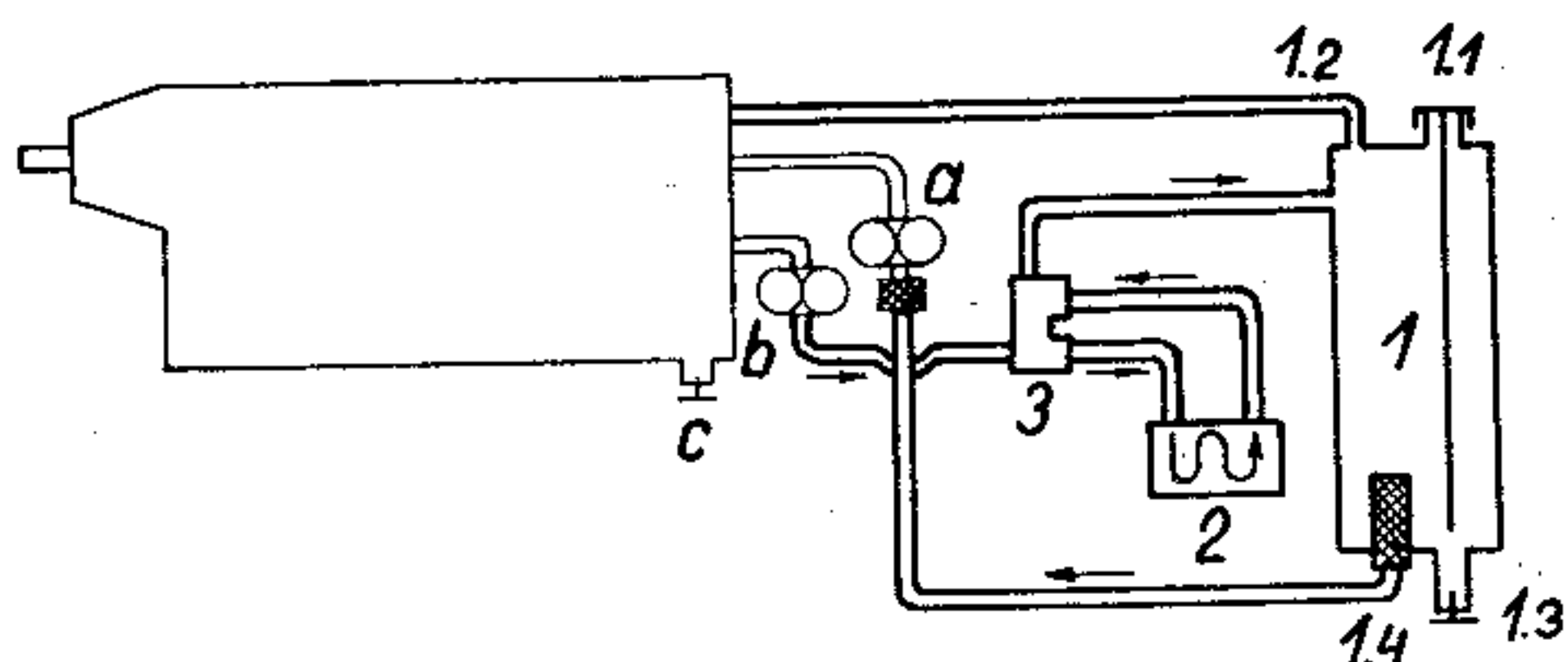
Schéma jedné palivové instalace je na obr. 1/21. *Palivová nádrž* je opatřena *plnicím hrdlem* a *uzávěrem* pro plnění palivem. Z nádrže je vyvedeno *odvzdušnění* pro odvod vzduchu a par z paliva a pro přívod atmosférického tlaku na hladinu paliva v nádrži. K vedení paliva z nádrže do motoru a přebytečného paliva od motoru zpět do nádrže se používá *potrubí* a *hadic*. Nejnižší místo nádrží a palivové instalace je opatřeno *výpustí* na vypouštění a odkalování paliva. Při odkalování se palivo zbavuje vody, popřípadě nečistot. *Palivovým ventilem* se odděluje palivová instalace od motoru při stání letounu nebo v případě požáru motoru. V případě většího počtu nádrží slouží ventil k přepínání odběru paliva z jednotlivých nádrží. Mechanických nečistot se palivo zbavuje v *palivovém čističi*. *Zaplavovací (nouzové) čerpadlo* s ručním, případně elektrickým pohonem, dopravuje palivo k motoru před spuštěním motoru a může sloužit jako nouzové čerpadlo při poruše dopravního palivového čerpadla na motoru. Palivová instalace bývá vybavena ruční *nastřikovací pumpou* pro vstřík paliva do sání motoru pro obohacení pracovní směsi při spuštění motoru. Instalace akrobatických letounů bývají uzpůsobeny k letu na zádech. Let na zádech umožňuje zpravidla vyvedení odvzdušňovacího potrubí normálních nádrží pod letoun a *akrobatická nádrž*, která se navíc zařazuje do instalace mezi normální nádrž a palivový ventil. Její konstrukční řešení odvzdušnění, přívodu paliva z normálních nádrží a odvodu paliva k motoru umožňuje let na zádech většinou po omezenou dobu. Palivo se po tuto dobu odebírá pouze z akrobatické nádrže. Při letu v normální poloze se spotřebované palivo doplní samospádem z hlavních nádrží.

K odlišení jednotlivých instalací používajících tvarově podobných nádrží a vedení jsou palivové instalace civilních letounů označeny tmavě červenou barvou.

#### 1.5.4. OLEJOVÁ INSTALACE

Tak jako palivový systém motoru i olejový systém motoru má vnitřní část, která je umístěna na motoru (bude o ní pojednáno v kapitole 6.2.4.) a vnější část (drakovou), která je umístěna mimo motor. Olejovou instalací zde rozumíme drakovou část olejového systému. Tato instalace

slouží převážně k uložení a odpěnění oleje, k jeho vedení do olejových čerpadel motoru a k chlazení oleje vracejícího se z motoru. Schéma jednoho provedení olejové instalace je na obr. 1/22. *Olejová nádrž* je opatřena plnicím hrdlem s uzávěrem. Na uzávěru bývá měrka pro kontrolu množství oleje v nádrži. Na dolní straně nádrže je



Obr. 1/22. Schéma olejové instalace (draková část)

Draková část: 1 — olejová nádrž; 1.1 — plnicí hrdlo; 1.2 — odvzdušnění; 1.3 — výpust oleje z nádrže; 1.4 — olejový čistič; 2 — chladič oleje; 3 — pojistný obtokový ventil

Část motorové části: a — tlakové olejové čerpadlo s čističem; b — vratné olejové čerpadlo; c — výpust oleje z motoru

napojeno *vedení* oleje přes *olejový filtr* do tlakového olejového čerpadla poháněného motorem a výpust oleje. Zpětná větev olejové instalace vede od vratného čerpadla, rovněž poháněného motorem, k olejové nádrži. V této větvi může být umístěn *olejový chladič*, který je chráněn proti poškození nadměrným tlakem studeného ztuhlého oleje *pojistným obtokovým ventilem*, který otevírá průtok mimo chladič při stoupnutí tlaku nad přípustnou hodnotu. V témže místě může být použit i *termostatický ventil*, který automaticky otevírá průtok mimo chladič při poklesu teploty oleje pod doporučenou hodnotu a udržuje tak provozní teplotu oleje v doporučených mezích. Průchodem zpěněného oleje přes *odlučovač pěny* jsou protrhávány (například sítí) vzduchové bubliny tvořící pěnu. Odlučovače bývají zastavěny v nádrži. Olejová nádrž a část instalace bývá někdy částí motorové skříně. Vedení olejové instalace většinou tvoří hadice.

Pro odlišení olejových instalací jsou hadice a nádrže označeny u civilních letounů žlutou barvou. Odvzdušnění olejové nádrže se provádí přes skříň motoru a ze skříně motoru do ovzduší pod letoun. U akrobatických letounů bývá let na zádech umožněn padacím kuličkovým ventilem umístěným v olejové instalaci na motoru a v olejové



nádrži. Tyto ventily umožňují změnu polohy odběru oleje z motoru a nádrže a změnu polohy odvodu vzduchu z výfukového systému motoru v závislosti na poloze letadla.

### 1.5.5. INSTALACE SÁNÍ VZDUCHU A ODVODU VÝFUKOVÝCH PLYNŮ

Účelem uvedených instalací je přívod vzduchu do sacího systému motoru a odvod výfukových plynů z výfukového systému motoru.

*Instalace sání vzduchu* zpravidla obsahuje *vzduchový filtr* připevněný na motor nebo motorové lože. Filtr je těsněn na vstupní otvor vzduchu v motorovém krytu a je přímo nebo krátkým spojovacím potrubím spojen se sacím systémem motoru.

*Instalace odvodu výfukových plynů* bývají tvořeny trubkovými sběrači výfukových plynů připevněnými na motor v místě výfukových kanálů hlav válců motoru. Některé instalace obsahují také tlumiče hluku.

### 1.5.6. INSTALACE CHLAZENÍ

Účelem instalace chlazení pohonné jednotky je udržování teploty motoru a oleje v určitém rozmezí optimálních teplot a dále chlazení některých agregátů v prostoru motorových krytů (generátoru, čerpadla atd.). K tomu účelu jsou na motorovém krytu vstupní a výstupní otvory vzduchu a uvnitř krytu plechové jímky, usměrňovací plechy, přepážky, případně hadice, které usměrňují proud chladicího vzduchu žebrováním válců motoru a olejovým chladičem, přivádějí ho k chlazeným agregátům a k výstupním otvorům v motorovém krytu. Prostředky usměrňování proudu vzduchu mohou být připevněny k motorovým krytům, k motorovému loži a k motoru.

Teplotní stav motoru je kontrolován měřením teploty hlav válců a teploty oleje. Regulace chlazení válců a oleje může být prováděna měněním velikosti vstupních nebo výstupních otvorů chladicího vzduchu a tím i protékajícího množství vzduchu zmíněným termostatickým ventilem (viz 1.5.4.), popřípadě změnou režimu letu (krátkodobé přerušování stoupání, zvýšení přípustí při klesání atd.).

U sportovních letounů je teplota oleje zpravidla regulována ručním ovládním klapky chladiče. Teplota hlav válců bývá udržována v povoleném rozmezí teplot zpravidla volným neregulovaným průchodem chladicího vzduchu žebrováním válců motoru. V zimním období je chlazení pohonné jednotky intenzivnější. Proto se vstupy chladicího vzduchu zmenšují nebo úplně zakrývají krytkami.

### 1.5.7. OVLÁDÁNÍ MOTORU A VRTULE

Ovládním motoru se zpravidla rozumí *ovládání přípusti a ovládání složení pracovní směsi* (bohatosti). U motorů vybavených kompresorem patří k ovládním motoru také *ovládání kompresoru*, kterým se zapíná a vypíná kompresor. *Ovládání vrtule* mají letouny vybavené vrtulí stavitelnou za letu pilotem.

Všechna ovládním motoru a vrtule jsou zpravidla tvořena podobnými konstrukčními prvky. Ovladače bývají provedeny jako páky a táhla s různě tvarovanými rukojeťmi. Převody jsou složeny z ohybných táhel (teleflexů) a z vedení těchto táhel, nebo bývají složeny ze soustavy pák a táhel. Ovládním přípusti bývá vybaveno aretací polohy ovladače.

Ovládním přípusti (ovládáním plynu) se ovládá škrticí klapka v sání motoru a tím množství vzduchu přiváděného do motoru a plnicí tlak. Podle tohoto množství je automaticky regulováno množství paliva pro vytvoření palivové pracovní směsi. Toto množství paliva vytváří a dodává směsotvorné zařízení motoru (karburátor nebo různé typy vstřikovacích zařízení). Takto vytvořená palivová směs je zpravidla vhodná pro chod zahřátého motoru na zemi.

K potřebné změně složení palivové směsi s výškou, obohacení směsi při spouštění chladného motoru, případně k ochuzení směsi při úsporných cestovních režimech motoru slouží ovládním složení směsi, někdy též zvané korekcí směsi. Toto ovládním je převodem spojeno se směsotvorným zařízením motoru.

U některých vrtulí stavitelných za letu pilotem se ovládním vrtule přímo mění úhel nastavení listů vrtule. Zpravidla se však používají vrtule stavitelné za letu pilotem, u kterých se ovládním vrtule přestavuje regulační zaří-

zení hydraulického regulátoru stálých otáček vrtule. Ovládním vrtule se tak nastavují otáčky vhodné pro určitý režim letu.

O vrtulích je pojednáno v části 2.7.3. a 5.

### 1.5.8. PROTIPOŽÁRNÍ INSTALACE MOTORU

Tato instalace slouží k hašení případného požáru v prostoru motoru. Skládá se z hasicího přístroje, rozvodu hasicí látky a ovládacího zařízení. Na hasicí přístroj upevněný demontovatelně v trupu je napojeno potrubí, které je vyvedeno před požární stěnu k agregátům drakové a motorové palivové instalace (k čerpadlům, směsotvornému zařízení, k palivovému filtru apod.). Potrubí je ukončeno rozprašovacími tryskami. K instalaci dále patří ovladač umístěný v kabině letounu a převod, převážně lanový, který spojuje ovladač s vlastním spouštěcím zařízením hasicího přístroje.

## 1.6. VÝSTROJ

Výstroj letadla zajišťuje pohodlí osádky, její bezpečnost, bezpečnost letu a umožňuje splnění speciální části letového úkolu (dosažení maximálně možné výšky, vlek kluzáku a podobně). Výstroj můžeme členit podle různých hledisek, i když jednoznačné zařazení některých částí výstroje není možné vzhledem k její rozmanitosti. Na obr. 1/2 je uvedeno členění výstroje podle funkce a konstrukčního provedení jednotlivých celků výstroje. Toto členění zhruba odpovídá členění v provozních dokumentacích sportovních letadel. V dalších částech bude pojednáno o drakové výstroji a o elektrické a rádiové výstroji. Letadlové neelektrické i elektrické přístroje jsou obsahem kapitoly 7.



## 1.6.1. DRAKOVÁ ČÁST VÝSTROJE

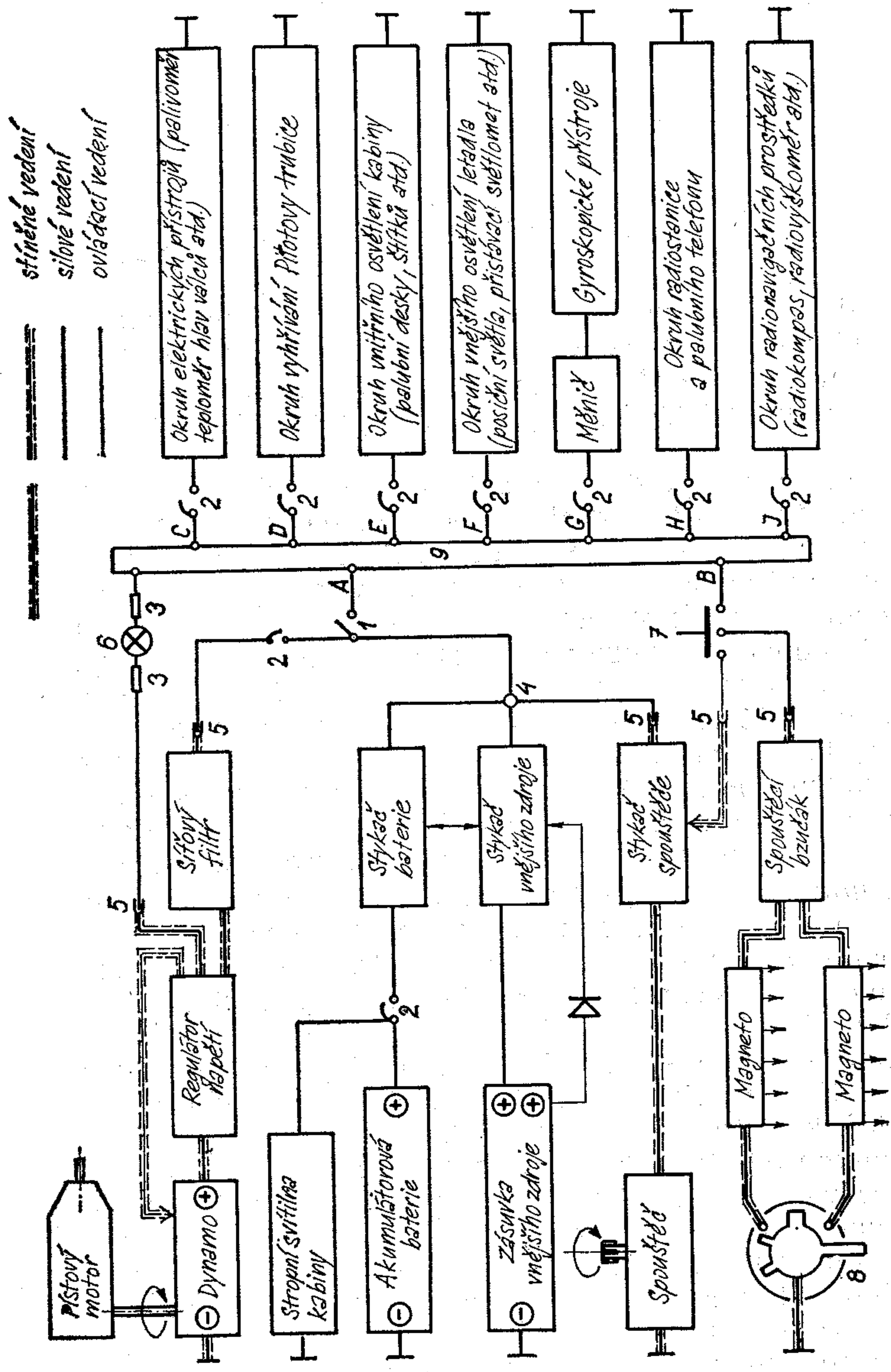
Sedačka, palubní deska, ovládací panely, větrání a vytápění dotvářejí pilotní prostor trupu. *Sedačky* jsou připevněny závěsy na nosnou část trupu a opatřeny upínacími pásy. Mívají možnost přestavování s aretací jednotlivých poloh sedačky. Bývají vybaveny čelouněním a uzpůsobeny pro sedací nebo zádové padáky. *Palubní přístrojová deska* bývá tvořena rámem palubní desky, panely přístrojů a krytem palubní desky. Rám bývá pevně spojen s konstrukcí trupu, panely bývají připevněny k rámu přes pryžové tlumiče vibrací a na panely se upevňují přístroje. Kryt palubní desky kryje prostor přístrojů za přístrojovými panely. *Ovládací panely* slouží k částečnému krytí, případně k uchycení některých ovladačů řízení, pohonné soustavy a výstroje. K jednotlivým ovladačům se na panely umísťují instrukční štítky s pokyny k obsluze. Ovládací panely bývají umístěny nejčastěji pod palubní deskou, mezi sedačkami a na bocích kabiny. *Větrání* menších letadel je konstrukční součástí pilotních krytů (větrací okénka a lapače vzduchu). Vícemístné letouny mají vzduch do kabiny přiváděn větracími kanály s ručně ovládanými uzavíracími a směrovacími klapkami. *Topení* sportovních letounů se skládá z výměníku tepla, vedení vzduchu a z ovládání topení. Výměník tepla bývá umístěn na sběrači výfukových plynů. Vzduch přiváděný ze vstupního otvoru umístěného na přední části motorových krytů se průcho-dem kolem sběrače ohřívá. Trubkovým nebo hadicovým vedením je potom přiváděn buď do různých míst kabiny nebo mimo letoun, podle polohy usměrňovacích klapek. Klapky jsou vychylovány pilotem pomocí ovladačů a převodů. Případnou *výškovou dýchací výstroj* tvoří kyslíkové láhve uchycené demontovatelně do trupu, dýchač, hadicové vedení spojující dýchač s lahvemi, ovládání přívodu kyslíku, kontrolní přístroje a dýchací maska.

*Vlečné zařízení* letounu se skládá z vlečného závěsu umístěného na spodní části konce trupu, ovladače umístěného v kabině a lanového nebo bowdenového převodu. Při zapojování vlečného lana je možno zámek závěsu ovládat přímo obsluhou zapojující vlečné lano. Vlečné zařízení většinou jsme zařadili do jeho draku a řízení. Je v podstatě stejné, ale liší se umístěním a provedením zámků, které se dají ovládat pouze z kabiny.

## 1.6.2. ELEKTRICKÁ A RÁDIOVÁ VÝSTROJ

Elektrická výstroj, rádiová výstroj a elektrické přístroje tvoří elektrickou instalaci (elektrický systém) letadla. Součástí elektrické výstroje je zde míněna i draková část systému zapalování a systému spouštění motoru z příslušenství pohonné jednotky. Funkci elektrické instalace sportovního letounu si vysvětlíme pomocí blokového schématu, které je uvedeno na obr. 1/23. Elektrická instalace se skládá z *proudových okruhů* (obvodů), které členíme na okruhy zdrojů a okruhy spotřebičů. Okruhy jsou jednovodičové s rozvodem stejnosměrného proudu o jmenovité hodnotě 27,5 V. Záporný pól je vyveden na kovovou kostru letounu, které je použito jako zpětného vodiče. Kromě *zdrojů* a *spotřebičů* obsahují okruhy *jističí zařízení*, které jistí před zkraty a proudovým přetížením. K jištění okruhů se používají automatické jističe, kterými se zároveň příslušné okruhy zapínají a vypínají. Tyto jističe pracují na principu bimetalu. V menší míře je použito tavných pojistek. Obvody dále obsahují *ovládací prvky*, kterými jsou různé druhy spínačů (stykače, vypínače, prepínače, relé atd.). Něktými spínači se zároveň automaticky jistí určité obvody. *Kontrola* elektrické instalace je prováděna pomocí kontrolních svítilen a měřicích přístrojů (VA metr). Ke *spojení* vodičů se používají svorkovnice uchycené na konstrukci draku a zástrčkové spoje.

*Hlavním zdrojem* elektrické energie je dynamo nebo alternátor s usměrňovacím zařízením. Zdroj je mechanicky poháněn převodem leteckého motoru. V proudovém okruhu *dynama* je zařazen *regulátor napětí*, který má dvojí funkci. V určitém rozmezí otáček motoru udržuje ovlivňováním budicího napětí dynama předepsanou hodnotu napětí sítě. Při poklesu napětí dynama (například snížením otáček motoru) pod určitou hranici odpojuje regulátor dynamo od sítě, aby se přes dynamo nevybíjela akumulátorová baterie. Při mechanickém usměrňování proudu komutátorem dynama vznikají elektrické poruchy (jiskřením mezi kolektorem a uhlíky). Pronikání těchto poruch do sítě a rušení rádiového spojení zamezuje *síťový filtr* zařazený za regulátor napětí. Vzniku radioporuch dále brání stínění vodičů mezi dynamem a síťovým filtrem. Přes *automatický jistič dynama* je dynamo napojeno na *hlavní vypínač* a přes *stykač baterie* a *automatický*



Obr. 1/23. Blokové schéma elektrické instalace letounu  
 A — okruh zdrojů; B — okruh zapalování a spouštění; C až J — další okruhy spotřebičů; 1 — hlavní vypínač; 2 — automatický jistič; 3 — tavná pojistka; 4 — svorkovnice; 5 — zástrčkový spoj; 6 — kontrolní svítidla dobíjení; 7 — tlačítko spouštěče; 8 — vypínač magnet; 9 — sběrnice



*jistič baterie* je napojeno na *akumulátorovou baterii*. Během chodu motoru v patřičných otáčkách dynamo baterii dobíjí. Při odpojení dynama regulátorem napětí svítí červená *kontrolní svítilna*, zapojená mezi regulátor a sběrnici a signalizuje, že akumulátorová baterie není dobíjena. Proudový okruh s alternátorem je funkčně podobný okruhu s dynamem, liší se především konkrétním provedením.

Akumulátorová baterie je *záložním zdrojem* elektrické energie. Bývá dimenzována tak, aby při poruše hlavního zdroje pokryla nouzově potřebu důležitých přístrojů po dobu půl hodiny. Může sloužit rovněž ke spuštění motoru. Ke spuštění motoru se používá na zemi *vnější zdroj* elektrické energie, který se při spouštění zapojuje do *zásuvky vnějšího zdroje*. Do okruhu baterie a okruhu vnějšího zdroje jsou umístěny *stykač vnějšího zdroje* a *stykač baterie*. Stykač je elektromagnetický spínač, který se skládá z ovládací cívky a z kontaktního systému. Kontaktní systém je elektromagneticky ovládán ovládacím proudem procházejícím cívkou. Vzájemné propojení stykačů baterie a vnějšího zdroje je provedeno tak, že zaručuje automatické odpojení baterie ve stykači baterie při připojení vnějšího zdroje. Baterie je tak chráněna před zničením proudem vnějšího zdroje. Proti opačnému zapojení vnějšího zdroje (přepólování) chrání instalaci *dioda*, která neumožní opačnému proudu sepnutí stykače vnějšího zdroje.

Dílčí okruhy dynama, baterie a vnějšího zdroje jsou přes hlavní vypínač připojeny ke *sběrnici* a tvoří s hlavním vypínačem *okruh zdrojů*. Okruh zdrojů vytváří mezi sběrnici a kostrou letounu napětí. Ke sběrnici jsou dále připojeny *okruhy spotřebičů*.

*Okruh zapalování a spouštění motoru* vytváří na elektrodách elektrických zapalovacích svíček vysoké napětí, potřebné k vytvoření elektrické jiskry a roztáčí motor při spouštění. Potřebné napětí pro elektrody svíček vytvářejí *magneta* v sekundárním vinutí svých vysokonapěťových transformátorů. Při spouštění motoru (menší počet otáček magnetoelektrického generátoru magneta) *spouštěcí bzučák* přerušuje stejnosměrný proud a tento přerušovaný proud je přiváděn do primárního vinutí transformátoru magneta a umožňuje elektromagnetickou indukci dostatečně velkého napětí v sekundárním vinutí transformátoru i při menších spouštěcích otáčkách motoru. Spouštěcí

bzučák je zapojován *tlačítkem spouštěče*, kterým je zároveň ovládán *stykač spouštěče*. Ten spíná proud do spouštěče, který mechanicky roztáčí motor. K zapínání, vypínání a přepínání magnet slouží *přepínač magnet*. Ten vypíná magneta spojením primárního vinutí transformátoru magnet s kostrou letounu. Vzniku radioporuch brání stínění vodičů okruhu zapalování a spouštění.

Okruh zdrojů a okruh zapalování a spouštění je nutný pro každý letoun s pístovým motorem. Dále je používáno vytápění *Pitotovy trubice* jako opatření proti vyřazení trubice z činnosti námrazou. Elektrické instalace rovněž obsahují proudové okruhy s *elektrickými přístroji*, jako jsou teploměr hlav válců motoru, otáčkoměr motoru, palivoměr, přístroj signalizace zbytku paliva a teploměr oleje.

K napájení některých gyroskopických přístrojů (umělého horizontu, směrového setrvačníku) se používají *měníče*, které mění stejnosměrný proud sítě na třífázový střídavý proud ( $U = 36 \text{ V}$ ). *Radiovýstroj* bývá zařazena do okruhu *radiostanice a palubního telefonu*. Tyto spojovací prostředky rozšířené o radionavigační prostředky, jako je *radiokompas*, *radiovýškoměr*, zařízení pro přistání bez vidu atd., rozšiřují rádiovou výstroj na *výstroj* nazývanou *radiotechnickou*. Radionavigačních prostředků se u sportovních letounů používá v menší míře.

*Vodiče* jednotlivých okruhů jsou spojeny do svazku, který se připevňuje ke konstrukci draku, aby nedošlo vlivem vibrací k poškození izolace vodičů. Svazky a vodiče se označují čísly. Stíněné vodiče jsou obaleny speciálním kovovým opletem, který potlačuje střídavé elektromagnetické pole vodičů. Sběrnice je tvořena měděným pocínovaným pásem umístěným za panelem jističů. Zásuvka vnějšího zdroje bývá umístěována na levou stranu letounu. Velká část elektrické instalace je umístěna na požární přepážce. Přístup k akumulátorové baterii je umožněn snímacími víky potahu letounu.

Elektrická instalace se ještě nestala obvyklou výstrojí větroňů. Zdrojem případných elektrických instalací větroňů je akumulátorová baterie, kterou je nutno dobíjet z pozemní elektrické sítě. Rozvod elektrické energie bývá dvouvodičový a instalací je používáno k napájení radiostanic, gyroskopických přístrojů při současném použití měničů a k vytápění hubic rychloměrů.



## 1.7. ZÁKLADNÍ POŽADAVKY KLADENÉ NA KONSTRUKCI SPORTOVNÍCH LETOUNŮ A VĚTROŇŮ

Základní požadavky kladené na sportovní letadla jsou v podstatě shodné s požadavky kladenými na všechna letadla. Jsou to požadavky hmotnostní, pevnostní, tuhostní, aerodynamické, výrobní, ekonomické požadavky výrobního závodu, ekonomické požadavky provozovatele a požadavky provozní spolehlivosti. Všechny tyto požadavky jsou spolu vzájemně spjaty a jsou si často protichůdné svojí podstatou. Optimální vyřešení uvedených požadavků je *konstrukčním požadavkem* při tvorbě nového letadla.

*Požadavek minimální hmotnosti* konstrukce letadla je dán základní podmínkou letu letadla, kterou je překonání zemské tíže působící na letadlo. Tento požadavek odpovídá aerodynamickým požadavkům na výkony letadla a tím i ekonomickým požadavkům provozovatele. Řešení rozpornosti hmotnostního požadavku s ostatními požadavky vedlo k maximálnímu využívání materiálu konstrukce. To je dáno použitím materiálů malé hustoty a velké pevnosti a dále použitím konstrukcí zaručujících co nejlepší využití materiálu (tenkostěnných konstrukcí).

*Požadavek dostatečné pevnosti a tuhosti* konstrukce je diktován požadavkem bezpečnosti letadla. Pevnostní a tuhostní požadavky jsou řešeny pevnostními výpočty, aeroelastickými výpočty a ověřovacími zkouškami konstrukce. Bližší vysvětlení je v kapitole 4.

*Aerodynamické požadavky* co nejlepších výkonů a vlastností letadla jsou rozhodujícími při volbě koncepce nosné soustavy, ocasních ploch a při volbě výkonnosti pohonné jednotky.

*Výrobní požadavky a ekonomické požadavky výrobního závodu* jsou spolu úzce spjaty. V podstatě je to požadavek co nejjednodušší konstrukce, snadno a rychle vyrobitelné. Řešení tohoto požadavku při současném zajištění ostatních požadavků, především kvality, určuje specifický charakter letecké výroby a klade velké nároky na kvalifikaci dělníků a techniků a na organizaci výroby.

*Požadavkem provozní spolehlivosti* je zachování bezpečného a laciného provozu letadla po vhodnou dobu. Tento požadavek úzce souvisí s *ekonomickým požadavkem*



*provozovatele* letadla a je ovlivněn všemi ostatními požadavky na konstrukci letadla. O zajištění provozní spolehlivosti je pojednáno v části 1.10. a v kapitole 4.

## 1.8. MATERIÁLY POUŽÍVANÉ PŘI STAVBĚ SPORTOVNÍCH LETADEL

Pro výrobu všech druhů letadel se používají kovové materiály, dřevo, umělé plastické hmoty, technická pryž, tkaniny, nátěrové hmoty, tmely a lepidla. Na rozdíl od ostatních skupin letadel se u některých konstrukcí sportovních letadel, především větroňů, používá dřevo a laminát (umělá plastická hmota) k výrobě nosné části draku zachycující vnější zatížení letadla.

### 1.8.1. KOVOVÉ MATERIÁLY

Kovové materiály se používají ve formě *slitin*. Používané slitiny jsou látky složené ze *základního kovu* a dalších prvků (kovů i nekovů). Základní kov a ostatní složky tvoří ve slitině tuhé roztoky, chemické sloučeniny a mechanicky neoddělitelné směsi. Vlastnosti slitiny jsou odlišné od vlastností základního kovu. Některé prvky slitiny zlepšují její požadované vlastnosti. Tyto prvky se nazývají *příklady* (legury). Jiné prvky jsou ve slitině jako nečistoty, zhoršují požadované vlastnosti slitiny. Slitiny mají krystalovou strukturu, která je patrná pod mikroskopem. Tuto strukturu (velikost, druh a uspořádání krystalů) lze měnit *tepelným zpracováním*. Tím se zároveň mění *mechanické vlastnosti* slitiny, které jsou na struktuře závislé.

#### 1.8.1.1. SLITINY LEHKÝCH KOVŮ

V letectví jsou používány především *slitiny hliníku* (zhruba 70 % dílů letadla). Tyto slitiny mají malou hustotu (2,8 kg/dm<sup>3</sup>). Napětí na mezi pevnosti ( $\sigma_{pt}$ ) slitiny závisí na druhu slitiny a příslušném tepelném zpracování. Druh slitiny je dán druhem a množstvím přísad. Jednotlivé slitiny jsou označovány číslem normy a některé typy mají své slovní označení. Přehled nejpoužívanějších hliní-

Číslo normy	Slovní označení	Základní složky slitiny		Tepelné zpracování	$\sigma_{pt \text{ min}}$ [MPa]
		Základní kov	Přísady		
<i>Hliníkové slitiny</i>					
ČSN 424201	Dural	Hliník	měď hořčík	Vytvrzený	360
ČSN 424203	Dural	Hliník	měď hořčík	Vytvrzený	440
ČSN 424253	Dural plátovaný hliníkem	Hliník	měď hořčík	Vytvrzený	400
ČSN 424400	Pantal	Hliník	hořčík křemík	Vytvrzený	210
ČSN 424331	Silumin	Hliník	křemík	Vytvrzený	220
<i>Oceli</i>					
ČSN 14331	Poldi L-ROL	Železo	mangan křemík chróm	Isotermicky kalený	1100
ČSN 15130	Poldi L-CM3	Železo	chróm molibden	Normalizačně žíhaný	600
ČSN 16532	Poldi L-ROL N	Železo	nikl mangan křemík chróm	Isotermicky kalený	1600

Obr. 1/24. Nejpoužívanější kovové materiály

kových slitin je na obr. 1/24, kde jsou uvedeny minimální hodnoty  $\sigma_{pt \text{ min}}$  po příslušném tepelném zpracování. Dural se používá na obráběné a tvářené dílce konstrukce draku. Dural plátovaný hliníkem (naválcovaná tenká vrstva hliníku na základní materiál — tvoří ochranu proti korozi) se používá na potahy. Z pantalu se vyrábějí svařované dílce, dílce hodně tvarované, nádrže instalací a potrubí palivové instalace. Silumin se používá na odlévané dílce (například na nosné části podvozkových kol).

*Slitiny hořčíku* se používají v menší míře. Z elektronu (slitina typu hořčík-hliník) se odlévají méně namáhané části draku.

#### 1.8.1.2. OCEL

Na letecké konstrukce se používají především *legované oceli* (asi 25 % dílů letadla). Jsou to slitiny železa a uhlíku se zmenšeným množstvím nečistot (síry a fosforu) a s určitým obsahem legujících prvků, které zlepšují mechanické vlastnosti oceli. Pro dosažení požadovaných mechanických vlastností se ocelové dílce tepelně zpracovávají. Měrná hmotnost oceli je  $7,8 \text{ kg/dm}^3$ . Nejčastěji používané oceli jsou uvedeny na obr. 1/24. Uvedená hodnota napětí na mezi pevnosti  $\sigma_{pt}$  odpovídá používanému tepelnému zpracování hotového dílce. Ocel L-ROL a L-ROL N se používá na nejvíce namáhaná závěsná kování, spojovací čepy a na podvozkové nohy tlumičových podvozků. Ocel L-CM3 se používá na závěsná kování, spojovací čepy, svařovaná závěsná kování a svařované sestavy. Tyto speciální oceli, označené v obr. 1/24 podnikovou značkou, nejsou s oceli podle ČSN úplně shodné.

## 1.8.2. NEKOVOVÉ MATERIÁLY

### 1.8.2.1. DŘEVO

U dřevěných konstrukcí letadel se používá smrk, borovice, jasan a buk na více namáhané části konstrukce (pásnice, podélníky, zesílení), z břízy, buku a olše se vyrábějí letecké překližky a lípa, balsa, topol a olše se používají na výplně a nenamáhané části konstrukce. U kovových konstrukcí letadel se používá jasan na vrtule a dále se dřevo používá na podlahy. Dřevo používané na nosné části konstrukce musí být pečlivě vybíráno, sušeno a kontrolováno.

### 1.8.2.2. UMĚLÉ PLASTICKÉ MATERIÁLY (SYNTETICKÉ PLASTY)

Umělé plastické materiály jsou vysokomolekulární látky (jejich molekuly se skládají z velkého množství plošně nebo prostorově uspořádaných atomů), které při ohřevu přecházejí do plastického stavu (termoplasty při každém ohřevu, termosety pouze při prvním ohřevu) a které byly vyrobeny z umělých produktů.

Při stavbě letadel jsou používány fenoplasty jako *licí pryskyřice* a *lisovací hmoty* pro výrobu rukojetí ovladačů a jako *tvrzené tkaniny* pro výrobu kladek a vodiček lanových převodů. Z určitých pryskyřic a tkanin se vyrábějí *laminátové konstrukce* složené z vrstev tkaniny prosyčených a propojených pryskyřicí. Z polyesterových skelných laminátů jsou takto vyráběny koncové oblouky, motorové kryty a karosérie příhradové konstrukce trupu. *Organické sklo (plexisklo)* slouží k zasklení krytu kabiny. *Pěnový polystyrén* a *polyuretan* se používají jako výplň do třívrstevných (sendvičových) konstrukcí potahu nebo k vyztužení normálního potahu.

### 1.8.2.3. TECHNICKÁ PRYŽ

Pryž je pružná látka vyrobená vulkanizací směsi obsahující umělý nebo přírodní kaučuk a přísady. Tyto přísady jsou potřebné pro vulkanizaci a dosažení požadovaných vlastností.

Pryž je používána na výrobu vzdušnic do pneumatik, pneumatik, na výrobu tlumičích a pružicích elementů některých přistávacích zařízení a vyrábějí se z ní tlumiče pro uchycení palubní desky, motorových krytů a motoru. Dále se uplatňuje při výrobě palivových a olejových hadic a těsnicích dílců hydropneumatických tlumičů, hydraulických



kých převodů a silových instalací. V leteckých přístrojích jsou používány pryžové membrány. Pomocí pryžových profilů se těsní pilotní kabina a lemují se kraje potahů v místě dotyku křídel a ocasních ploch s trupem, případně kraje krytů.

#### 1.8.2.4. TKANINY

V letectví se používá na potahy kormidel a trupu letecké bavlněné a lněné plátno se zaručenou pevností v tahu zároveň s umělými textilními materiály. Bavlněná a lněná tkanina se dále používá na tkalouny kryjící místa přišití potahu, na záslepky odlehčovacích otvorů, na vnitřní kryty kabiny a na plátěné krytí otvorů pro řídidla a ovladače. Popruhy z umělých vláken se používají pro bezpečnostní pásy sedačky.

#### 1.8.2.5. NÁTĚROVÉ HMOTY A TMELY

Nátěrové hmoty jsou tekuté látky, které vytvářejí po určité době po nanesení na povrch součásti tenkou vrstvu pevně lnoucí k povrchu součásti. Tato vrstva se nazývá *film*. Hlavními složkami nátěrových hmot jsou *filmotvorná složka*, *těkavé složky* — *ředidlo a rozpouštědlo* a část nátěrových hmot obsahuje *pigment*. Tyto složky vytvářejí základní vlastnosti nátěrové hmoty (přilnavost, odolnost vnějším vlivům, tekutost před použitím, krycí schopnost atd.). Další složky dotvářejí základní vlastnosti (zvýšení pružnosti filmu, zkrácení doby vytvoření filmu atd.).

Podle obsahu pigmentu se dělí nátěrové hmoty na *laky* (neobsahují pigment, jsou průhledné) a na *barvy* (obsahují pigment, jsou neprůhledné). Podle druhu pigmentu se dělí barvy na *základní* (pigment zvyšuje ochranné vlastnosti nátěru) a *vnější* — *emaily* (pigment dodává nátěru barvu určitého odstínu). Při stavbě sportovních letadel se používají *nitrocelulóзовé, nitrokombinační, syntetické, polyuretanové, epoxidové, chlorkaučkové a silikonové* nátěrové hmoty. Tyto názvy odpovídají druhu filmotvorné složky.

Uvedené nátěrové hmoty se používají podle účelu v příslušných vybraných kombinacích. K *lepení* plátěného potahu a tkalounů, k *vypínání* plátěného potahu a k *impregnaci* (ochrana proti vodě) plátěného potahu a dřeva se používají různé druhy nitrocelulóзовých laků. Základní syntetické a polyuretanové barvy se používají k *ochraně kovových dílů* proti korozi a zároveň k *zajištění dobré*

*přilnavosti* celého nátěru. Proti účinkům *potřísnění elektrolytem* baterie se používá chlorkaučuková barva. Dílce vystavené působení vyšších teplot (části topení, výfuky) se chrání proti korozi silikonovými barvami. K vytvoření *estetického barevného povrchu* letadla, který je vystaven především účinkům atmosféry, se používají nitrocelulózo-*vé*, nitrokombinační a polyuretanové emaily a epoxidové laky.

*Tmely* jsou v podstatě nátěrové hmoty s větším obsahem pigmentu a plniva. Používá se jich k místnímu vyrovnání nerovností povrchu před nanesením nátěrové hmoty.

#### 1.8.2.6. LEPIDLA

Lepidla jsou látky schopné vytvořit po určité době dostatečně pevnou vrstvu pevně lnoucí k povrchu lepených součástí. Lepidel je možno použít k lepení materiálu jednoho druhu — *speciální lepidla*, nebo několika druhů — *univerzální lepidla*. Podle složení dělíme lepidla na jednosložková a dvousložková.

*Jednosložková lepidla* jsou tvořena lepicí složkou rozpouštěnou v rozpouštědle. Používá se jich ke spojům, které neovlivňují pevnost letadla. K lepení pryže, textilu, kůže atd. se používají *kaučukové roztoky* (např. Alkaprén A 100). Potahové plátno se kromě šití lepí ke kostře lepicím *nitrolakem* (nitrocelulózový lak s přídavkem kalafuny).

*Dvousložková lepidla* se používají ke spojům ovlivňujícím pevnost letadla i ke spojům podřadnějším (např. Araldit I pro pevnostní spoje, Epoxid 1200 pro nepevnostní spoje). Složkami těchto lepidel je umělá pryskyřice s přísadami a tužidlo, které se před lepením přidává v určitém přesném množství do pryskyřice.

K lepení termoplastů se používají jejich *rozpouštědla*, ve kterých je možno předem rozpustit určité množství lepeného materiálu (např. lepení plexiskla přípravkem „Čikuli“).

Aby byla zajištěna kvalita lepeného spoje, je nutno dodržet pracovní postup odpovídající návodu k použití příslušného lepidla.

## 1.9. VÝROBA SPORTOVNÍCH LETOUNŮ A VĚTROŇŮ

Z výrobního hlediska se konstrukce letadla člení na výrobně samostatné celky, kterými jsou *sestavy, podsestavy a detaily*. Detail je část konstrukce, která se již dále nedá členit. Vzájemně spojené detaily tvoří sestavy a podsestavy. Určitý celek konstrukce může být sestavou i podsestavou podle toho, ke které části konstrukce je přirovnáván. Toto je možno vysvětlit pomocí obr. 1/6, 1/7 a 1/8. Základní konstrukce křídla je podsestavou křídla spolu s dalšími podsestavami (křídélkem, klapkou). Je ale současně sestavou složenou z podsestav, kterými jsou hlavní nosník, pomocný nosník atd. a z detailů, kterými jsou žebra, potahové plechy, nýty atd. Závěsné čepy, koncový oblouk apod. jsou detaily křídla.

Detaily jsou vyráběny podle technologických postupů z *polotovarů* (plechů, tyčí, trubek atd.) beztrískovým způsobem — *tvářením a odléváním, obráběním* — soustružením, frézováním, vrtáním atd. a kombinací obou způsobů. Technologické postupy předepisují jednotlivé operace. Pro žebro je to zhruba: stříhání vnějšího tvaru, prostřihování technologických otvorů a odlehčovacích otvorů, ohyb lemů, tepelné zpracování, vytvoření povrchové ochrany proti korozi a kontrola. Jednotlivé operace se provádějí ručně pomocí ručního nářadí (nůžky na plech, tvarovací klempířské plácačky atd.) nebo na strojích (kopírovací frézky vnějšího tvaru, lis s upnutým postřihovacím a lemovacím přípravkem, gumolis atd.).

Podsestavy a sestavy se vyrábějí nýtováním, svařováním, lepením a montáží. Při *montáži* se detaily, podsestavy a sestavy nejčastěji spojují šrouby, maticemi, čepy, závlačkami, pomocí pojistných kroužků apod. Při *nýtování* se spojované části upevňují do přípravku, svrtávají, otvory se často prosazují nebo zahlubují pro hlavy nýtů a pak se části nýtují. Přípravky se používají rovněž při *svařování* a *lepení*.

*Tepelné zpracování*, o kterém jsme se zmínili v části 1.8.1., se v podstatě skládá z ohřevu na určitou teplotu, z doby setrvání na této teplotě a z ochlazování určitou rychlostí. Tyto veličiny mají určité hodnoty dané především konkrétním druhem slitiny a určitým typem tepelné-



ho zpracování voleného podle potřeby (žihání na odstranění pnutí — po svaření ocelové sestavy, izotermické kalení — zvýšení pevnosti ocelového detailu, vytvrzování — zvýšení pevnosti duralového detailu atd. ).

*Povrchová ochrana* proti korozi je vytvářena u oceli především *galvanickým pokovováním*, při kterém je na povrch ocelové součásti nanášena vrstva kovu odolného proti korozi (např. kadmiování). U duralu je používáno *eloxování*, což je anodická oxidace, při které se vytváří na povrchu duralové součásti vrstva korozi odolného kysličníku. Konečná povrchová úprava je tvořena *nátěrem* vytvořeným stříkáním.

Letecký závod vyrábějící letadla část detailů a sestav konstrukce letadla vyrábí a část odebírá od ostatních podniků (motory, podvozkové nohy, pneumatiky, přístroje, vrtule, odlitky, šrouby atd.). Při nákupu, vlastní výrobě a zalétávání vyrobeného letadla je prováděna v určité posloupnosti *kontrola* materiálu, rozměrů, kvality spojů, tepelného zpracování, povrchové ochrany a funkcí jednotlivých sestav i celého letadla.

## 1.10. ÚDRŽBA SPORTOVNÍCH LETOUNŮ A VĚTROŇŮ

Bezpečnost, bezporuchovost, připravenost letadla k provozu a další vlastnosti, které ve svém souhrnu tvoří *provozní spolehlivost letadla*, jsou bezprostředně ovlivňovány jeho *údržbou*. Při údržbě letadla je nutno se řídit příslušnými *návody k obsluze letadla*, které bývají spojeny s *technickým popisem letadla* a jsou dodávány výrobním závodem s každým letadlem.

V dnešní době je u sportovních letadel zaveden systém údržby pomocí *periodických prohlídek u provozovatele* a *periodických prohlídek a oprav v leteckých opravárnách* (částečné opravy, generální opravy). Po určité době stanovené výrobním závodem a nazývané *životností letadla* se letadlo vyřadí z provozu, nebo se posoudí podle jeho technického stavu možnost dalšího provozu. Z tohoto i jiných důvodů vyplývá nutnost informovanosti výrobního závodu a dohlédacího úřadu, u nás Státní letecké inspekce, o sku-

tečném provozu a poruchách, které se během provozu vyskytly. Doba provedení periodické prohlídky a životnost jsou určeny *počtem odlétaných hodin, počtem přistání* a také kalendářní dobou. *Pevně stanovené periodické prohlídky* jsou doplněny *předletovými, meziletovými a poletovými prohlídkami* a *technickými přípravnými pracemi* prováděnými při každém létání (v průběhu letového dne).

Obsahem předletových, meziletových a poletových prohlídek je vnější systematická kontrola celého letadla. Postup při kontrole (prováděné obvykle při obcházení letadla) a objem kontroly jednotlivých prohlídek je dán návodem k obsluze příslušného typu letadla. Přístup k některým kontrolovaným místům je umožněn snímatelnými a odklápěcími kryty a víky. Jinak je kontrola prováděna bez demontáže. Obecně se dá říci, že se kontroluje *spojení jednotlivých částí* letadla a okolí těchto spojů (uzlů) z hlediska *neporušenosti, zajištění demontovatelných spojů* a z hlediska *vůlí ve spojích*. Tak se například kontroluje upevnění křídel, ocasních ploch, motorového lože, podvozku, motoru, nádrží, baterie a podobně. Dále se kontroluje *neporušenost povrchu částí* letadla a *dotážení šroubů* snímacích částí potahu. Hodnotí se tak například stav potahu a dotážení šroubů okrajových oblouků a snímacích krytů. Vnější prohlídkou se hodnotí *míra opotřebení pneumatik* a *jejich uložení na kolech*. Při prohlídkách se také kontroluje *těsnost instalací a agregátů*. Netěsnost se projeví vlhkostí v místě agregátů a spojů instalace a stékáním kapaliny po pohyblivých částech agregátů plněných kapalinami, například po pístnici hydropneumatického tlumiče podvozku. Kontrola *základních funkcí* některých částí se provádí například vychylováním kormidel, řídidel a některých ovladačů a také pomocí kontrolních přístrojů. Kontrolou ukazatelů diagnostických zařízení (např. tlakoměru tlakové sondy pásnice nosníku, ukazatele opotřebení brzdového obložení) získáme informaci o *skutečném pevnostním stavu* nebo *opotřebení* částí konstrukce. Obsahem uvedených prohlídek je rovněž *kontrola čistoty* (povrchu letadla, odvzdušňovacích otvorů, vstupních otvorů motorových krytů, chladiče oleje, vzduchového filtru, otvorů Pitotovy trubice apod.), *kontrola stavu provozních hmot* (množství paliva a oleje, tlaku v pneumatikách, tlaku v tlumiči, tlaku hasicího přístroje atd.) a *kontrola uzavření plnicích hrdel*. Na prohlídky navazují některé *technické*

*práce*, jako je například odkalování paliva, plnění letounu palivem, plnění olejem, plnění tlumiče kapalinou a vzduchem, mazání pohyblivých spojů, čištění jednotlivých celků letadla (zasklení kabiny, lakovaného povrchu, interiéru kabiny atd.) a další práce. Seznam těchto prací, jejich objem a postupy jejich provádění jsou rovněž uvedeny v návodě k obsluze příslušného letadla.

Pevně stanovené periodické prohlídky prováděné u provozovatele se skládají rovněž z kontrolních a na ně navazujících prací, ale liší se rozsahem a technickou úrovní prováděných činností. Prohlídky po prvních intervalech odlétaných hodin (např. prvních 10 h, prvních 25 h, prvních 50 h atd.) jsou zaměřeny na „zaběhnutí“ konstrukce a soustřeďují se například na výměny oleje v motoru, dotahování šroubů závěsů, šroubů krytů a podobně. V dalším provozu se již nevyskytují, jedině u nově vyměněných větších částí (například motoru, vrtule apod.). Ostatní periodické prohlídky u provozovatele (například stohodinová) mají podstatně větší rozsah než prohlídky letového dne, které jsou často součástí těchto prohlídek. Při těchto prohlídkách se již provádějí demontáže některých částí (kola z podvozku, kormidel apod.) a provádějí se rovněž rozsáhlejší práce, například výměna oleje v motoru, čištění palivových a olejových nádrží, napínání lan řízení, promývání a mazání ložisek závěsů a podobně. Rozsah a postupy těchto prohlídek jsou dány rovněž návodem k obsluze daného letadla.

Větší pevně stanovené periodické práce a zároveň opravy se provádějí v leteckých opravárnách, kde již dochází k výměnám částí letadla a k obnově nátěrů. Informace o stavu konstrukce letadla poskytované výrobcí ze všech prohlídek a také z letového provozu vedou k upřesňování objemů a postupů prací jednotlivých prohlídek, vedou ke změně intervalů těchto prohlídek, ke změnám konstrukce letadla a jsou součástí podkladů k hodnocení technického stavu letadla po odlétání stanovené životnosti. Poznatky získané během údržby slouží ke zvyšování životnosti a ke snižování pracnosti údržby nově vyvíjených letadel při zachování jejich bezpečnosti.



---

## 2. AERODYNAMIKA

---

### 2.1. ÚVOD

Aerodynamika je nauka, která zkoumá dynamické, tj. silové působení vzduchu na tělesa při obtékání.

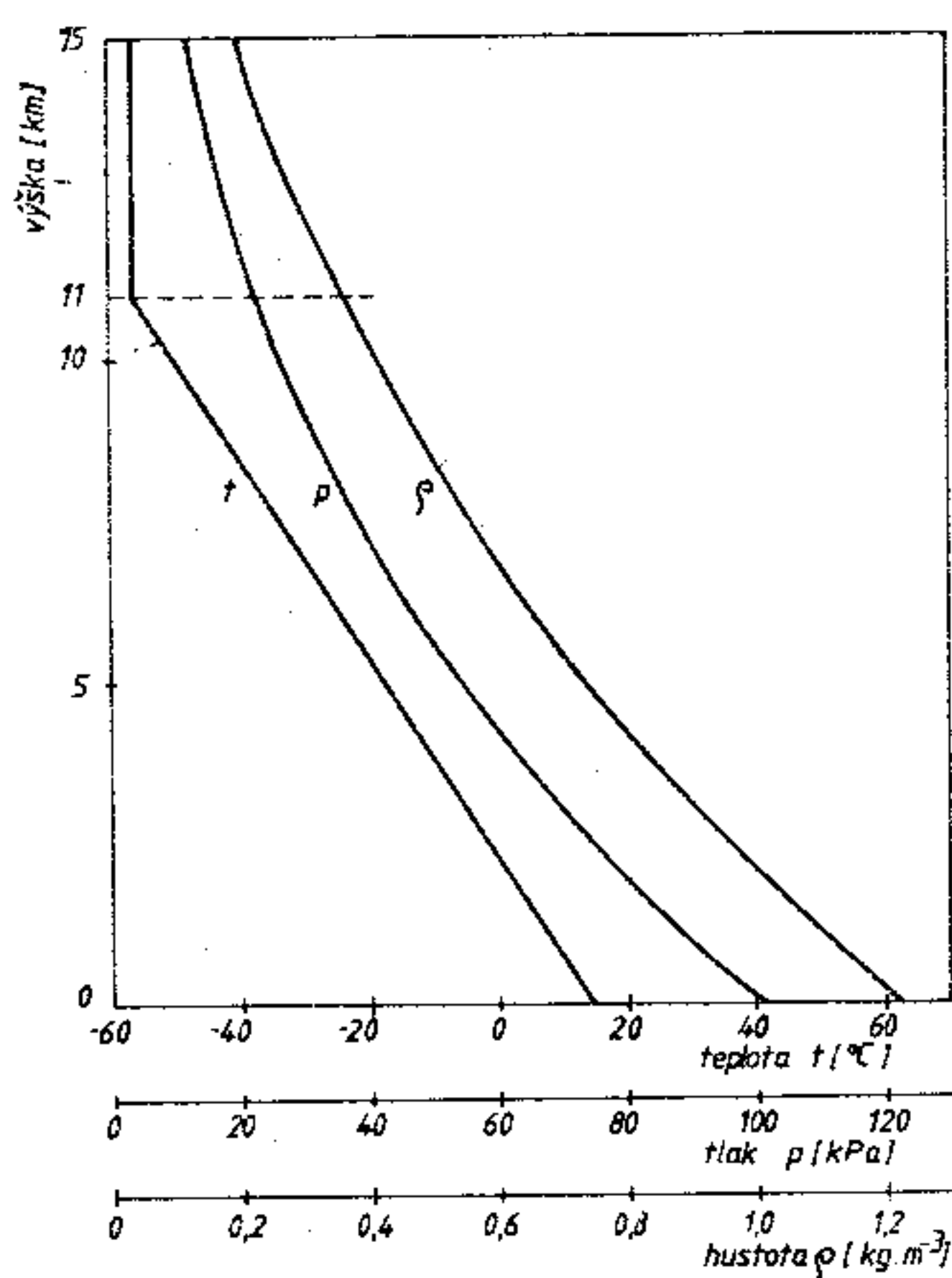
Osvojení si základních zákonitostí a poznatků aerodynamiky má pro pilota a letecký personál značný význam. Tím, že aerodynamika pojednává o vzniku a působení sil na letadlo, umožňuje pochopit základní principy létání. Dále poskytuje podklady k pochopení otázek výkonů, stability a říditelnosti letadla, o kterých pojednává mechanika letu. Znalost aerodynamiky přispívá k lepšímu využití technických vlastností letadla a je jedním ze základních předpokladů bezpečného létání.

V této části učebnice, i v části Mechanika letu, se z důvodů zkrácení používá pojem *letadlo* místo pojmu *letadlo s nepohyblivými nosnými plochami*, tj. letadlo těžší než vzduch, u něhož je vztlak potřebný k letu vytvářen v podstatě aerodynamickými silami na nosných plochách, které jsou vůči letadlu nepohyblivé. Tento pojem zde zahrnuje v sobě pojmy *letoun* (motorové letadlo) a *kluzák*, případně *větroň*.

\* dynamické = pohybové

## 2.2. ATMOSFÉRA

Atmosféra — vzdušný obal Země je prostředím, ve kterém se letadla pohybují. Proto je důležité znát její fyzikální vlastnosti. Podrobnější rozbor atmosféry je uveden v části Meteorologie. Z důvodů potřeby při dalším výkladu aerodynamiky si zde povšimneme jen některých základních charakteristik vzduchu, a to průběhu teploty, tlaku a hustoty (hmotnost na jednotku objemu) v nejnižších vrstvách atmosféry.



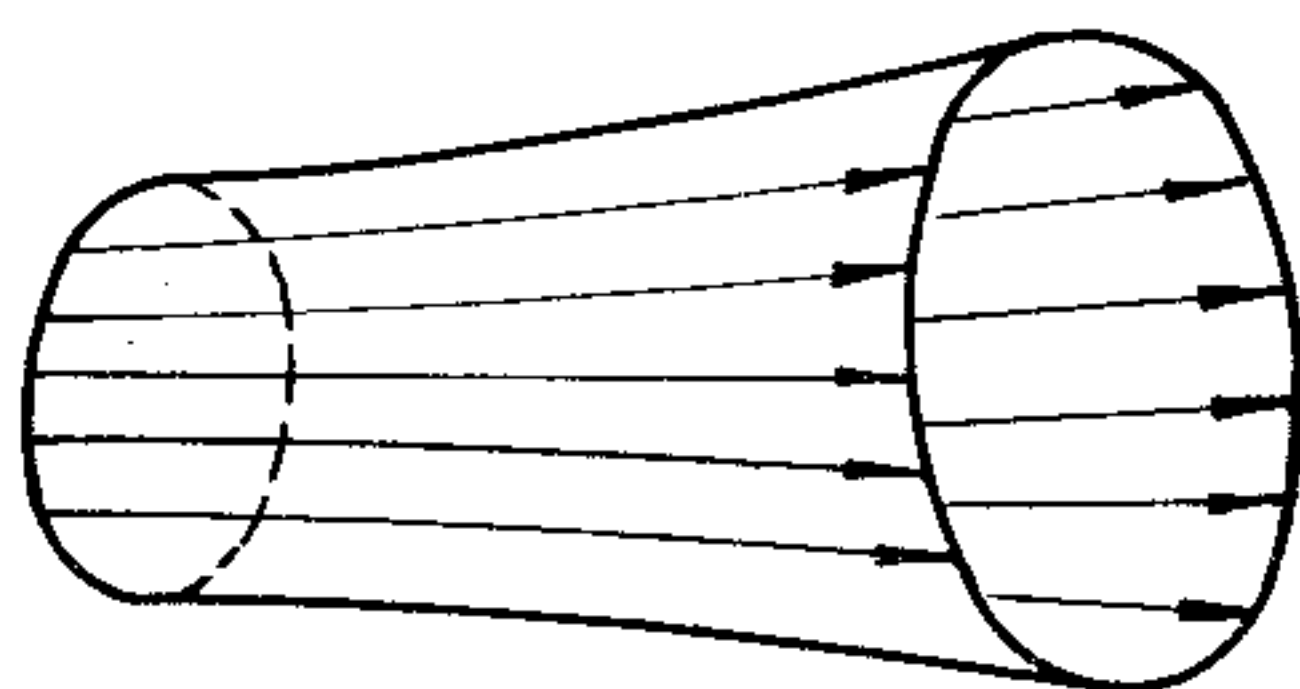
Obr. 2/1. Charakteristiky mezinárodní standardní atmosféry

Charakteristiky vzduchu nejsou stejné na celé Zemi a mění se též v průběhu dne a ročních období. Aby bylo možno srovnat výkony letadel naměřené na různých místech zeměkoule a v různé roční nebo denní době, byla zavedena mezinárodní standardní atmosféra (MSA). Za účelem srovnání se výkony naměřené za různých podmínek přepočítávají na podmínky MSA. Průběhy teploty  $t$  [°C], tlaku  $p$  [kPa] a hustoty vzduchu  $\rho$  [kg·m<sup>-3</sup>] s výškou, jak je udává MSA, jsou znázorněny na obr. 2/1. Tvary průběhů charakterizované všeobecným poklesem základních veličin s výškou do 11 km, dalším poklesem tlaku a hustoty a neproměnností teploty ve větších výškách jsou typické pro spodní vrstvy atmosféry. Pro praktické použití je MSA zpracována do tabulek.

## 2.3. ZÁKLADNÍ POJMY A ZÁKONY PŘI PROUDĚNÍ VZDUCHU

Vzduch je obecně stlačitelné prostředí. Stlačitelnost se však projevuje výrazně až při rychlostech proudění větších než asi 60÷70 % rychlosti zvuku. Sportovní letadla takové rychlosti zdaleka nedosahují, nebudeme se proto dále v této učebnici zabývat vlivy stlačitelnosti a vzduch budeme považovat za nestlačitelný. Z toho důvodu bude pro nás nadále platit, že hustota vzduchu je pro jednu výšku MSA konstantní.

Při proudění vzduchu používáme pojmy proudnice a proudová trubice. Proudnice jsou myšlené čáry, které



Obr. 2/2. Proudová trubice

představují dráhy jednotlivých částíček vzduchu. Proudová trubice je myšlená trubice vymezená v proudícím vzduchu obalovými proudnicemi, viz obr. 2/2. Protože proudnice jsou obecně prostorové křivky, průřez proudové trubice je proměnný.

Pro potřeby dalšího výkladu si uvedeme ve zjednodušené formě dva základní zákony, platící při proudění vzduchu, vyjádřené rovnicemi spojitosti proudění a Bernouliho.

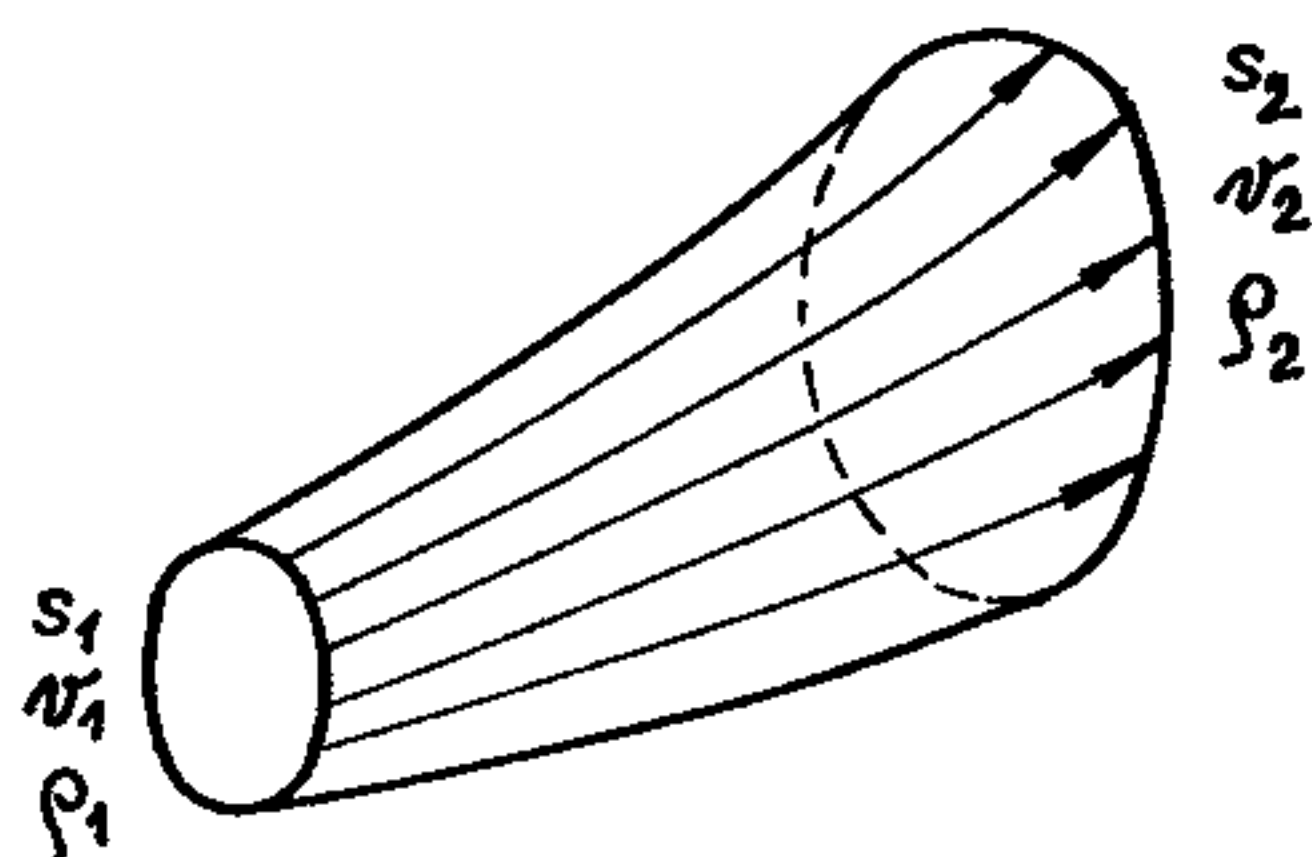
### 2.3.1. ROVNICE SPOJITOSTI PROUDĚNÍ

Rovnice spojitosti proudění je vyjádřením zákona o zachování hmoty. Při proudění v proudové trubici proměnného průřezu (obr. 2/3) musí být hmotový průtok vzduchu v libovolném průřezu trubice stejný. Uvažujeme-li nestlačitelný vzduch konstantní hustoty, platí totéž o průtočném objemu, což je objem vzduchu proteklý daným průřezem



za jednu sekundu a vyjadřujeme jej jako součin plochy průřezu a rychlosti proudění.

Protéká-li tedy průřezem  $S_1$  vzduch rychlostí  $V_1$ , je průtočný objem  $Q_1 = S_1 \cdot V_1$ . Za předpokladu, že obalovou plochou proudové trubice žádný vzduch nepřitéká ani neodtéká, musí být splněn zákon o zachování hmoty a průtočný objem vzduchu  $Q_2 = S_2 \cdot V_2$  se musí rovnat objemu  $Q_1$ , nebo



Obr. 2/3. Proudění v proudové trubici proměnného průřezu

obecně objemu  $Q = S \cdot V$ . Můžeme napsat rovnici spojitosti proudění

$$S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2 = S \cdot V = konst,$$

jejíž slovní vyjádření zní jednoduše: součin průřezu a rychlosti je v libovolném průřezu proudové trubice konstantní. Je důležité si uvědomit, že zmenší-li se průřez proudové trubice, zvětší se rychlost proudění vzduchu a naopak.

### 2.3.2. BERNOULIHO ROVNICE

Bernouliho rovnice vyjadřuje zákon o zachování energie při spojitém proudění vzduchové hmoty. Zjednodušeně je možno rovnici napsat ve tvaru:

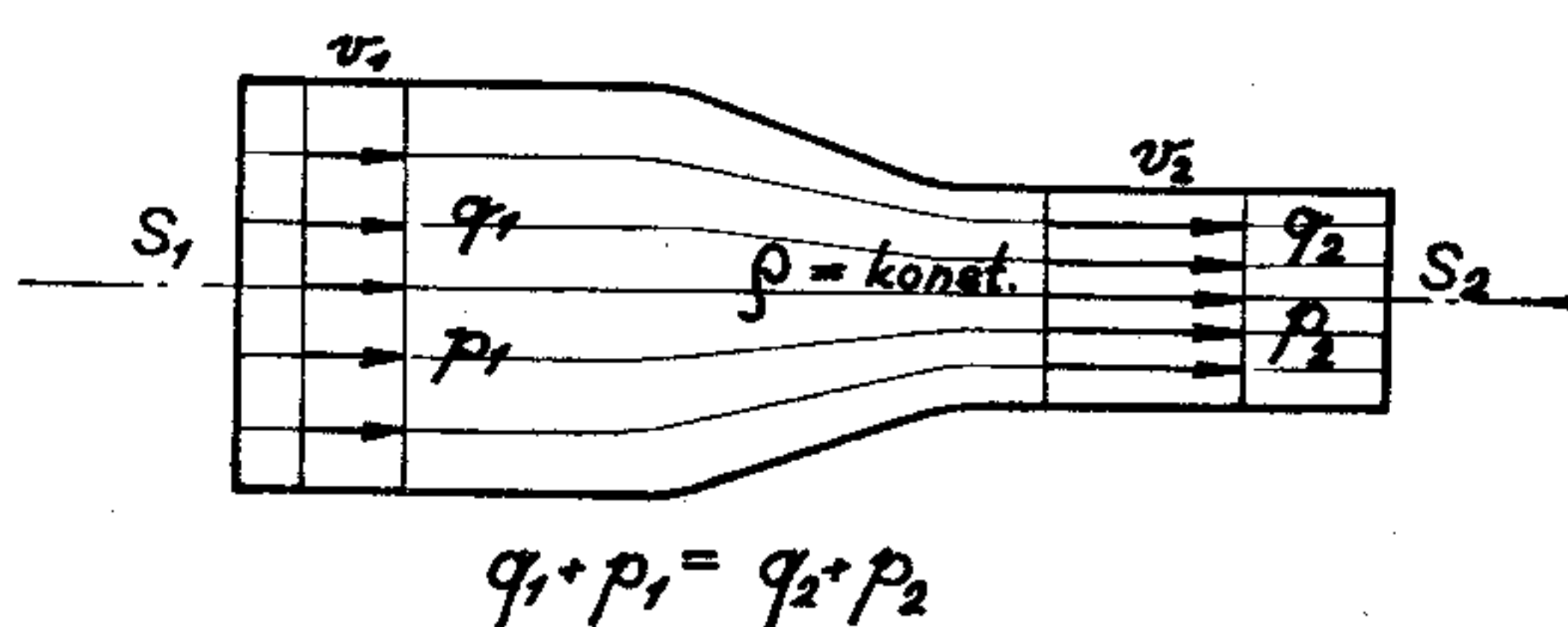
$$q + p = p_{celk} = konst.$$

První člen je tzv. dynamický tlak, který se v oblasti nízkých rychlostí rovná tlaku kinetickému:  $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ , druhý

člen je statický tlak  $p$ . Jejich součtem vzniká celkový tlak  $p_{celk}$  a ten je stálý v libovolném průřezu proudové trubice.

Sledujeme-li proudění v uzavřené trubici o průřezech  $S_1, S_2$  (obr. 2/4), jsou tam rychlosti  $V_1, V_2$  v takové relaci,

aby vyhověly rovnici spojitosti proudění, tj. ve větším průřezu  $S_1$  bude menší rychlost  $V_1$  a v menším průřezu  $S_2$



Obr. 2/4. Proudění v uzavřené trubici proměnného průřezu

bude zase větší rychlost  $V_2$ . Bernouliho rovnice pro tyto dva průřezy zní:

$$q_1 + p_1 = q_2 + p_2 \text{ nebo}$$

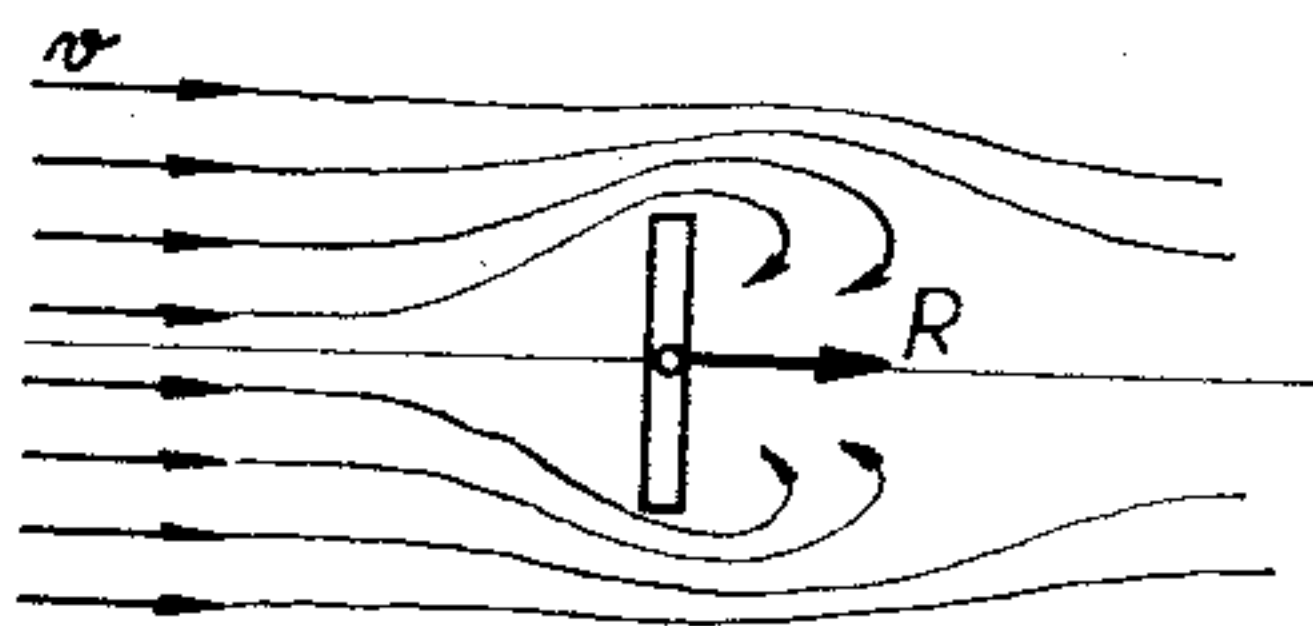
$$\frac{\rho \cdot V_1^2}{2} + p_1 = \frac{\rho \cdot V_2^2}{2} + p_2.$$

Z rovnice plyne, že v průřezu 1, kde je menší rychlost, je též menší kinetický tlak  $q_1$ , ale větší statický tlak  $p_1$ . Naopak v průřezu 2, kde je větší rychlost, je také větší kinetický tlak  $q_2$  a menší statický tlak  $p_2$ .

Pomocí Bernouliho rovnice vysvětlujeme vznik aerodynamických sil při obtékání těles (křídél, trupů, kormidel atd.), jak uvidíme dále. Principy vyjádřené touto rovnicí využíváme také při měření rychlosti letounu pomocí Pitotovy resp. Venturiho trubice, viz kapitola o rychloměrech v části Letecké palubní přístroje.

### 2.3.3. VZNIK AERODYNAMICKÝCH SIL

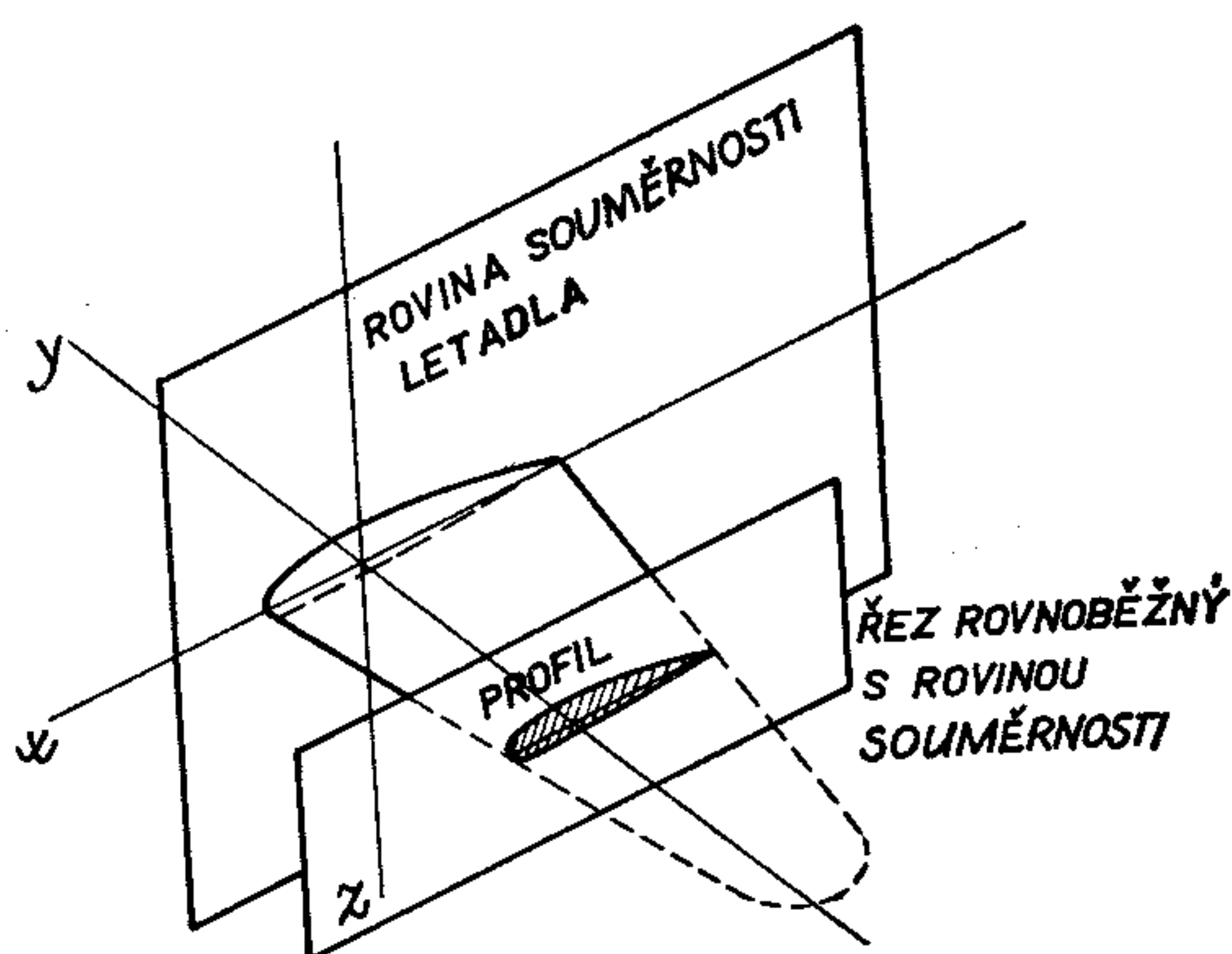
Aerodynamické síly vznikají působením proudícího vzduchu na tělesa, resp. pohybem tělesa ve vzduchové hmotě.



Obr. 2/5. Obtékání desky kolmé ke směru proudění

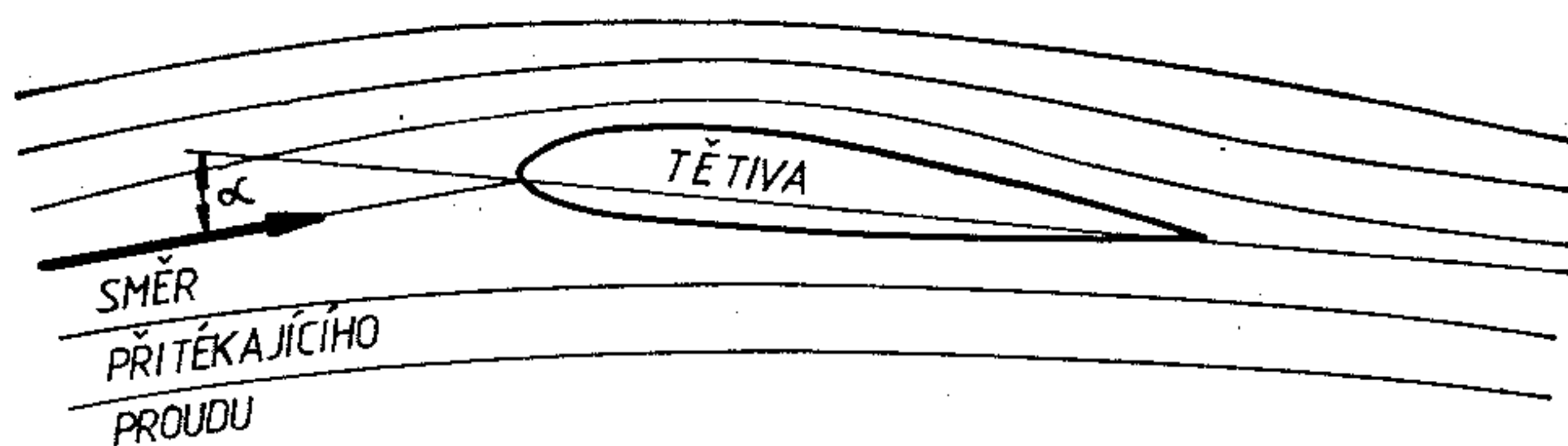
Sledujeme-li vznik aerodynamických sil na tělesech symetrických k ose rovnoběžné se směrem přitékajícího proudu, zjistíme, že vznikne aerodynamická síla ve směru nerušeného proudu. Jako příklad může posloužit obr. 2/5, který znázorňuje proudění kolem desky položené kolmo na směr proudu a aerodynamickou sílu, vznikající v tomto případě. Pojmy nerušený a přitékající proud se vztahují k proudu vzduchu v takové vzdálenosti před tělesem, kam již nezasahují deformace proudění vznikající v blízkosti tělesa.

Obecně však vzniká při obtékání nějakého tělesa výsledná aerodynamická síla, která svírá se směrem přitékajícího proudu jistý úhel. K ilustraci tohoto jevu nám nejlépe poslouží vznik sil na profilu křídla obtékaného pod něja-



Obr. 2/6. Definice profilu křídla

kým úhlem náběhu. Profilem nazýváme řez křídlem rovinou rovnoběžnou s rovinou symetrie, viz obr. 2/6. Úhel náběhu je úhel mezi směrem přitékajícího proudu a tětivou profilu. Obr. 2/7 znázorňuje proudění kolem profilu v uvažovaném případě.

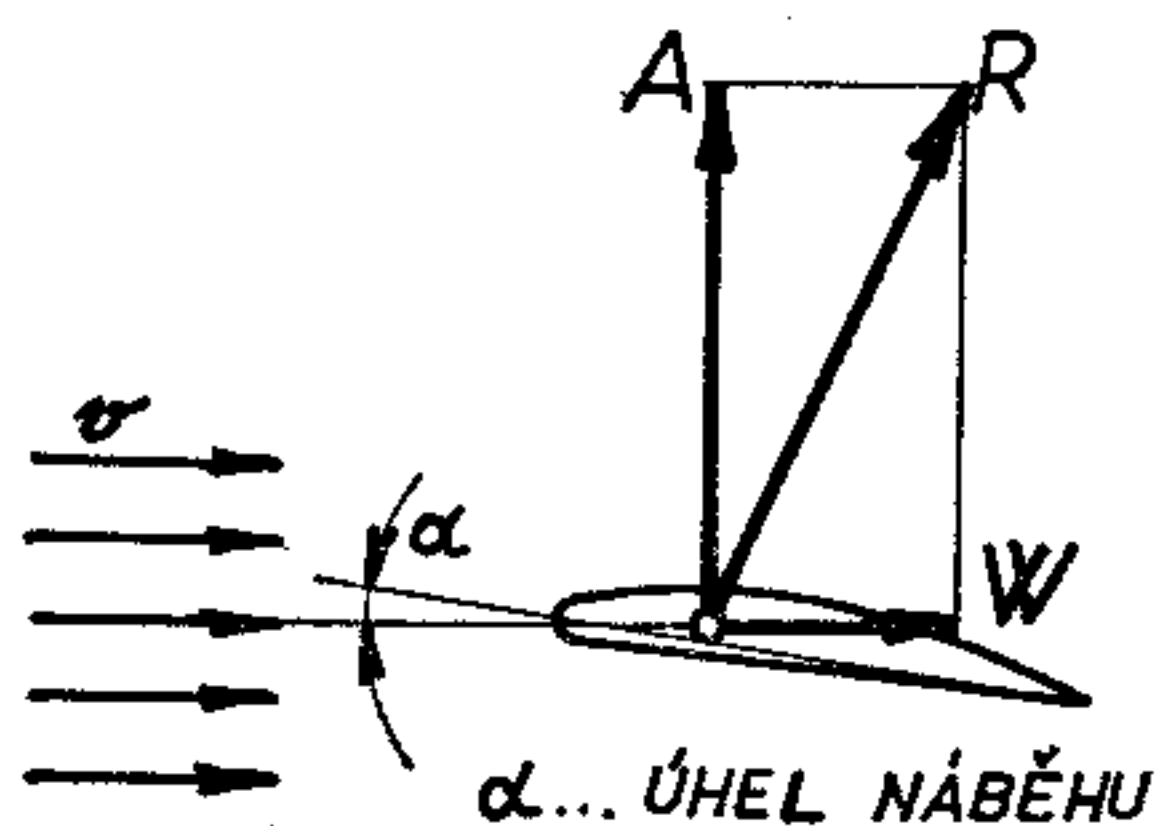


Obr. 2/7. Proudění kolem profilu křídla



Proudnic se v oblasti nad profilem zhušťují, v oblasti pod ním zředují. Uvažujme několik proudnic nad profilem za řez jednou, několik proudnic pod profilem za řez druhou proudovou trubicí a aplikujme na ně výsledky rovnic spojitosti proudění a Bernouliho. V prostoru nad profilem, kde dochází ke zhuštění proudnic (průřez proudové trubice se zmenšuje) se zvyšuje rychlost proudění, vzrůstá kinetický a klesá statický tlak. Vzniká podtlak — sání. Na spodní straně profilu se proudnice rozšiřují (průřez proudové trubice se zvětšuje), rychlost klesá, klesá též kinetický tlak a vzrůstá tlak statický. Vzniká přetlak.

Působením tlaku na ploše vzniká síla. Tak i působením tlaků na povrchu křídla vzniká výsledná aerodynamická síla, která je v místě řezu — profilu křídla orientovaná tak, jak je ukázáno na obr. 2/8. Výslednou aerodynamickou



Obr. 2/8. Aerodynamické síly při obtékání profilu

sílu  $R$  rozkládáme na dvě navzájem kolmé složky. První z nich je vztlak  $A$ , to je složka výsledné aerodynamické síly kolmá na směr přitékajícího proudu. Druhou je *odpor*  $W$ , složka rovnoběžná se směrem téhož proudu. Uvedené síly vyjadřujeme vztahy:

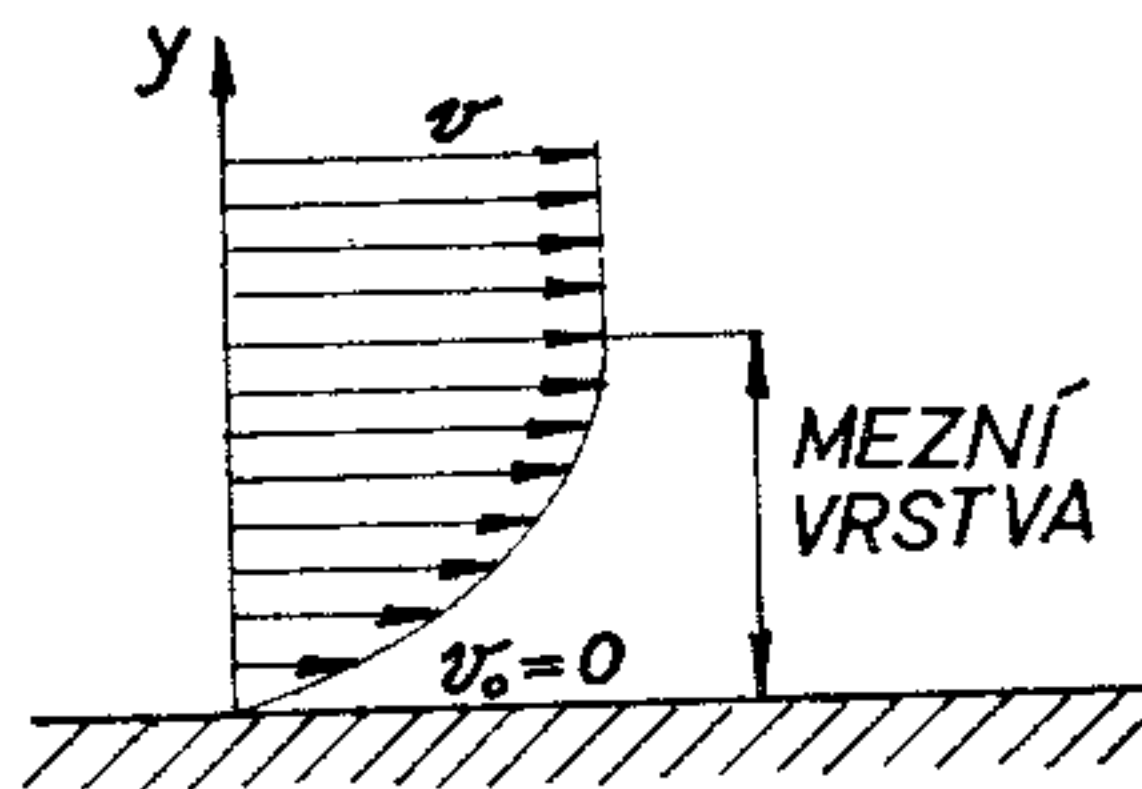
$$R = C_R \cdot q \cdot S; \quad A = C_A \cdot q \cdot S; \quad W = C_W \cdot q \cdot S,$$

kde  $C_R$ ,  $C_A$ ,  $C_W$  jsou součinitelé výsledné aerodynamické síly, vztlaku a odporu,  $q$  je kinetický tlak a  $S$  vztažná plocha. Pro křídlo a letoun bývá vztažnou plochou půdorysná plocha křídla. Všimněme si vzájemné podobnosti všech tří vztahů. Každá síla je součinem příslušného součinitele, kinetického tlaku a vztažné plochy.

#### 2.3.4. MEZNÍ VRSTVA

Při obtékání tělesa proudem vzduchu s rychlostí  $V$  vzniká na povrchu tělesa tzv. rychlostní spád. V důsledku vis-

kozity vzduchu a drsnosti povrchu tělesa je rychlost na povrchu nulová. Rychlost vzdušného proudu roste s kolmou vzdáleností od povrchu tělesa až dosáhne rychlost volného proudu  $V$ , viz obr. 2/9. Vrstva, ve které nastává tato změna rychlosti se nazývá mezní vrstvou.

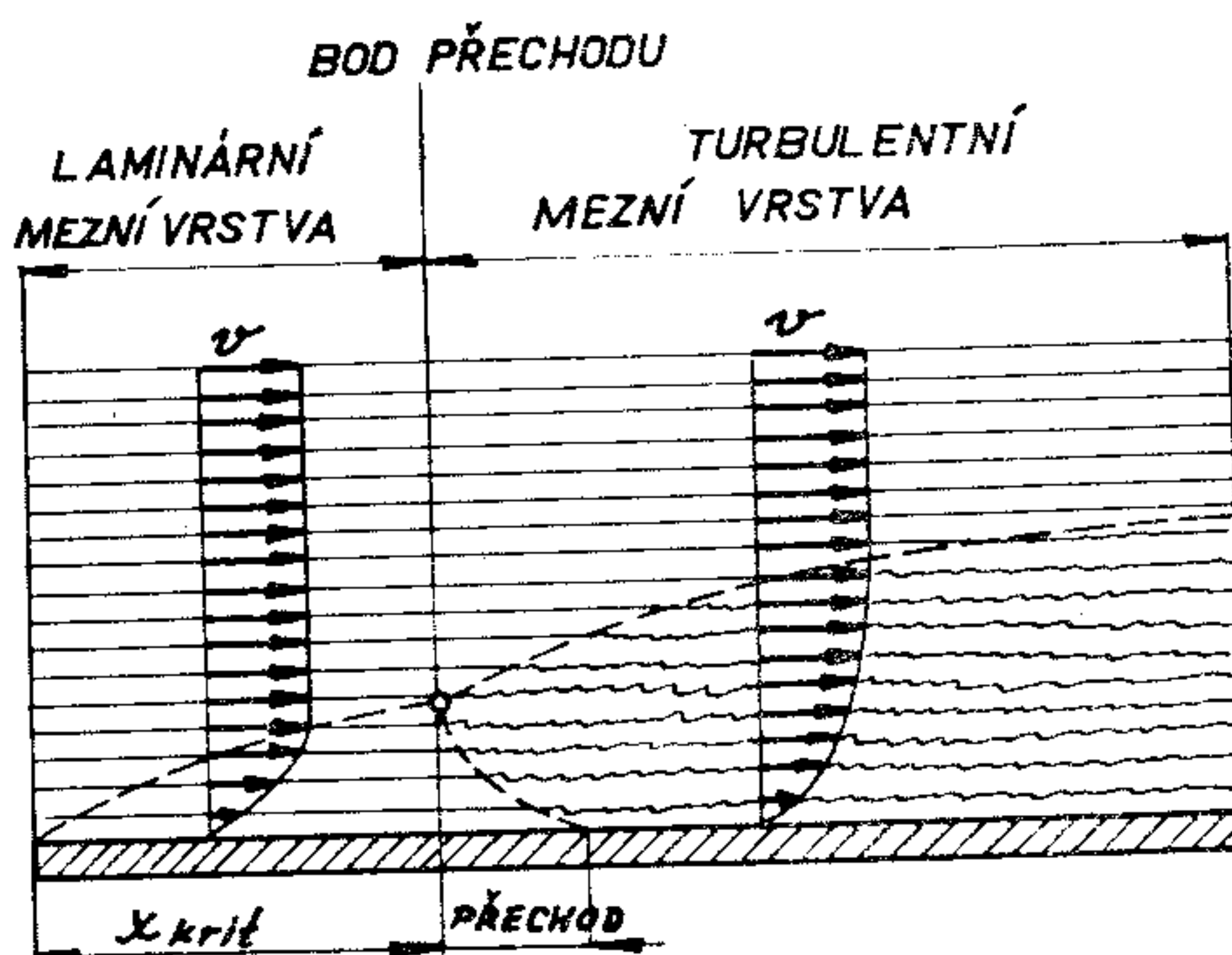


Obr. 2/9. Rychlostní profil v mezní vrstvě

V mezní vrstvě se po sobě posouvají vrstvičky vzduchu o různé rychlosti. Vzniká mezi nimi tření, které klade odpor proti pohybu tělesa.

Je-li proudění v mezní vrstvě uspořádané, nevířivé, proudnice se navzájem neprotínají, hovoříme o laminárním proudění v mezní vrstvě. Na laminární proudění se spotřebuje malá část pohybové energie a tedy vzniká malý odpor.

Je-li proudění v mezní vrstvě vířivé (turbulentní), proudnice jsou neuspořádané, hovoříme o turbulentním proudění v mezní vrstvě. Ztráta pohybové energie proudícího vzduchu při turbulentním proudění je velká a vzniká velký odpor.



Obr. 2/10. Proudění v mezní vrstvě (M. V.) na povrchu rovinné desky

Na obr. 2/10 je znázorněno proudění na povrchu rovné desky. Mezní vrstva se skládá z části laminární a z části turbulentní. Mezi nimi je oblast přechodu.

Charakter proudění se mění s Reynoldsovým číslem:

$$Re = \frac{V \cdot l}{\nu} \text{ (Re je bezrozměrné číslo),}$$

kde  $V$  [ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ ] ... rychlost proudění,

$l$  [m] ... charakteristický rozměr (např. hloubka profilu křídla),

$\nu$  [ $\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ ] ... součinitel kinematické viskozity vzduchu.

Zvětšuje-li se rychlost letu (proudění)  $V$ , nebo charakteristický rozměr  $l$ , roste též Reynoldsovo číslo. Při stálé rychlosti letu  $V = \text{konst}$  a nezměněném rozměru  $l$  se Reynoldsovo číslo s rostoucí výškou zmenšuje, protože součinitel kinematické viskozity vzduchu s výškou roste.

Při nízkém  $Re$  vznikne jen laminární mezní vrstva. Při kritické hodnotě Reynoldsova čísla  $Re_{krit} \doteq 5 \cdot 10^5$  se laminární mezní vrstva stává nestabilní a přechází do turbulentní. Při  $Re$  vyšším než kritickém se vyskytuje smíšená mezní vrstva, znázorněná na obr. 2/10.

Poloha bodu přechodu je velice důležitá, protože určuje vzájemnou velikost laminárního a turbulentního tření a tím ovlivňuje celkový odpor tělesa (např. i profilu křídla a letounu). Je dána hlavně kritickým Reynoldsovým číslem

$$Re_{krit} = \frac{V \cdot x_{krit}}{\nu},$$

kde  $x_{krit}$  je vzdálenost bodu přechodu od náběžné hrany.

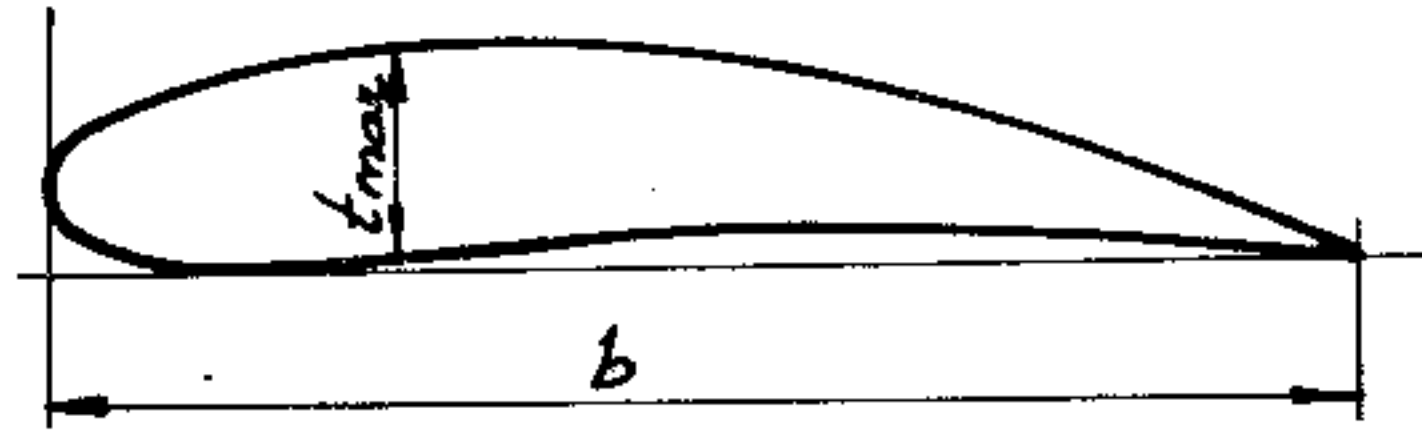
Kromě toho však závisí i na jiných činitelích, a to na hladkosti povrchu tělesa, na jeho tvaru, na tlakovém spádu (např. podél hloubky profilu) a na stupni turbulence vzdušného proudu. Zvýšená drsnost povrchu vyvolá předčasný přechod do turbulence a posune bod přechodu dopředu. Podobně vysoká turbulence prostředí vyvolá předčasný přechod.

U zakřivených těles má na polohu bodu přechodu značný vliv tlakový spád. Klesající tlak je příznivý pro udržení laminární mezní vrstvy. Tato skutečnost vedla ke vzniku laminárních profilů, u kterých se rozšíření oblasti s klesajícím tlakem dosahuje posunutím maximálních tlouštěk mírně dozadu proti profilům klasickým.



## 2.4. PROFIL

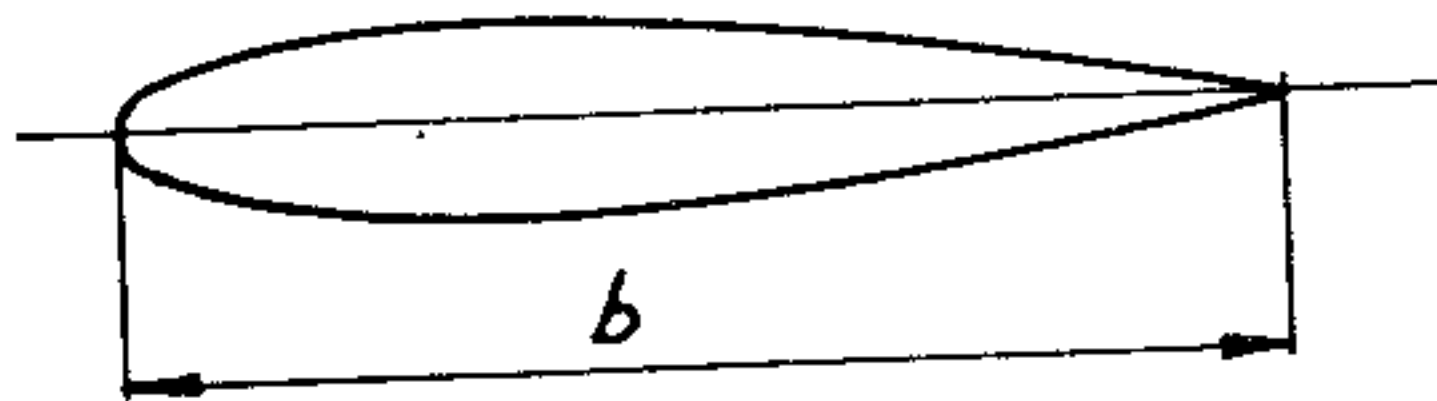
Profil křídla dostaneme řezem rovnoběžným s rovinou souměrnosti letadla, viz obr. 2/6. Aerodynamické charakteristiky profilu zahrnující vztlak, odpor a aerodynamický moment závisí na geometrickém tvaru profilu.



Obr. 2/11. Klasický profil



Obr. 2/12. Laminární profil



Obr. 2/13. Symetrický profil

Pro sportovní letouny se používají profily klasické a laminární (obr. 2/11 a 2/12). Oba druhy mají řadu základních symetrických tvarů, ze kterých jsou odvozeny celé rodiny různě prohnutých profilů. Klasický symetrický profil je znázorněn na obr. 2/13.

Symetrické profily se používají zejména na ocasních plochách, nověji též na křídlech speciálních soutěžních akrobatických letounů (např. Akrostar, Z-50 L), prohnuté profily pak na křídlech ostatních sportovních letounů.

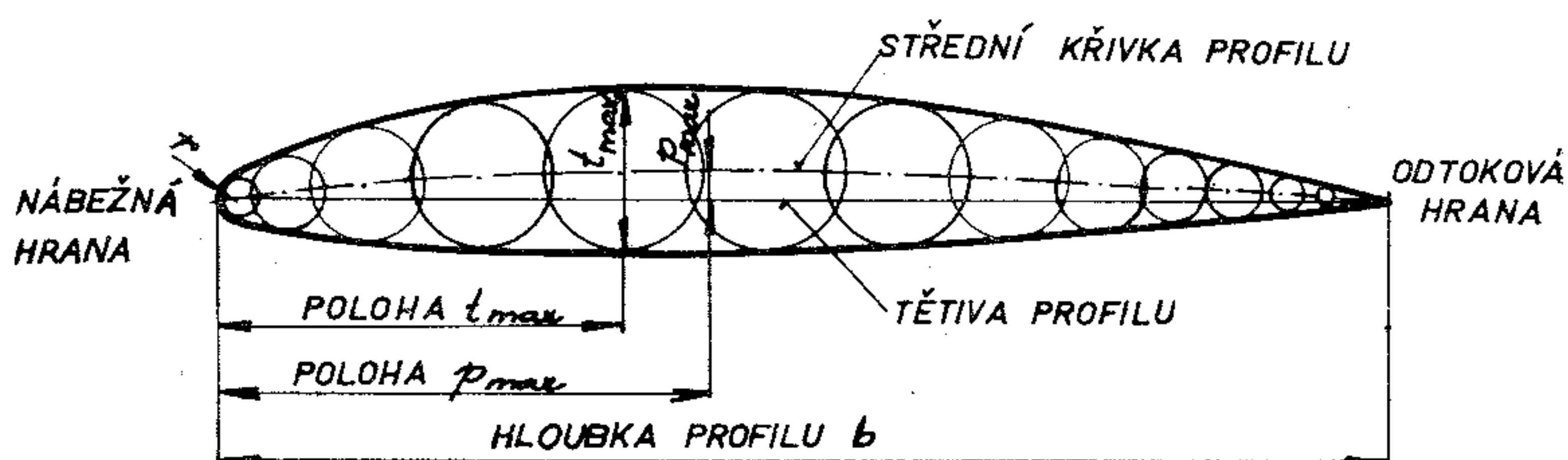
Protože aerodynamické charakteristiky křídla konečného rozpětí jsou ovlivněny jeho půdorysným tvarem a štíhlostí, zkoumáme aerodynamické charakteristiky profilu na křídle nekonečného rozpětí.

## 2.4.1. GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY PROFILŮ

Na geometrickém tvaru profilu a jeho rozměrech závisí jeho základní aerodynamické vlastnosti.

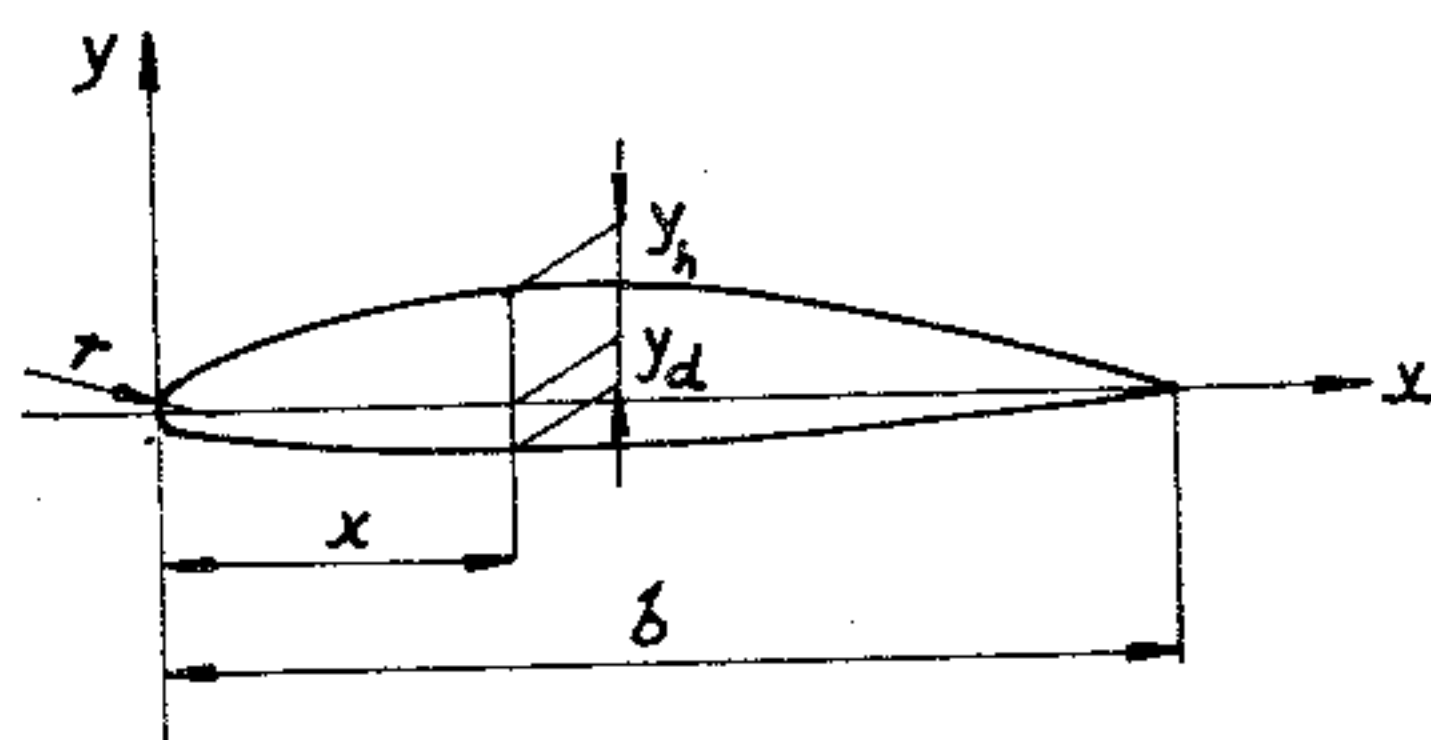
K základním geometrickým charakteristikám profilu podle obr. 2/14 patří:

- hloubka profilu  $b$ ;
- poloměr náběžné hrany  $r$ ;
- maximální tloušťka profilu  $t_{max}$  a poloha maximální tloušťky;



Obr. 2/14. Geometrické charakteristiky profilu

- maximální prohnutí střední křivky profilu  $p_{max}$  a poloha maximálního prohnutí;
- střední křivka profilu (spojnice středů vepsaných kružnic);
- tětiva profilu (spojnice průsečíků náběžné a odtokové hrany křídla s rovinou profilu, ležící v rovině profilu).



Obr. 2/15. Souřadnice profilu

Geometrické charakteristiky profilu, které se dají vyjádřit délkovým rozměrem (např. max. tloušťka, max. prohnutí a jejich poloha) se obvykle vyjadřují v % hloubky profilu. Obdobně bývají vyjádřeny i souřadnice profilu, viz

obr. 2/15, které bývají pro praktické použití uváděny tabe-  
lárně ve sbornících profilů.

Klasické profily mají maximální tloušťku asi v 30 %  
hloubky, zatímco laminární ji mají posunutou dozadu do  
40—70 % hloubky profilu.

## 2.4.2. AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY PROFILŮ

Aerodynamické vlastnosti profilu závisí přímo na jeho  
geometrických charakteristikách. Tak například maximál-  
ní součinitel vztlaku profilu ovlivňuje především jeho  
tloušťka a prohnutí střední křivky. Odporové vlastnosti  
profilu jsou rovněž závislé na uvedených charakteri-  
stikách.

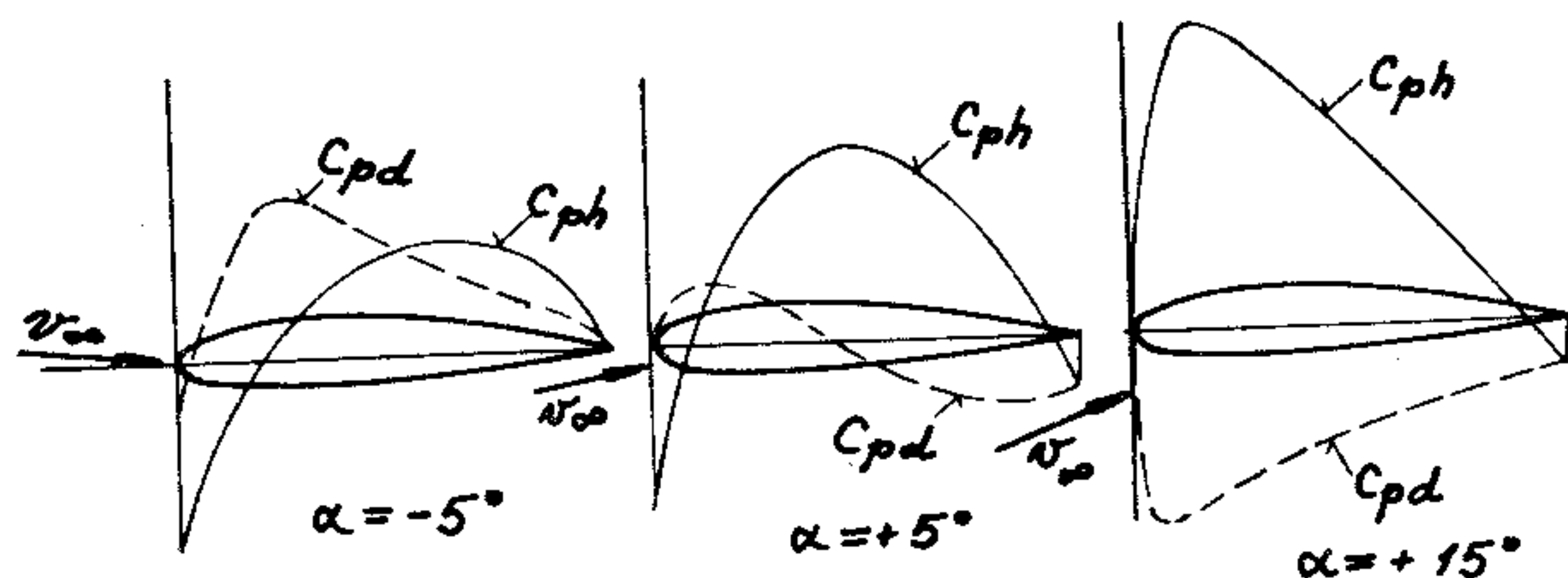
Geometrický tvar profilu ovlivňuje také rozložení tlaku  
po hloubce profilu a tím tzv. tlakový spád, který je důleži-  
tým faktorem pro přechod laminárního proudění v mezní  
vrstvě v turbulentní.

Rozložení tlaků po hloubce profilu a tím i výsledná  
aerodynamická síla a její složky se pro daný profil se  
známými geometrickými charakteristikami mění s velikos-  
tí úhlu náběhu.

Průběhy základních aerodynamických charakteristik  
profilů znázorňuje vztlaková čára, aerodynamická polára  
a momentová čára profilu.

### 2.4.2.1. ROZLOŽENÍ TLAKŮ NA PROFILU

Typické průběhy rozložení tlaku po hloubce profilu při  
třech různých úhlech náběhu jsou uvedeny na obr. 2/16.



Obr. 2/16. Rozložení tlakového součinitele  $C_p$  při různých úhlech  
náběhu



Tlak je zde vyjádřen bezrozměrovým tlakovým součinitelem:

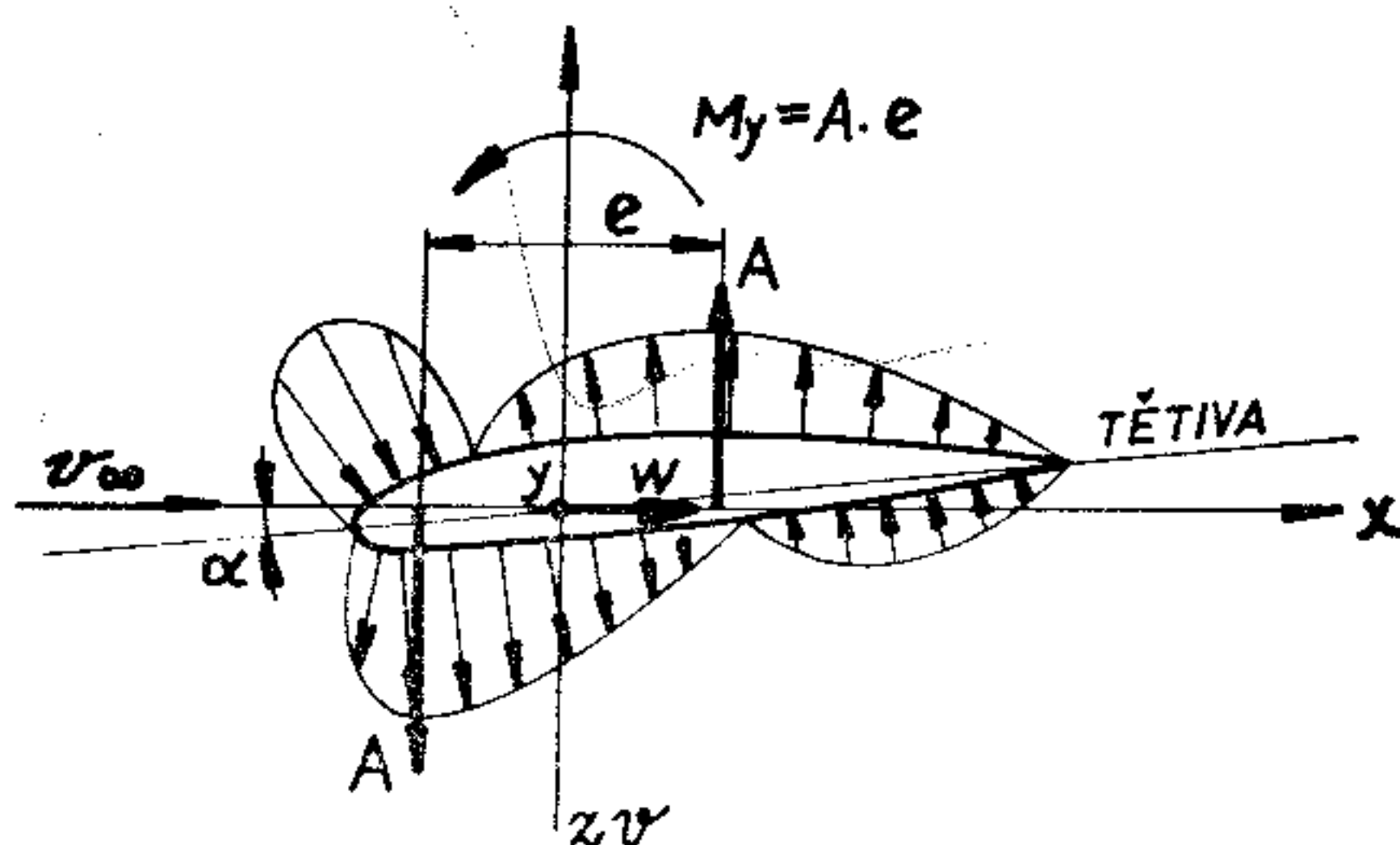
$$c_p = \frac{p - p_\infty}{q},$$

kde je:  $p$  ... statický tlak v uvažovaném místě na povrchu profilu,

$p_\infty, q$  ... statický a kinetický tlak nabíhajícího volného proudu.

V diagramech je  $C_{ph}$  tlakový součinitel na horním a  $C_{pd}$  na dolním obrysu profilu. Součinitelé tlaku jsou vynášeni kolmo na tětivu profilu, přičemž nad tětivou je kresleno sání, pod ní přetlak.

Schematické znázornění působení tlakových sil na profilu při nulovém vztlaku je na obr. 2/17. Působení tlaku kolmo na horní i dolní povrch profilu je zde znázorněno



Obr. 2/17. Působení sil na profil při nulovém vztlaku

šipkami. Šipky směřující do profilu znázorňují přetlak, šipky směřující z profilu sání. Tlakové síly na profilu dávají silovou výslednici ve směru osy  $x$ , tj. odpor  $W$  a dvojici sil ve směru osy  $z$ , jejichž silové působení  $A - A = 0$  dává ale moment k příčné ose letadla  $M_y = A \cdot e$ . Je nutné zdůraznit, že točivý moment na profilu (nebo křídle) vzniká i při jiných režimech proudění, než je režim nulového vztlaku.

#### 2.4.2.2. ZÁVISLOST SOUČINITELE VZTLAKU A ODPORU NA ÚHLU NÁBĚHU

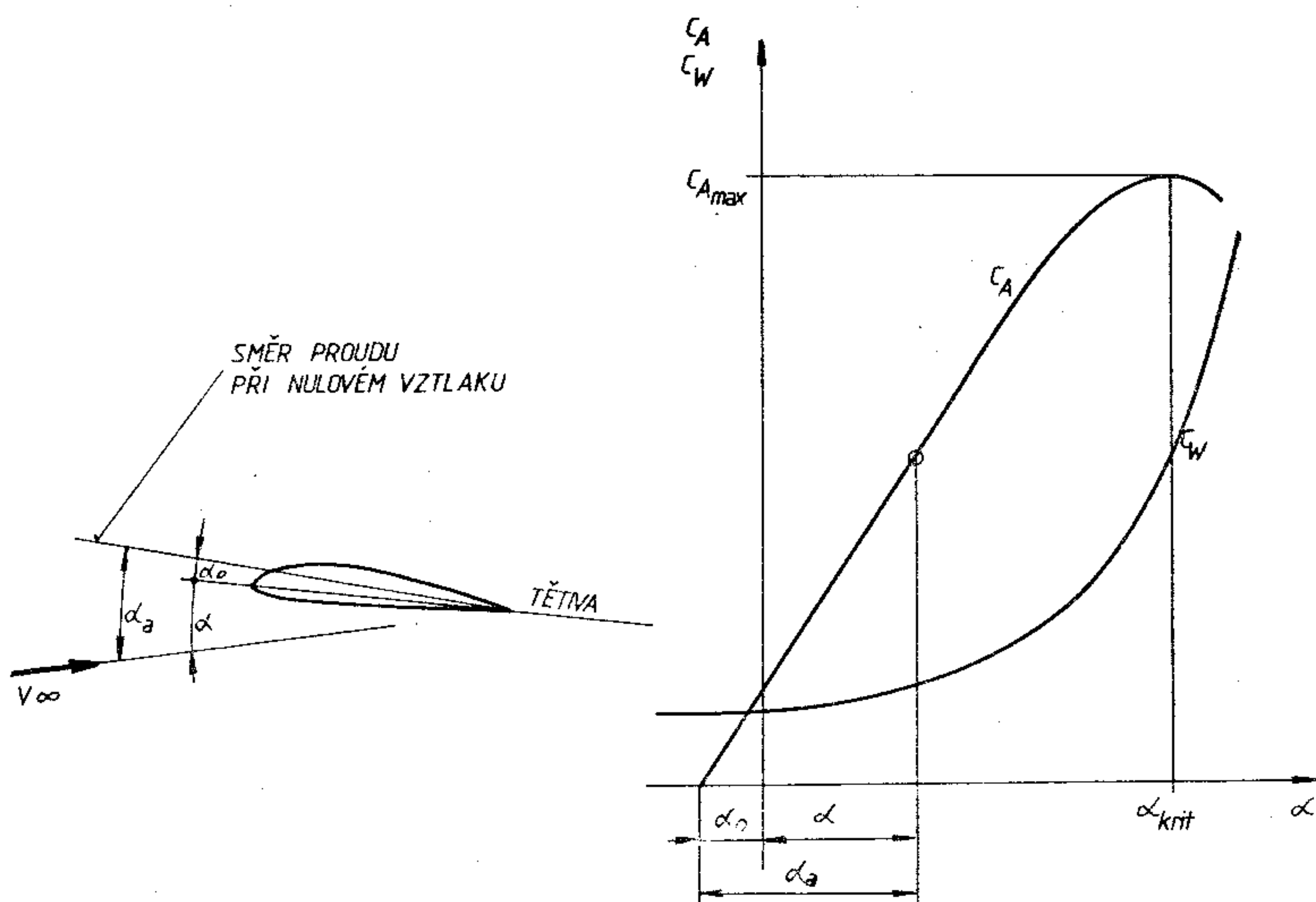
Závislost součinitele vztlaku  $C_A$  na úhlu náběhu vyjadřuje tzv. vztlaková čára profilu. Tato čára se v širokých mezích blíží přímce, viz obr. 2/18. Zakřivuje se až v oblasti vysokých úhlů náběhu. Maximálního součinitele vztlaku  $C_A$  je dosaženo při kritickém úhlu náběhu. Za ním dochází

v důsledku rozsáhlého odtržení proudu na sací straně k poklesu  $C_A$ .

K definici úhlu náběhu na obr. 2/18:

- $\alpha$  ... úhel náběhu, tj. úhel mezi tětivou a směrem přitékajícího proudu,
- $\alpha_0$  ... úhel náběhu při nulovém vztlaku, zvaný také jednoduše úhel nulového vztlaku, tj. úhel mezi tětivou a směrem proudění při nulovém vztlaku,
- $\alpha_a$  ... úhel náběhu absolutní, tj. úhel mezi směrem skutečného proudění a směrem proudění při nulovém vztlaku.

Na obr. 2/18 je nakreslena i závislost součinitele odporu  $C_W$  na úhlu náběhu  $\alpha$ . Součinitel odporu narůstá pomalu s úhlem náběhu v oblasti, kde je vztlaková čára přímková.



Obr. 2/18. Závislost  $C_A$  a  $C_W$  na  $\alpha$ . Definice úhlu náběhu

V zakřivené části vztlakové čáry se nárůst  $C_W$  zvětšuje a největší je v oblasti za kritickým úhlem náběhu. Je to důsledek zvětšující se oblasti odtrženého proudu.

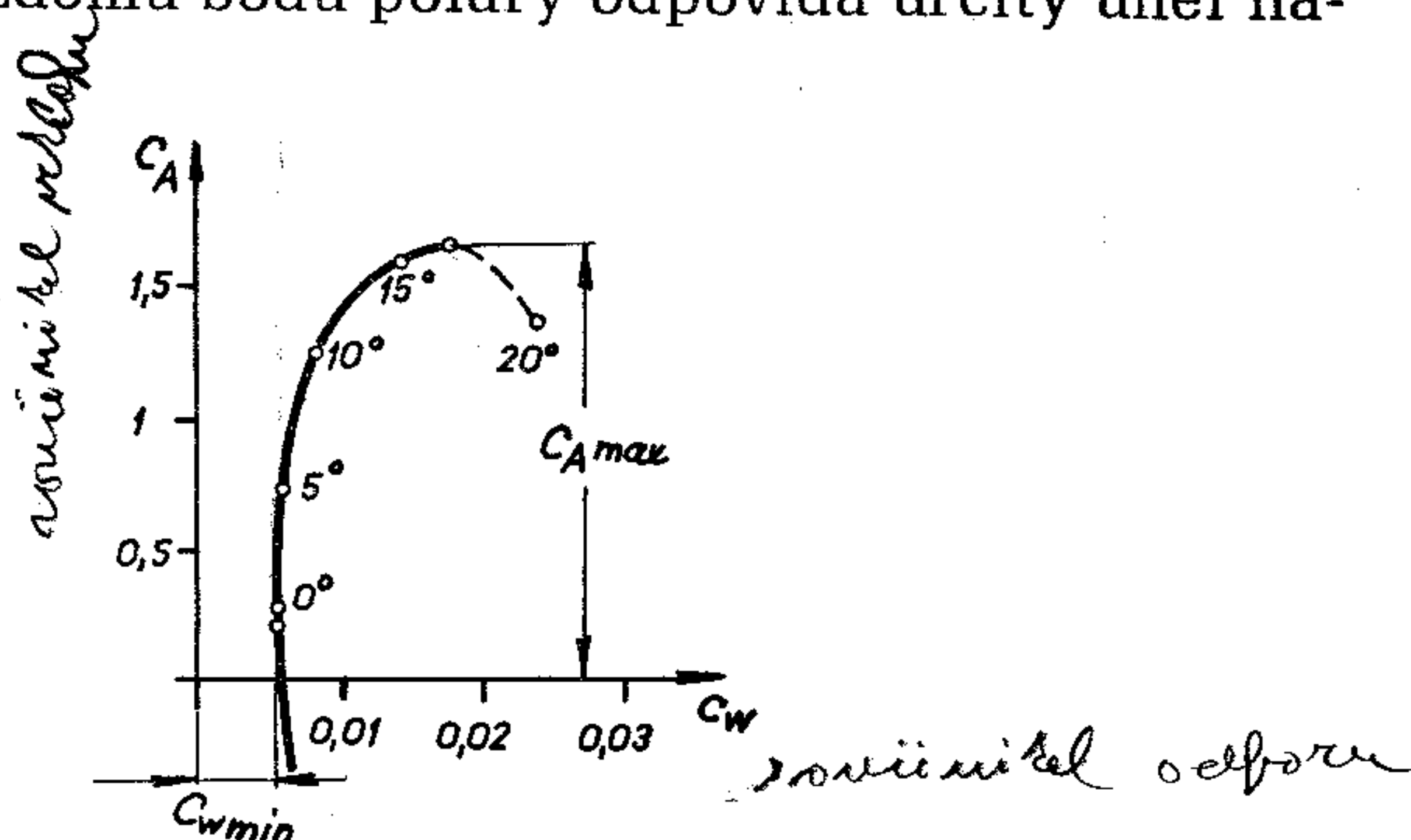
Profilový odpor dělíme na tvarový a třecí. Tvarový odpor vzniká působením tlaku na povrch profilu křídla, proto jej nazýváme i odporem tlakovým. V oblasti součinitelů jej vyjadřuje součinitel tlakového odporu  $C_{Wf}$ . Tlakový odpor se značně zvětšuje při odtržení proudění.

Působí-li stěna na částičky proudícího vzduchu brzdící silou, působí tyto částičky na stěnu stejně velikou silou opačného smyslu. Tato síla je třecí odpor, vyjádřený součinitelem třecího odporu  $C_{wt}$ .

Profilový odpor je charakterizován součinitelem profilového odporu  $C_W = C_{Wf} + C_{wt}$ . Součinitel  $C_{Wf}$  závisí hlavně na tvaru profilu, součinitel  $C_{wt}$  závisí na hladkosti povrchu a na Reynoldsově čísle, které svým způsobem vyjadřuje charakter proudění (laminární, turbulentní).

#### 2.4.2.3. POLÁRA PROFILU

Aerodynamická polára profilu (rovněž tak polára křídla a letadla) udává závislost součinitelů vztlaku  $C_A$  a odporu  $C_W$ , přičemž každému bodu poláry odpovídá určitý úhel náběhu  $\alpha$ .



Obr. 2/19. Aerodynamická polára profilu

Protože součinitel odporu  $C_W$  je i při větších úhlech náběhu poměrně malý vzhledem k součiniteli vztlaku  $C_A$ , kreslí se polára tak, že  $C_W$  se vynáší několikrát zvětšené. Příklad aerodynamické poláry profilu je na obr. 2/19. Na něm jsou zvýrazněny i některé důležité body na poláře, a to bod s  $C_{Amax}$  a bod s  $C_{Wmin}$ .

Polára udává komplexně aerodynamické vlastnosti profilu, proto můžeme pomocí ní profily srovnávat. V oblasti nízkých rychlostí, kde se neprojevuje vliv stlačitelnosti vzduchu, máme jedinou poláru pro jeden profil (jedno křídlo nebo jeden letoun). To je jistě výhodné a je to způsobeno tím, že polára vyjadřuje vztah součinitelů a ne samotného vztlaku a odporu. Podíváme-li se na vzorce těchto sil, uvedené v odstavci 2.3.3. vidíme, že jsou závislé

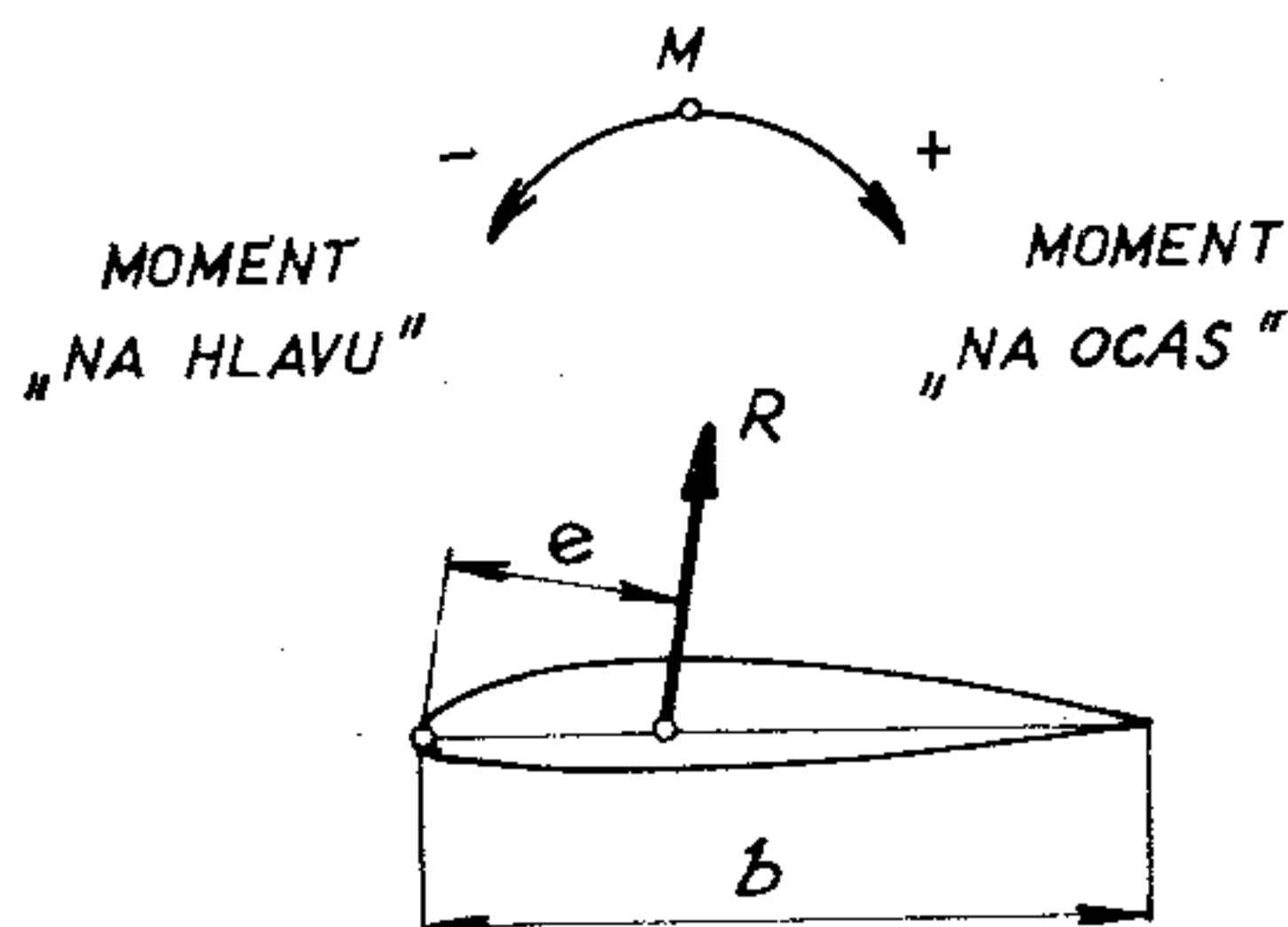


mimo na součinitelích ještě i na kinetickém tlaku  $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$  a vztažné ploše  $S$ . Jinak řečeno, kdybychom vynášeli poláru jako závislost vztlaku a odporu, měli bychom pro každou rychlost, výšku (mění se  $\rho$ ) a vztažnou plochu jinou křivku. Polára profilu se zjišťuje experimentálně v aerodynamických tunelech.

#### 2.4.2.4. MOMENTOVÉ CHARAKTERISTIKY PROFILU A PŮSOBIŠTĚ VZTLAKU

Působením aerodynamických sil na profil vzniká aerodynamický klopivý moment. Jeho velikost se obecně mění s úhlem náběhu.

V odstavci 2.4.2.1. bylo uvedeno, že aerodynamický klopivý moment profilu vzniká i při nulovém vztlaku, a to vlivem rozložení tlaků na profilu.



Obr. 2/20. Definice kladného a záporného klopivého momentu

Kdybychom definovali aerodynamický klopivý moment jako moment výsledné aerodynamické síly  $R$  k náběžnému bodu profilu (viz obr. 2/20), potom při běžném režimu horizontálního, klesavého nebo stoupavého letu by vznikal klopivý moment „na hlavu“, který označujeme jako záporný; opačný moment je kladný.

Aerodynamický klopivý moment vyjadřujeme vztahem:

$$M = C_m \cdot q \cdot S \cdot b,$$

kde je:  $C_m$  ... součinitel klopivého momentu,

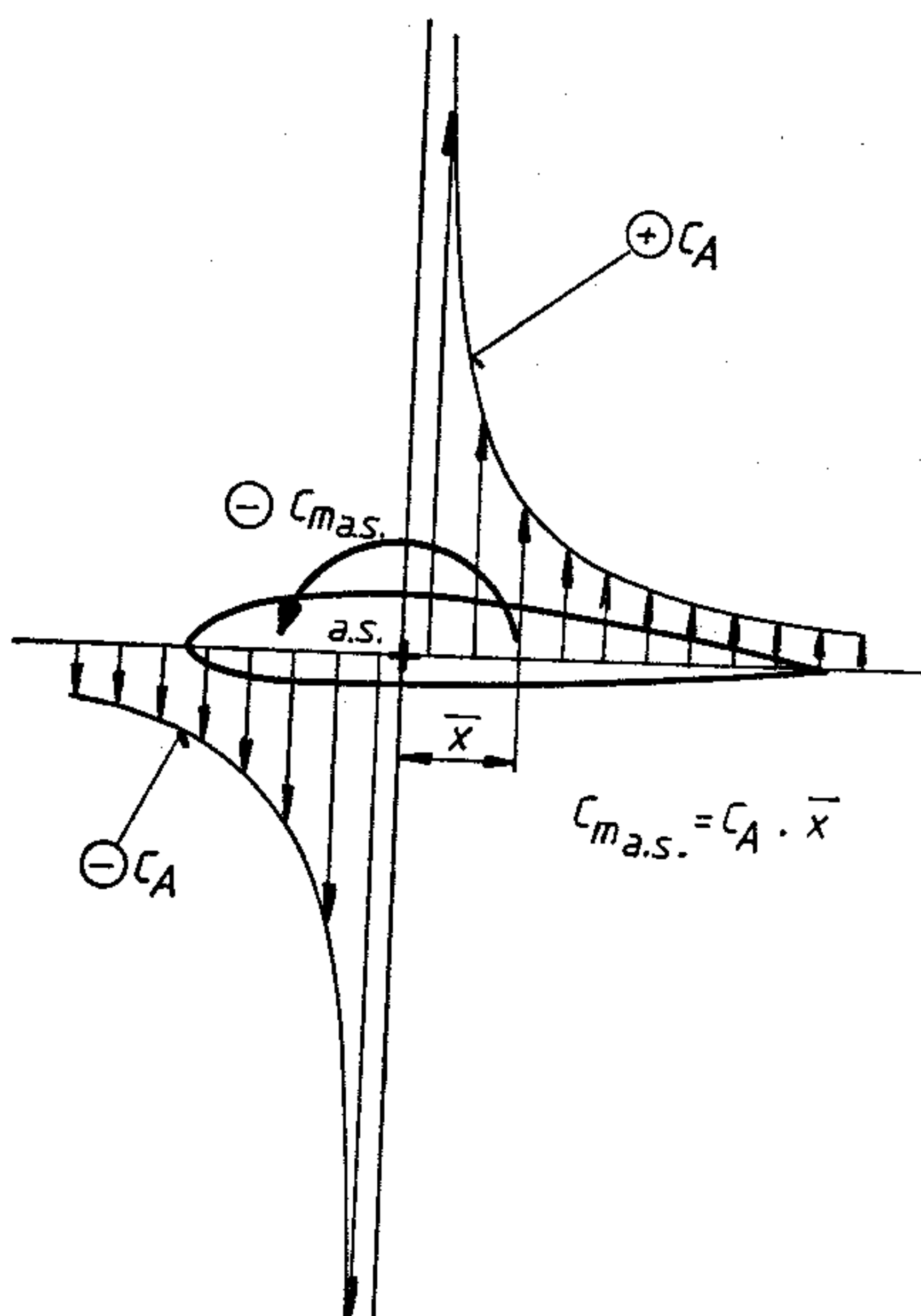
$$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \dots \text{kinetický tlak,}$$

$S$  ... vztažná plocha,

$b$  ... vztažný rozměr (obvykle střední aerodynamická tětiva).

Pokud bude za vztažný bod momentu zvolen náběžný bod, bude se s úhlem náběhu měnit nejen velikost klopivého momentu, ale i velikost jeho součinitele. Existuje však na profilu bod, ke kterému součinitel klopivého momentu je stálý při jakékoliv velikosti úhlu náběhu, nebo jinak při jakékoliv velikosti součinitele vztlaku. Tento bod nazýváme aerodynamickým středem profilu (a. s.). Bývá v blízkosti čtvrtinového bodu tětivy (bod vzdálen od náběžné hrany o  $\frac{1}{4}$  tětivy) a je tímto bodem nahrazován.

Definice aerodynamického středu můžeme mimo jiné využít ke znázornění změny působíště vztlaku se změnou jeho velikosti. Poslouží nám k tomu obr. 2/21. Úsečky se



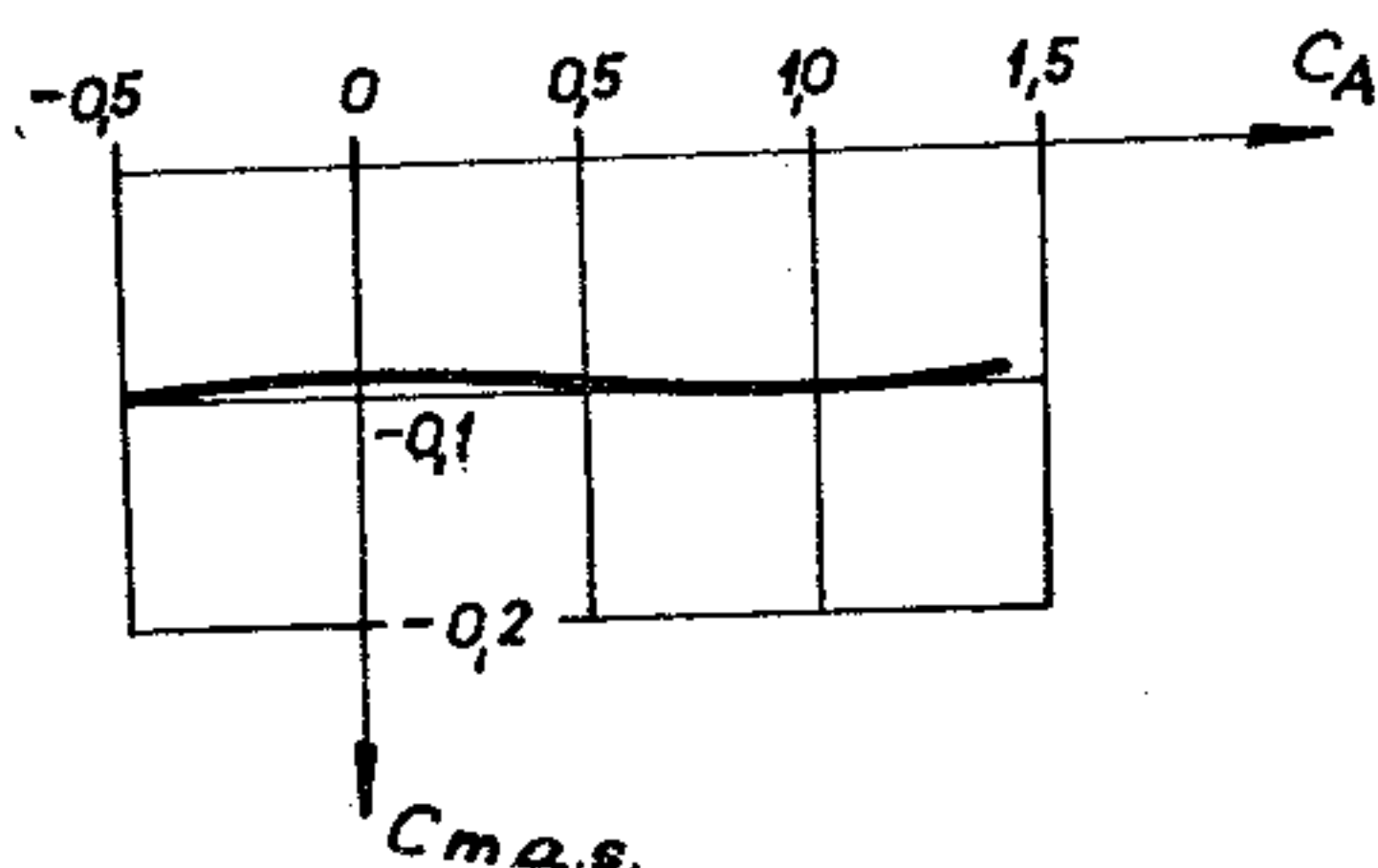
Obr. 2/21. Aerodynamický střed a působíště vztlaku

šipkami na obrázku znázorňují součinitele vztlaku různé velikosti a smyslu působení. Zjednodušeně předpokládáme, že působí ve směru kolmém na tětivu profilu. Hodnota  $\bar{x}$  ve vzorci na obrázku je vzdálenost působíště  $C_A$  od a. s., dělená hloubkou profilu, tj. bezrozměrná vzdálenost:

$$\bar{x} = \frac{x}{b}$$

Působíště  $C_A$  považujeme za působíště vztlaku. Z obrázku vidíme, že při kladných  $C_A$  je působíště vztlaku za a.s., a to tím dál, čím je  $C_A$  menší, aby zůstala stejná hodnota  $C_{m\ a.s.}$ . To odpovídá normálním letům. Při zádočných letech, kdy je  $C_A$  záporné, je působíště před a.s., aby zůstaly zachovány velikost i smysl působení  $C_{m\ a.s.}$ .

Pro prohnuté profily je  $C_{m\ a.s.}$  zpravidla záporné, pro symetrické profily je nulové. Proto působíště vztlaku symetrických profilů je v aerodynamickém středu profilu při jakékoliv velikosti vztlaku.



Obr. 2/22. Momentová čára profilu NACA 4412

Skutečný průběh závislosti  $C_{m\ a.s.}$  na  $C_A$  pro profil NACA 4412 je uveden na obr. 2/22. Vidíme, že odchylky momentové čáry od konstanty jsou minimální.

## 2.5. KŘÍDLO

Aerodynamické charakteristiky profilů vztahujeme na profil křídla o nekonečném rozpětí s konstantní hloubkou. Charakteristiky křídla konečného rozpětí se liší od profilových a jsou mimo ně závislé na půdorysném tvaru křídla a na některých vlastnostech jeho tvaru, které souborně nazýváme geometrické charakteristiky křídla.

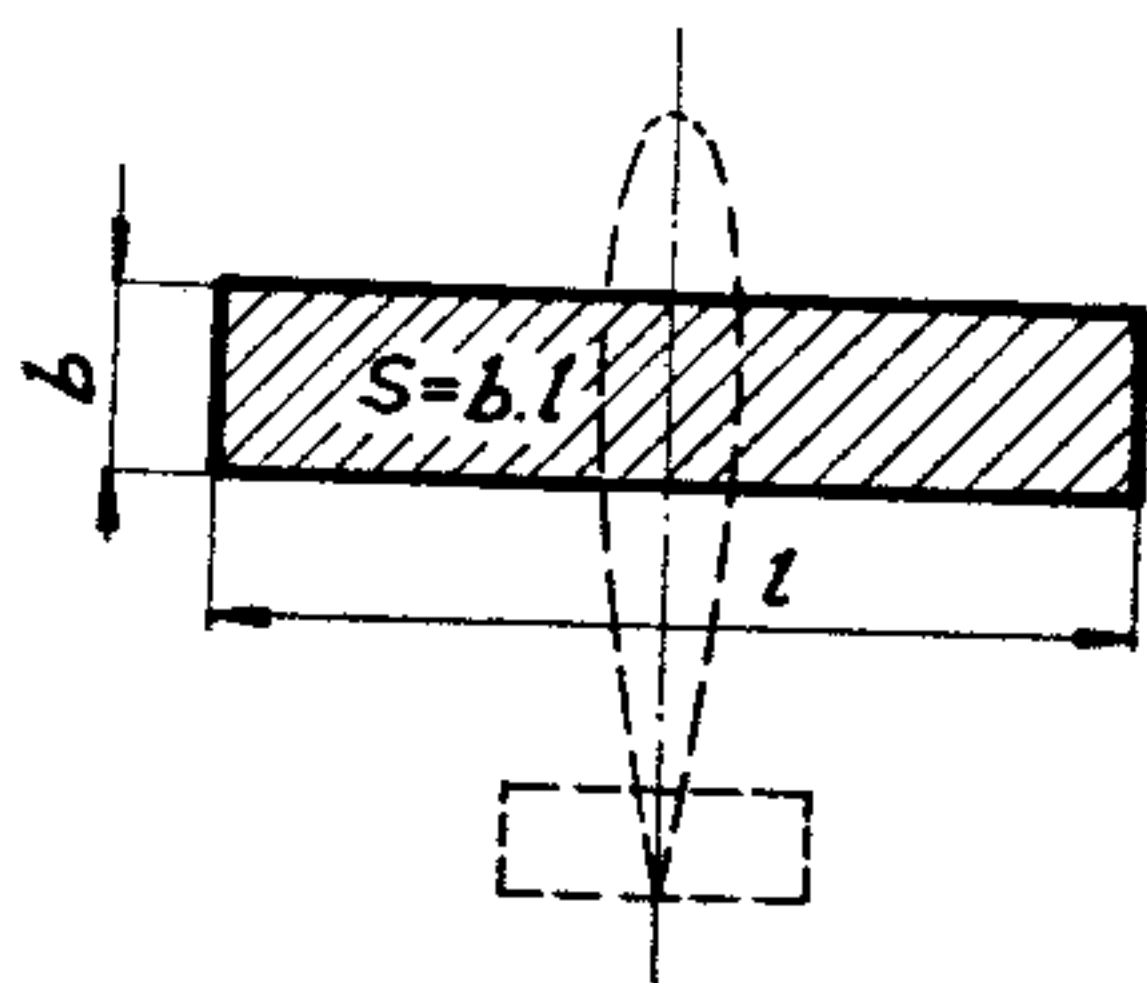
Při obtékání křídla konečného rozpětí k tvarovému a třecímu odporu profilu přiroste indukovaný odpor křídla, který závisí na štíhlosti křídla a jeho půdorysném tvaru. Tvar křídla určuje i tvar rozložení vztlaku po rozpětí křídla.



## 2.5.1. GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY KŘÍDLA

Počítáme k nim rozpětí křídla  $l$ , hloubku křídla  $b$ , délku střední aerodynamické tětiny křídla  $b_{SAT}$ , štíhlost křídla  $\lambda$ , zúžení  $\eta$ , úhel šípu  $\chi$ , úhel vzepětí  $\psi$  a úhel zkroucení křídla.

Plocha křídla zahrnuje i část křídla pomyslně protaženou trupem. Plochu obdélníkového křídla (obr. 2/23) vyjádříme jednoduše jako součin hloubky a rozpětí křídla  $S = b \cdot l$ .



Obr. 2/23. Geometrické charakteristiky křídla I

Štíhlost  $\lambda$  je u obdélníkového křídla definována jako poměr rozpětí a hloubky křídla, tj.  $\lambda = l/b$ . Vynásobením čitatele i jmenovatele tohoto zlomku rozpětím křídla  $l$  dostaneme vzorec použitelný pro libovolný půdorysný tvar křídla:

$$\lambda = \frac{l \cdot l}{b \cdot l} = \frac{l^2}{S},$$

tj. štíhlost libovolného půdorysného tvaru křídla můžeme vypočítat jako podíl čtverce rozpětí a plochy křídla.

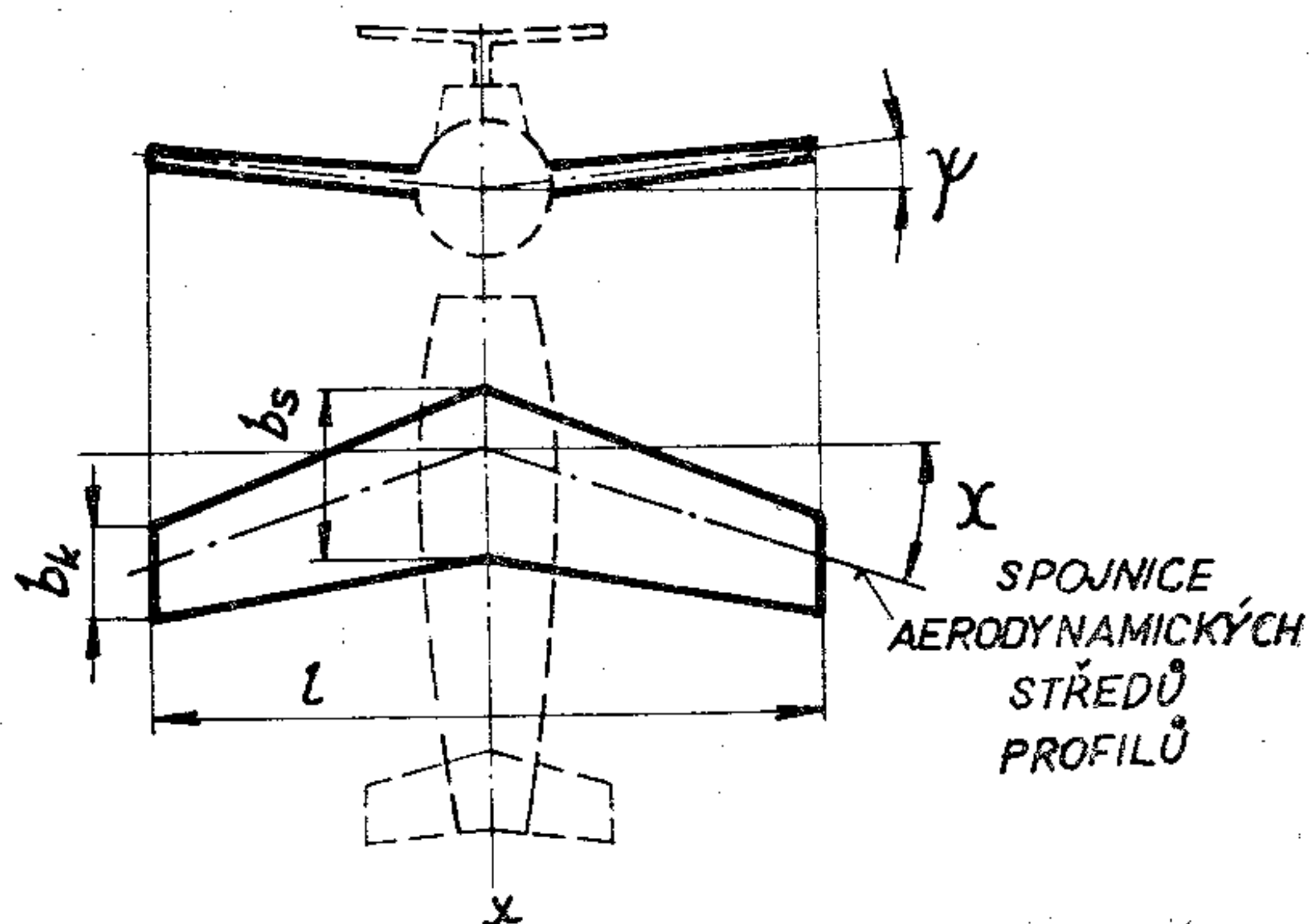
Zúžení křídla  $\eta$  je dáno podílem hloubky na konci  $b_k$  a ve středu křídla  $b_s$ :

$$\eta = \frac{b_k}{b_s}.$$

Úhel šípu  $\chi$  a úhel vzepětí  $\psi$ , viz obr. 2/24, vztahujeme ke spojnicí aerodynamických středů profilů.

Geometrické zkroucení křídla je úhel mezi tětinami profilu ve středu a na konci křídla; aerodynamické zkroucení je úhel mezi směry nulového vztlaču ve středu a na konci křídla.

Délka střední aerodynamické tětivy křídla  $b_{SAT}$  u křídla libovolného tvaru se rovná hloubce myšleného profilu náhradního obdélníkového křídla, které má stejnou plochu a stejné klopivé momenty jako dané křídlo. Z definice plyne, že pro obdélníkové křídlo platí  $b_{SAT} = b$ . U lichoběžníkového křídla se  $b_{SAT}$  rovná jeho hloubce měřené v těžišti lichoběžníka.

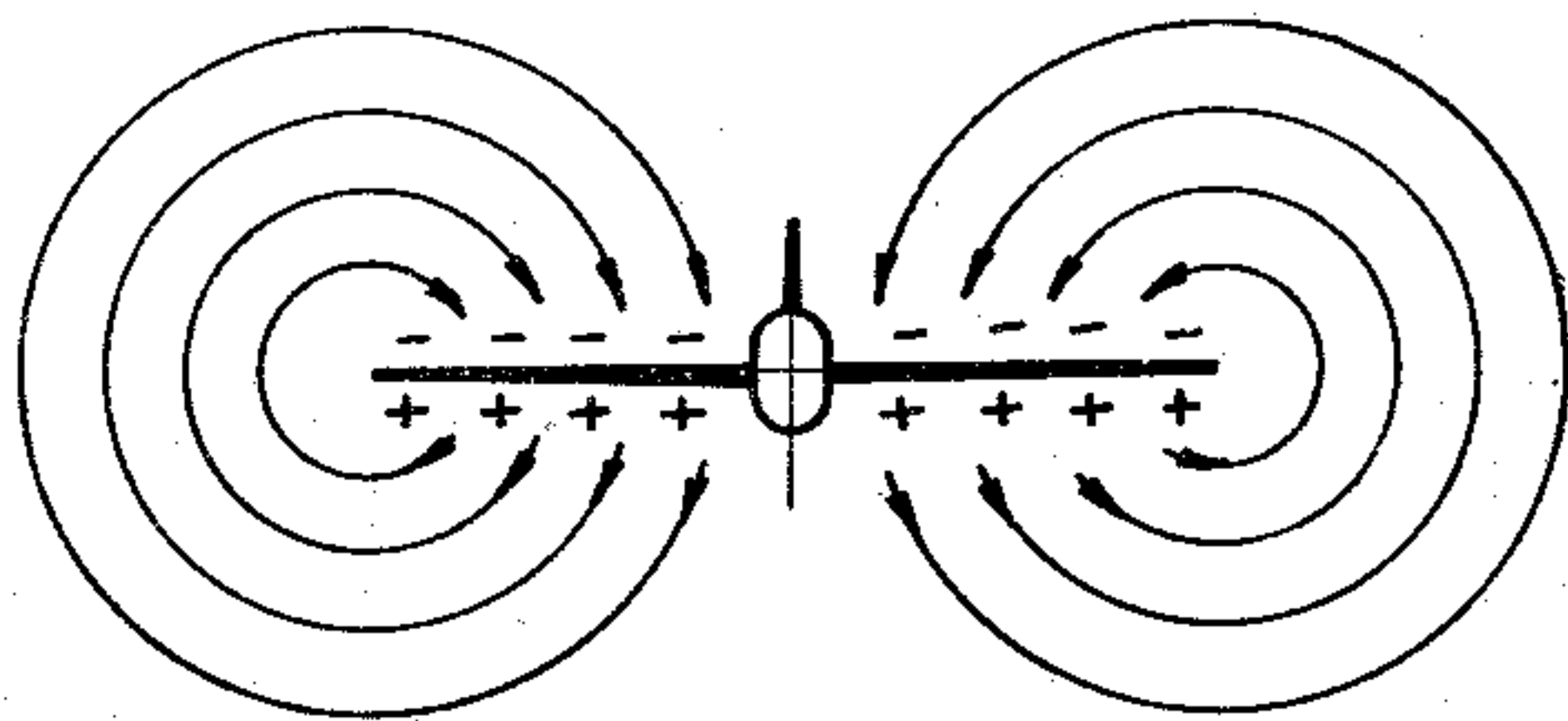


Obr. 2/24. Geometrické charakteristiky křídla II

## 2.5.2. OBTÉKÁNÍ KŘÍDLA KONEČNÉHO ROZPĚTÍ — INDUKOVANÝ ODPOR

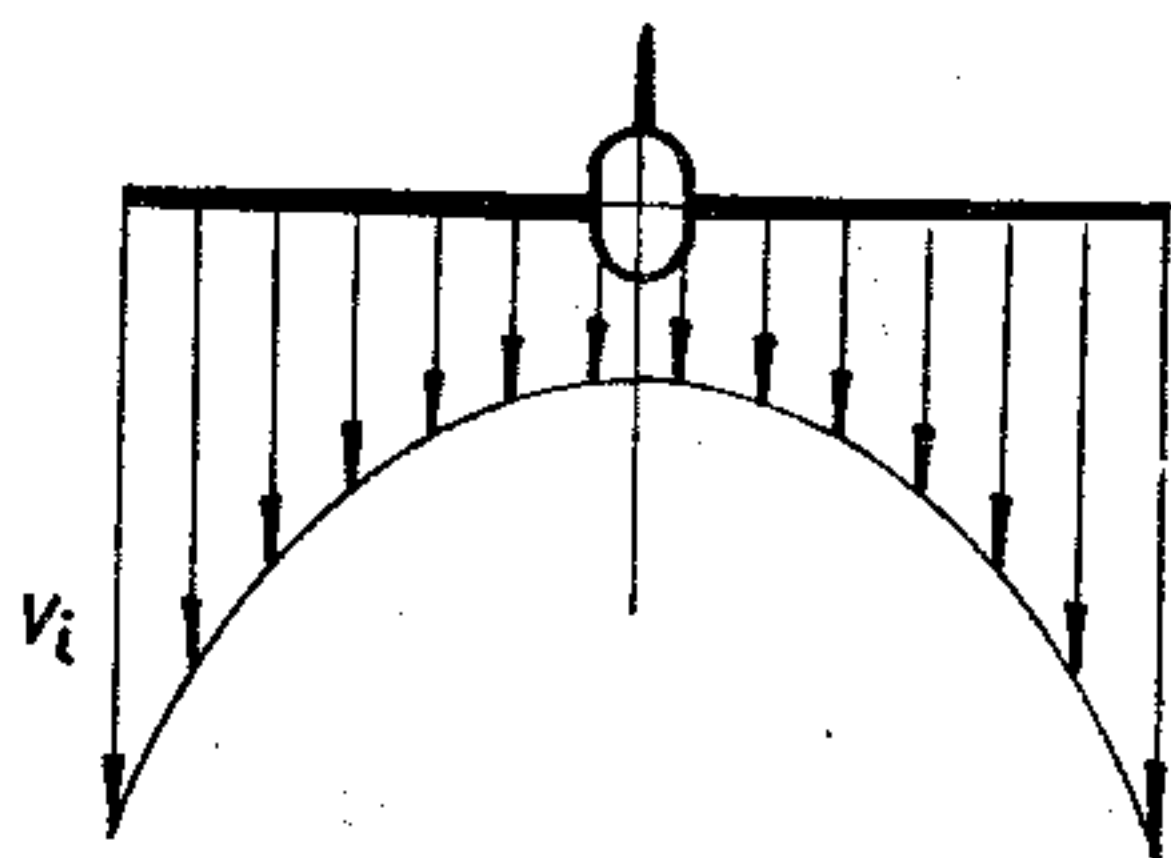
Z vyšetřování tlaků na profilu křídla nekonečného rozpětí víme, že za normálních letových režimů a jim odpovídajících úhlů náběhů se vytváří na spodní straně profilu přetlak, na horní straně sání.

Na koncích křídel konečného rozpětí musí dojít k vy-



Obr. 2/25. Vznik indukované rychlosti vyrovnáváním tlaků

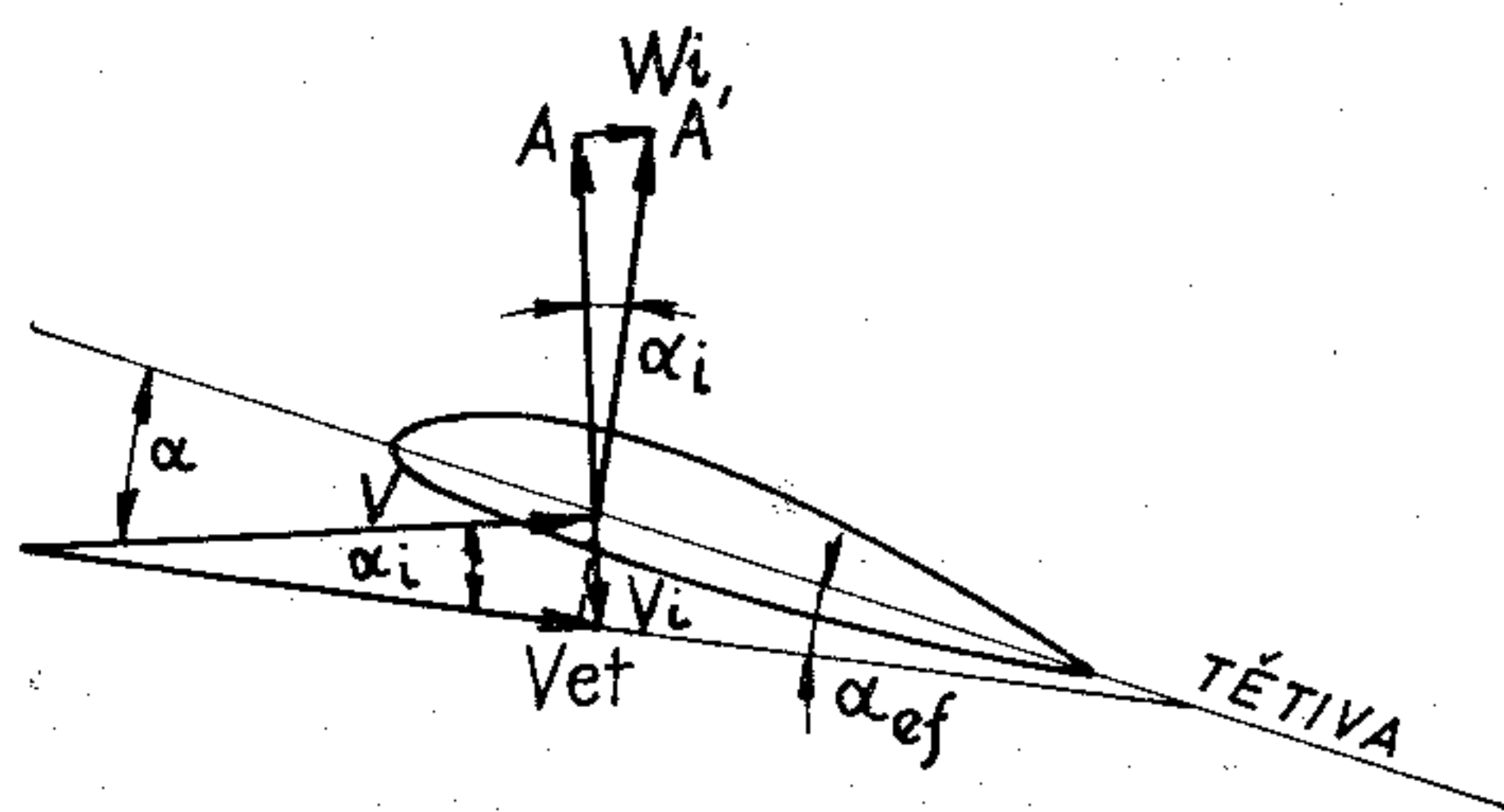
rovnání tlakových rozdílů. Dochází k proudění z oblasti přetlaku na spodní straně do oblasti sání na straně horní. Vznikají tzv. okrajové víry. Schematicky je obtékání při vyrovnávání tlaků znázorněno na obr. 2/25. Ve všech řezech (profilech) křídla můžeme pozorovat přídavné prou-



Obr. 2/26. Rozložení indukované rychlosti  $V_i$  po rozpětí křídla

dění (k proudění plynoucímu z dopředného pohybu), ze kterého nás zajímá zejména jeho svislá složka, zvaná indukovaná rychlost  $V_i$ . Rozložení indukované rychlosti po rozpětí křídla pro víry na koncích křídel je znázorněno na obr. 2/26. Je to zjednodušený příklad vybraný pro svou názornost. V aerodynamických výpočtech se používá složitějších obrazců proudění, které pak dávají jiná, skutečností se více blížící rozložení  $V_i$ . I zde však názorně vidíme, že indukovaná rychlost je rozložena po celém rozpětí.

Obr. 2/27 ukazuje jak  $V_i$  ovlivní úhly náběhu v místě některého profilu křídla. Původní úhel náběhu  $\alpha$  se zmenší



Obr. 2/27. Změna obtékání profilu vlivem indukované rychlosti  $V_i$

o indukovaný úhel náběhu  $\alpha_i$  na tzv. efektivní úhel náběhu  $\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i$ . V důsledku toho nastane pootočení vztlaku  $A$  rovněž o úhel  $\alpha_i$ , do nové polohy  $A'$ , kolmé ke směru proudu



přitékajícího v místě daného profilu pod úhlem  $\alpha_{ef}$ . Při pootočení vztlaku vznikne složka síly ve směru přitékajícího proudu, kterou nazýváme indukovaný odpor.

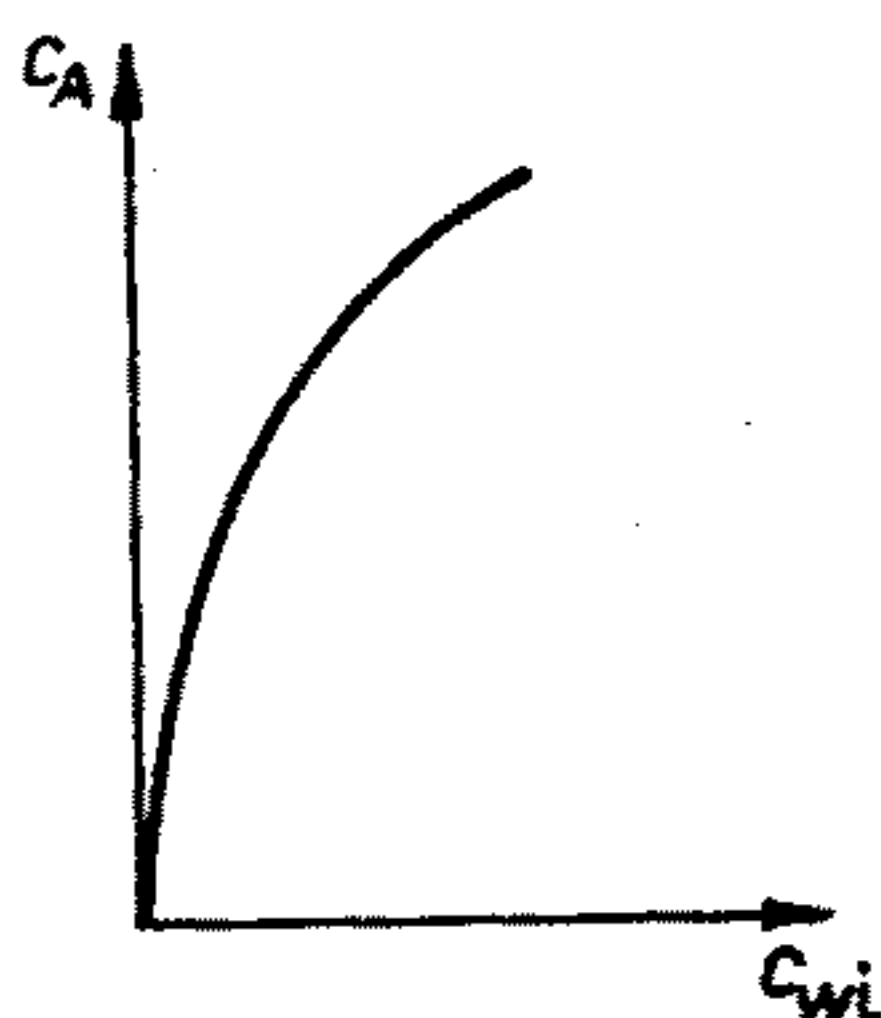
Zatím jsme uvažovali o vzniku indukovaného odporu v některém řezu křídla. Sečteme-li dílčí indukované odpory ve všech řezech, dostaneme indukovaný odpor celého křídla, který můžeme vyjádřit vztahem:

$$W_i = C_{wi} \cdot q \cdot S.$$

Součinitel indukovaného odporu, definovaný pro celé křídlo, můžeme vypočíst ze vztahu:

$$C_{wi} = \frac{C_A^2}{\pi \cdot \lambda_{ef}},$$

kde  $\lambda_{ef}$  je tzv. efektivní štíhlost křídla (liší se jen málo od štíhlosti geometrické).



Obr. 2/28. Parabola součinitele indukovaného odporu

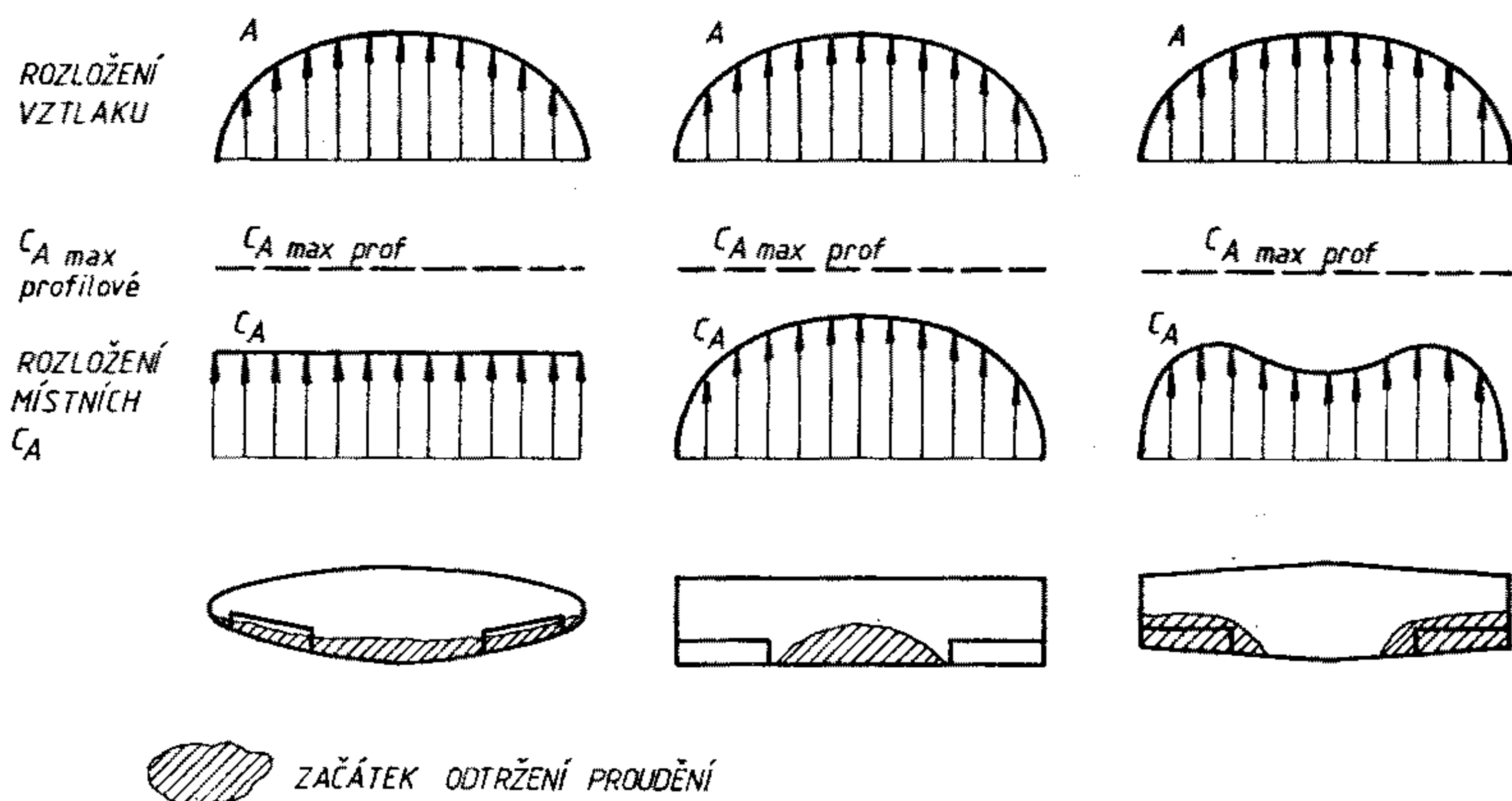
Výraz pro  $C_{wi}$  představuje parabolu součinitele indukovaného odporu na obr. 2/28. Vidíme, že indukovaný odpor je významný zejména při velkých hodnotách součinitele vztlaku. Výrazně se dá zmenšit zvětšením štíhlosti křídla — využívá se zejména u větroňů.

### 2.5.3. ROZLOŽENÍ VZTLAKU NA KŘÍDLE

Výsledná síla z podtlaku nad a přetlaku pod křídlem je určitým způsobem rozložena po rozpětí křídla; hovoříme o rozložení vztlaku na křídle.

Rozložení vztlaku po rozpětí křídla závisí na půdorysném tvaru a zkroucení křídla. Rozeznáváme rozložení součinitele vztlaku  $C_A$  a vlastního vztlaku  $A$  po rozpětí křídla, které se tvarově od sebe zpravidla liší. Tato rozložení mají

značný vliv na letové vlastnosti a namáhání křídla. Schematické znázornění rozložení  $C_A$  a  $A$  na nezkrouteném křídle eliptického, obdélníkového a lichoběžníkového půdorysného tvaru je na obr. 2/29. Rozložení vztlaku je u obdélníkového a lichoběžníkového křídla přibližně a u eliptického křídla přesně eliptické.



Obr. 2/29. Rozložení vztlaku a počátek odtržení na nezkroutených křídlech

Nejpříznivější rozložení součinitele vztlaku z hlediska indukovaného odporu má eliptické nezkroutené křídlo. Indukované rychlosti jsou u něj po celém rozpětí stejné a tím je stejný i součinitel vztlaku  $C_A$ . Takové křídlo je však nevýhodné z výrobního hlediska a proto se dnes prakticky nepoužívá. Nevýhodou je i to, že odtržení proudu na něm začíná po celém rozpětí prakticky najednou.

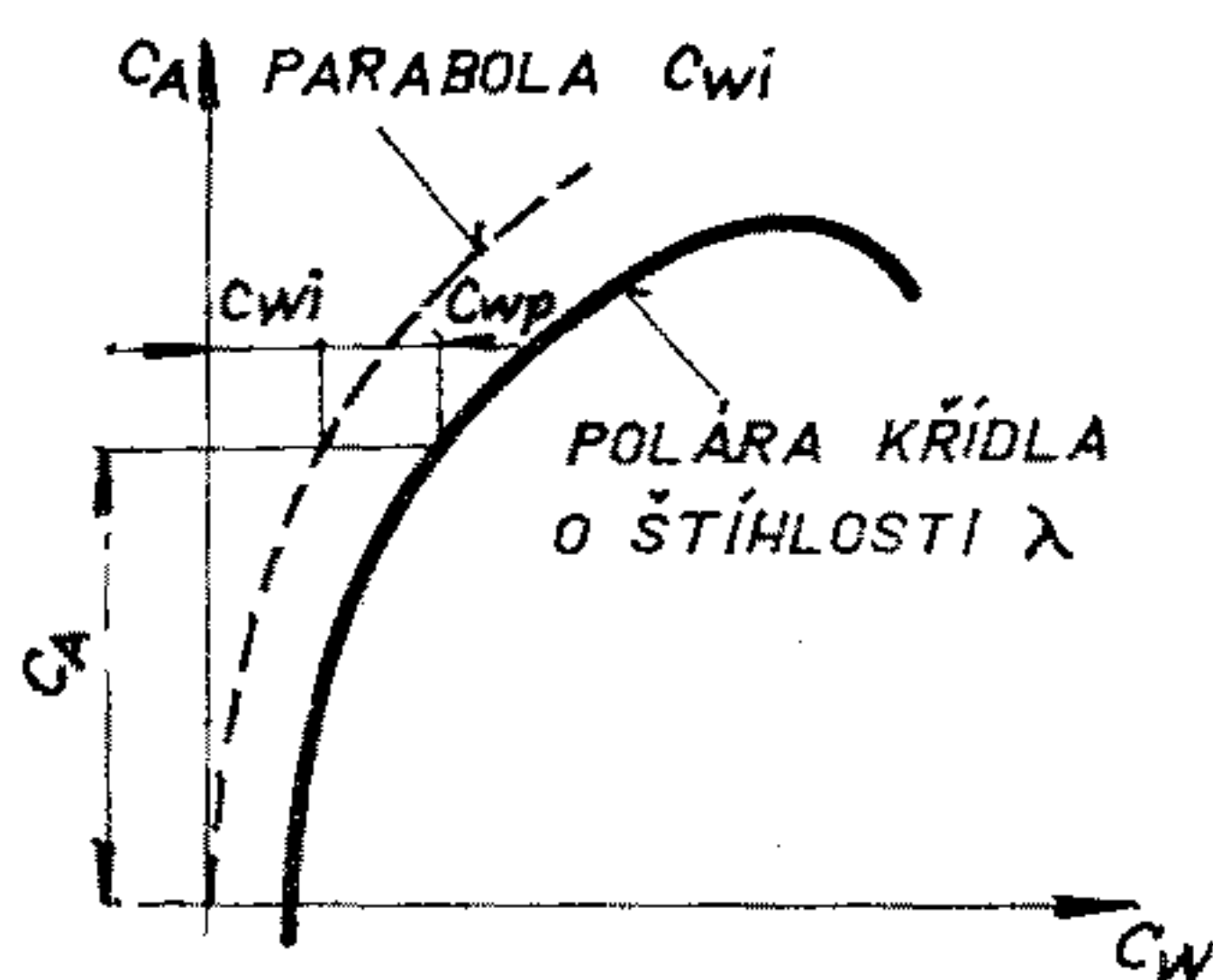
Z hlediska letových vlastností při přetažení se nejlépe chová křídlo obdélníkové. Protože rozložení místních součinitelů vztlaku u něj má nejvyšší bod uprostřed křídla, profilový maximální součinitel vztlaku je zde při zvyšování úhlu náběhu dosažen nejdříve a začíná zde i odtržení proudu. To má dvě výhody. Odtržený proud zasáhne výškovku, její chvění se přenáší na řídicí páku a vytváří přirozené varování před pádem. Druhá výhoda je v tom, že křídélka jsou při zvyšování úhlu náběhu dlouho mimo oblast odtrženého proudu a příčné řízení zůstává účinné. Pro tyto výhody i výrobní jednoduchost se obdélníkové křídlo používá často pro školní a levnější letouny. Je však

nevýhodné z hlediska hmotnosti a má z uvedených křídel nejvyšší indukované odpory.

Lichoběžníkové křídlo je kompromisem mezi výše uvedenými křídly jak z hlediska indukovaného odporu, tak i výroby. Je výhodné i s ohledem na hmotnost. Nezkroucené má však nepříjemné vlastnosti z hlediska přetažení. Na obr. 2/29 je vidět, že rozložení součinitele vztlaku má nejvyšší body blízko konců křídla, a to způsobuje počátek odtržení proudu v oblasti křidélek. Abychom se přiblížili výhodným vlastnostem obdélníkového křídla v přetažení, musíme lichoběžníkové křídlo zkroutit geometricky nebo aerodynamicky. Pro dosažení potřebného účinku se obvykle používá kombinace obou zkroucení.

#### 2.5.4. POLÁRA A VZTLAKOVÁ ČÁRA KŘÍDLA

Celkový odpor křídla se skládá z odporu profilového a indukovaného. Poláru křídla můžeme vytvořit tak, že k parabole součinitele indukovaného odporu z obr. 2/28 připočteme při všech součinitelích vztlaku příslušné součinitele profilového odporu, viz obr. 2/30.



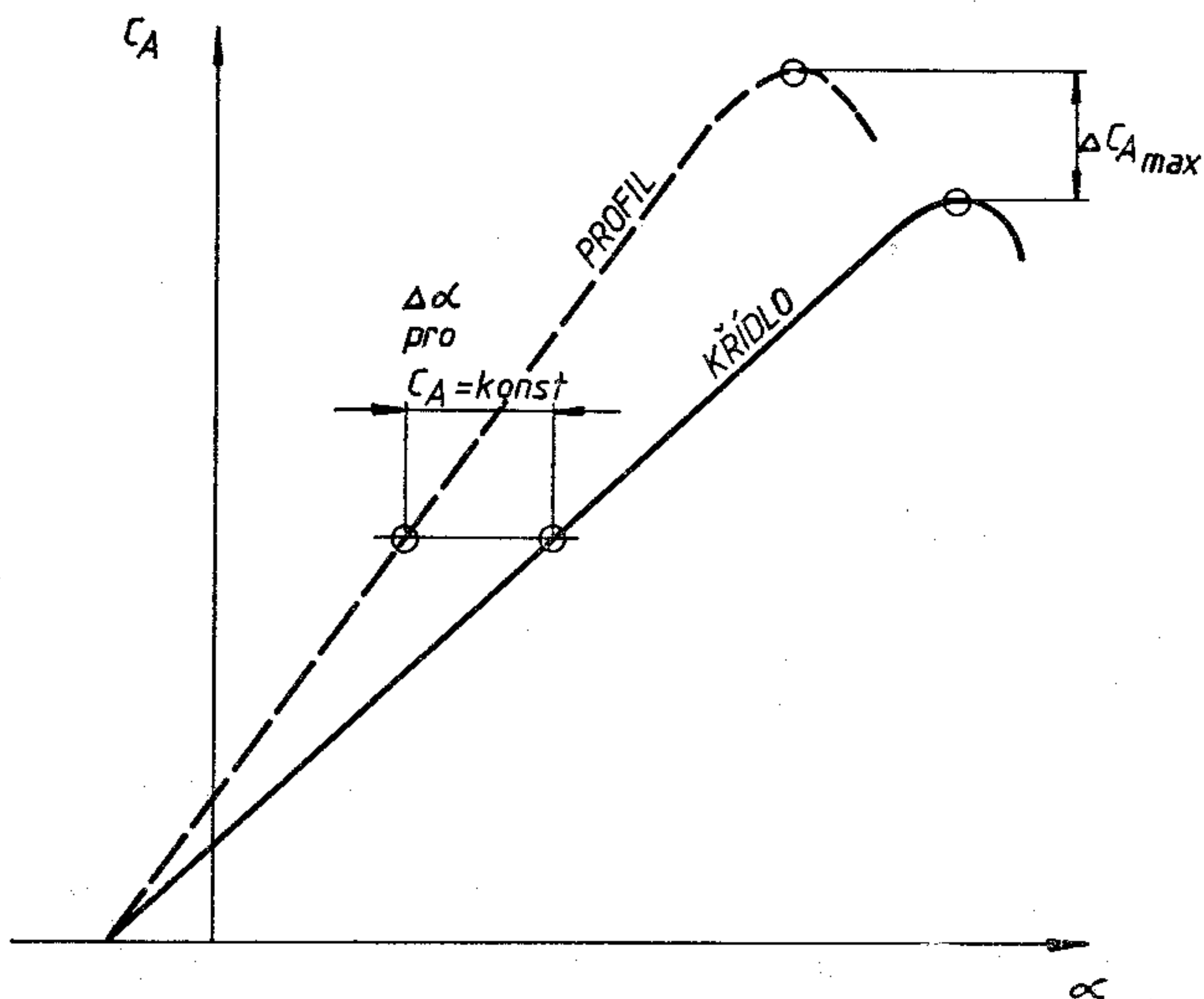
Obr. 2/30. Aerodynamická polára křídla

Vztlakovou čáru křídla ve srovnání se vztlakovou čarou profilu vidíme na obr. 2/31. Z výkladu o vzniku indukovaného odporu (odstavec 2.5.2.) víme, že v místě každého profilu křídla poklesne vlivem přítomnosti indukované rychlosti geometrický úhel náběhu na efektivní. Tím na celém křídle poklesne místní a také celková hodnota součinitele vztlaku. Jinak můžeme říci, že pro dosažení stejné hodnoty součinitele vztlaku je nutno zvýšit úhel ná-



běhu křídla konečného rozpětí proti profilu (křídlu nekonečného rozpětí).

Pokles maximálního součinitele vztlaku křídla proti profilovému je dán nerovnoměrným rozložením součinitele vztlaku po rozpětí křídla.



Obr. 2/31. Vztlaková čára křídla

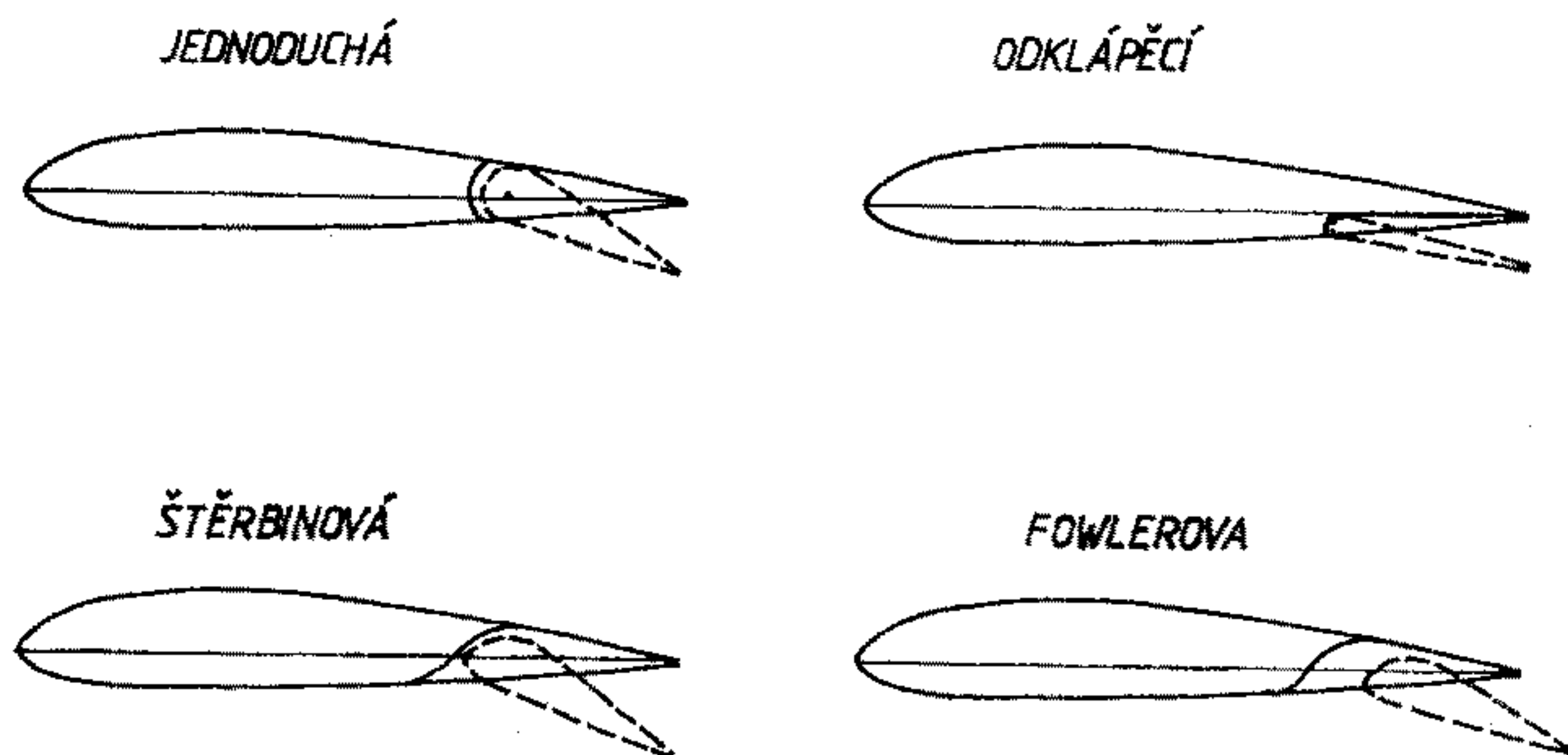
### 2.5.5. PROSTŘEDKY KE ZVÝŠENÍ VZTLAKU KŘÍDLA

Pro zvýšení vztlaku křídla se u sportovních letadel používají hlavně vztlakové klapky, které mění zakřivení střední křivky profilu, případně také zvětšují plochu křídla. Zakladní tvary vztlakových klapek jsou znázorněny na obr. 2/32. Všechny druhy zvětšují prohnutí střední křivky, Fowlerova navíc zvětšuje i plochu křídla.

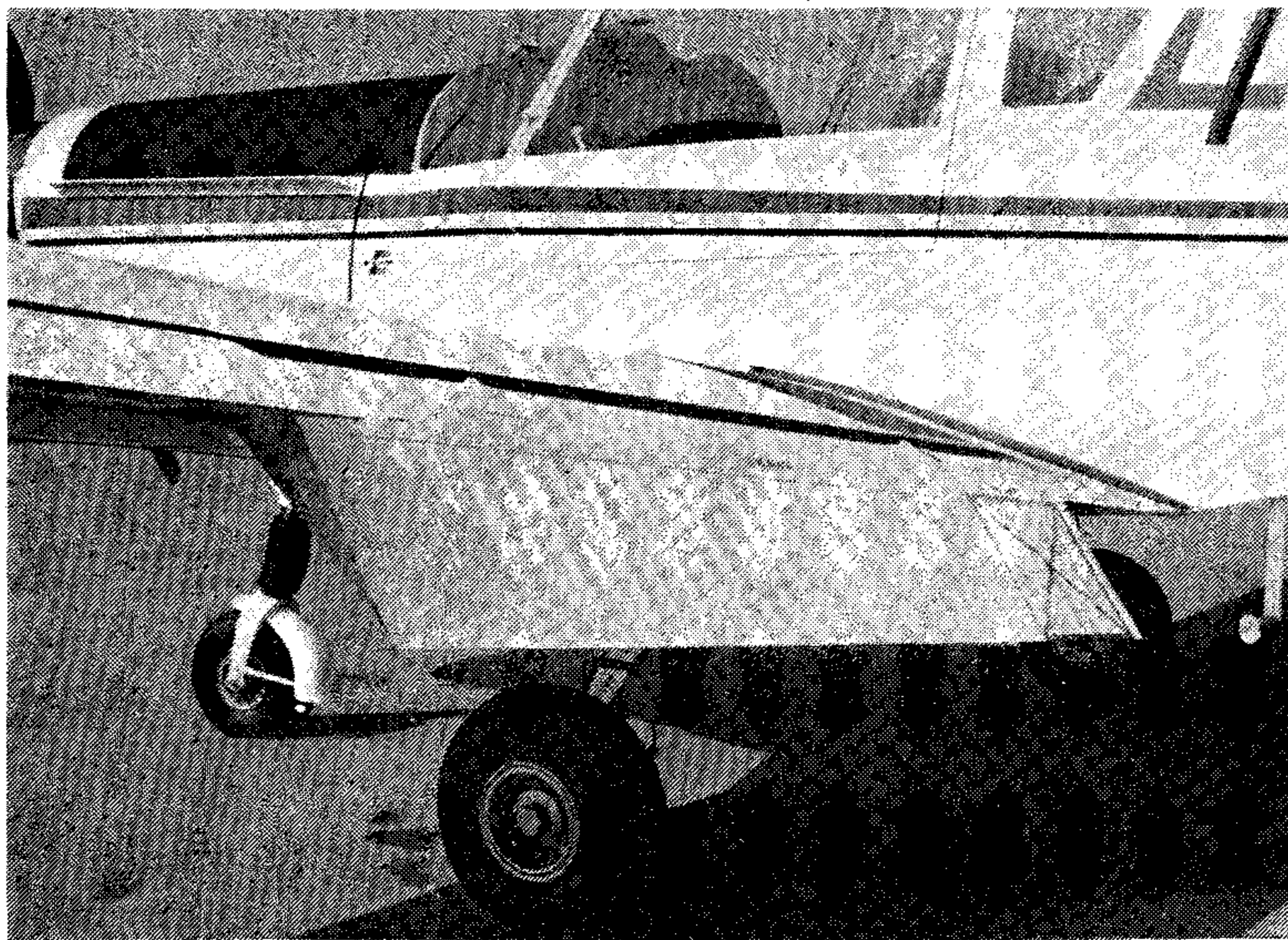
Součinitel vztlaku  $C_A$  se při vysunutí vztlakové klapky zvětší v celém rozsahu úhlů náběhu, což je znázorněno na vztlakové čáře (obr. 2/34). Zároveň se však také zvětší součinitel odporu  $C_W$ , čímž se zhorší celková aerodynamická jemnost křídla. Tento vliv je vidět na aerodynamické poláře křídla na stejném obrázku.

Zvýšení součinitele vztlaku je možno dosáhnout i použitím speciálně tvarovaných plošek nad náběžnou hranou

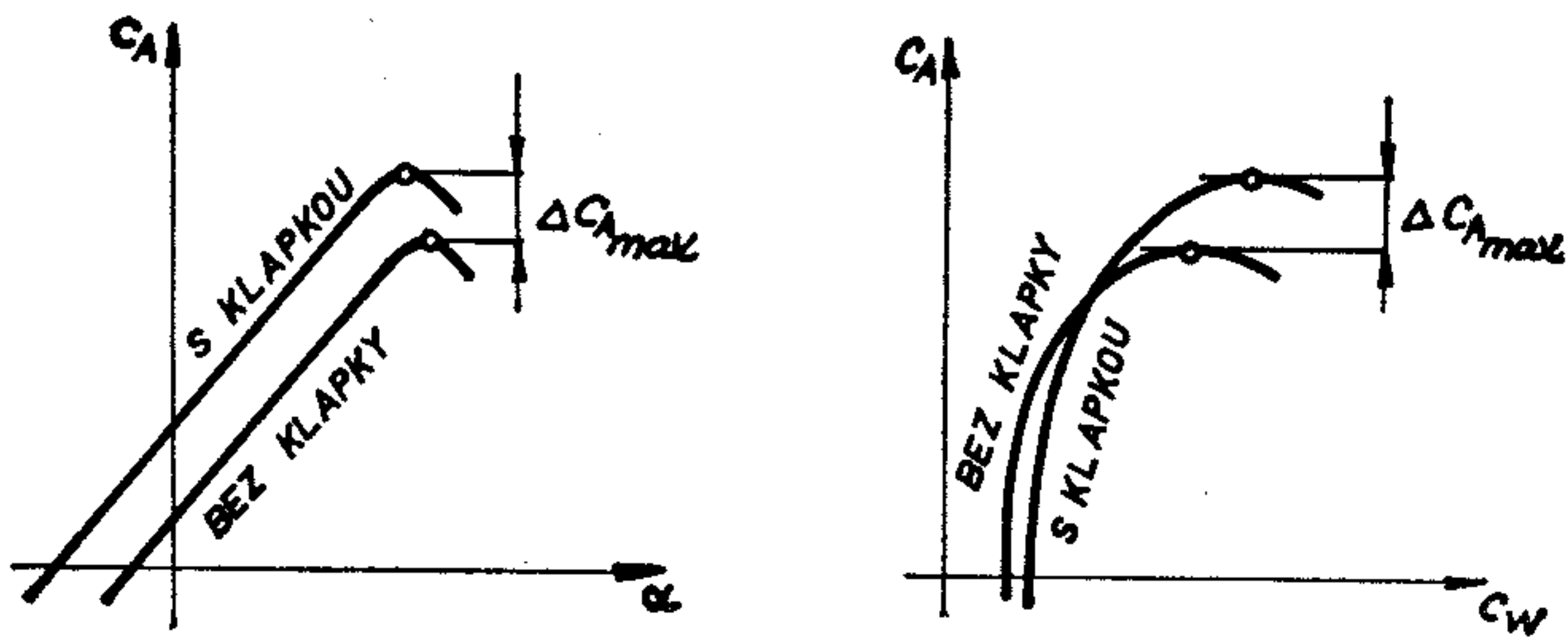
křídla, tzv. slotů (obr. 2/35). Sloty převádějí část vzdušného proudu z oblasti přetlaku do oblasti sání. Tím urychlují proud na horní straně profilu a oddalují jeho odtržení do oblasti vysokých úhlů náběhu a součinitelů vztlaku. Vztlaková čára na obr. 2/35 ukazuje, že dochází ke zvýšení maximálního součinitele vztlaku při odpovídajícím zvýšení kritického úhlu náběhu.



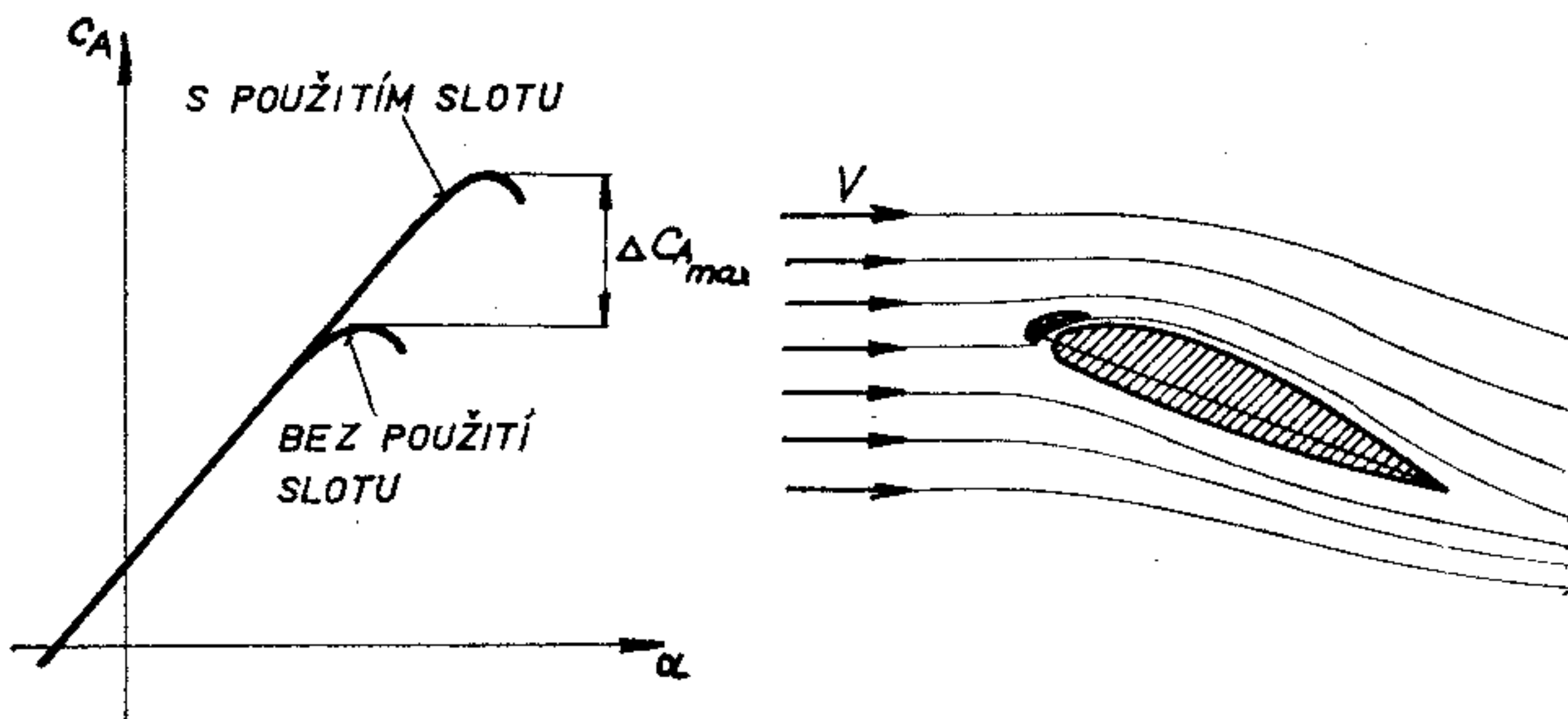
Obr. 2/32. Základní tvary vztlakových klapek



Obr. 2/33. Štěrbinová vztlaková klapka letounu Z-42 M



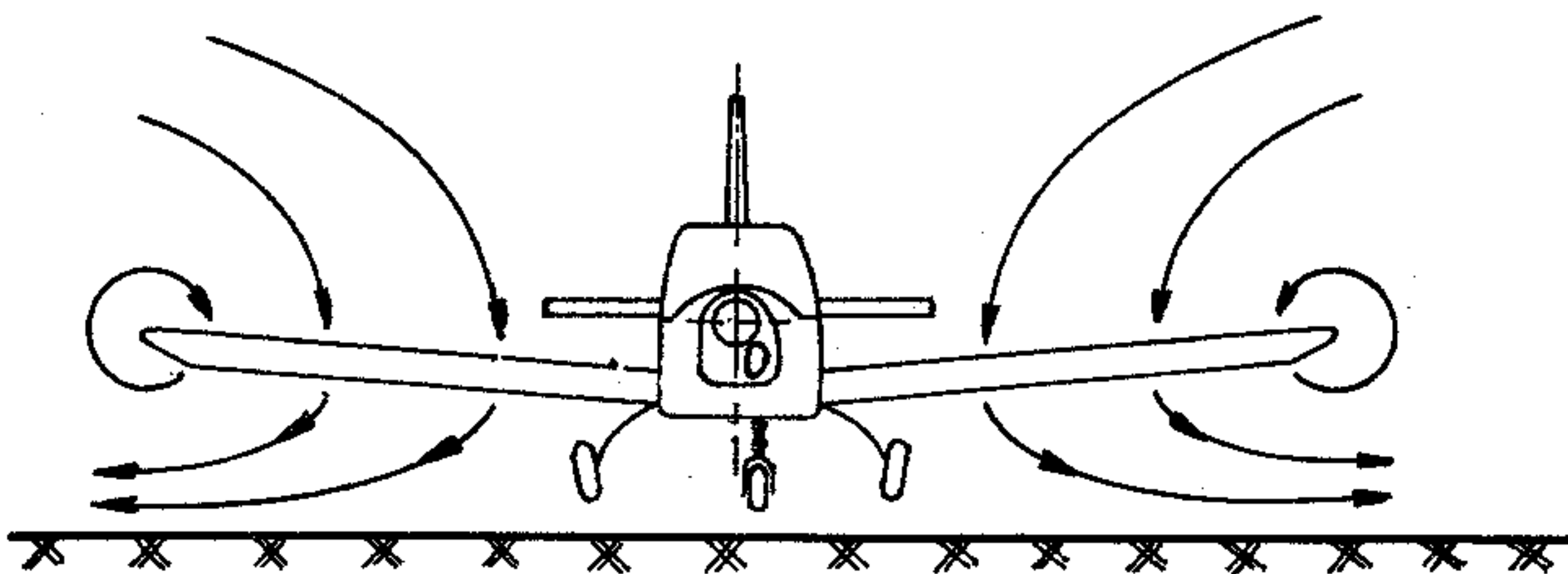
Obr. 2/34. Vliv vztlakových klapek na aerodynamické charakteristiky křídla



Obr. 2/35. Vliv použití slotů na obtékání profilu a vztlakovou čáru křídla

## 2.5.6. VLIV BLÍZKOSTI ZEMĚ NA POLÁRU KŘÍDLA

V blízkosti země v důsledku její nepropustnosti dochází k deformaci proudění vznikajícího z vyrovnávání tlaků na koncích křídla, viz obr. 2/36. To má za následek zmenšení

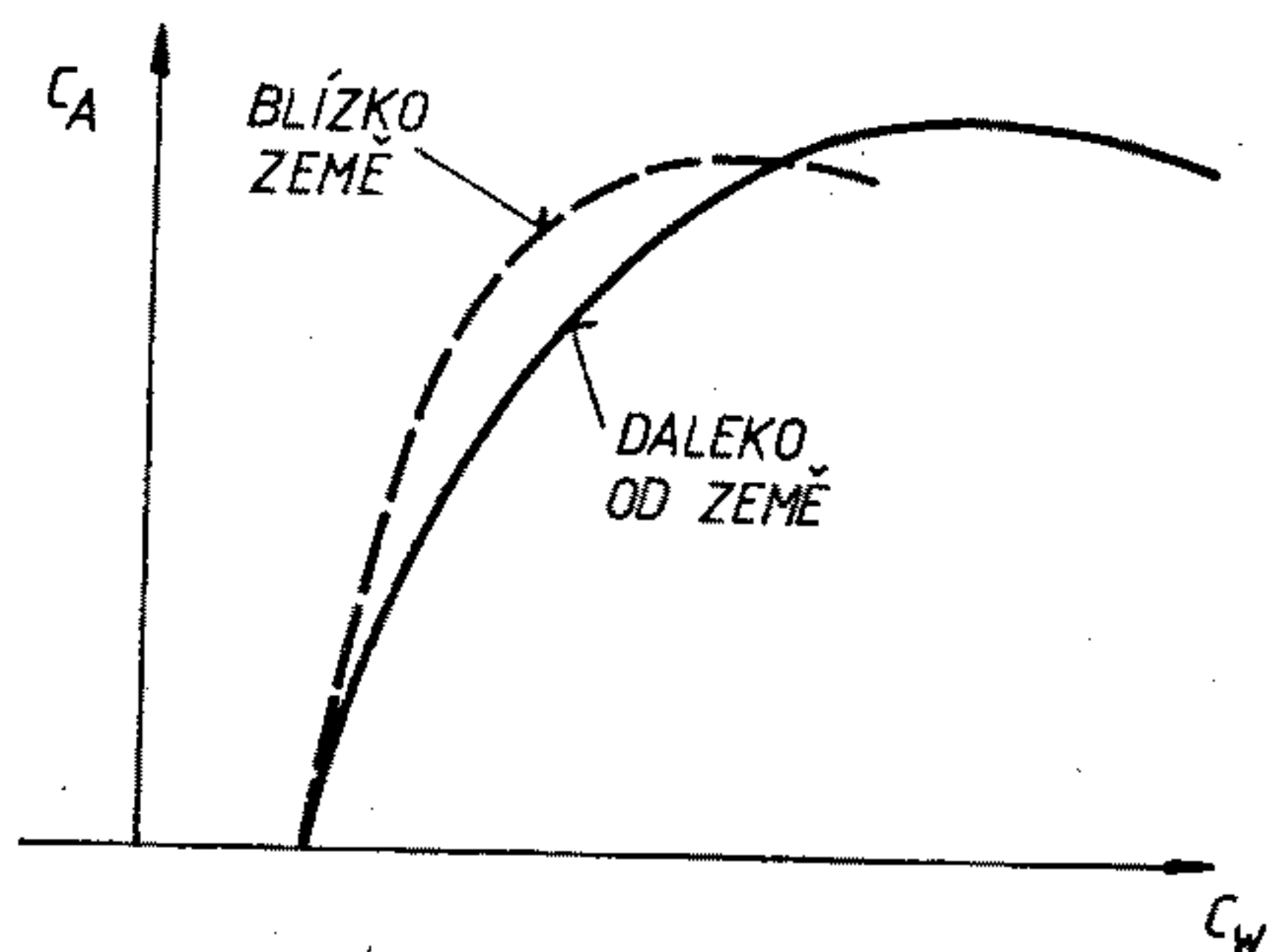


Obr. 2/36. Vliv blízkosti země na proudění vznikající při vyrovnávání tlaků u křídla konečného rozpětí



indukovaných rychlostí, a tím i indukovaných odporů křídla. Vliv blízkosti země na poláru křídla je znázorněn na obr. 2/37.

Snížením indukovaných odporů se snižuje pochopitelně i celkový odpor křídla a letadla. To způsobuje zkrácení



Obr. 2/37. Vliv blízkosti země na poláru křídla

vzletu letadla a prodloužení jeho přistání (letadlo nad zemí „plave“).

V blízkosti země dochází i k jistému poklesu maximálního součinitele vztlaku, zejména v konfiguracích s vysunutými vztlakovými klapkami. Vlivy na vzlet a přistání jsou opačné než v předcházejícím případě.

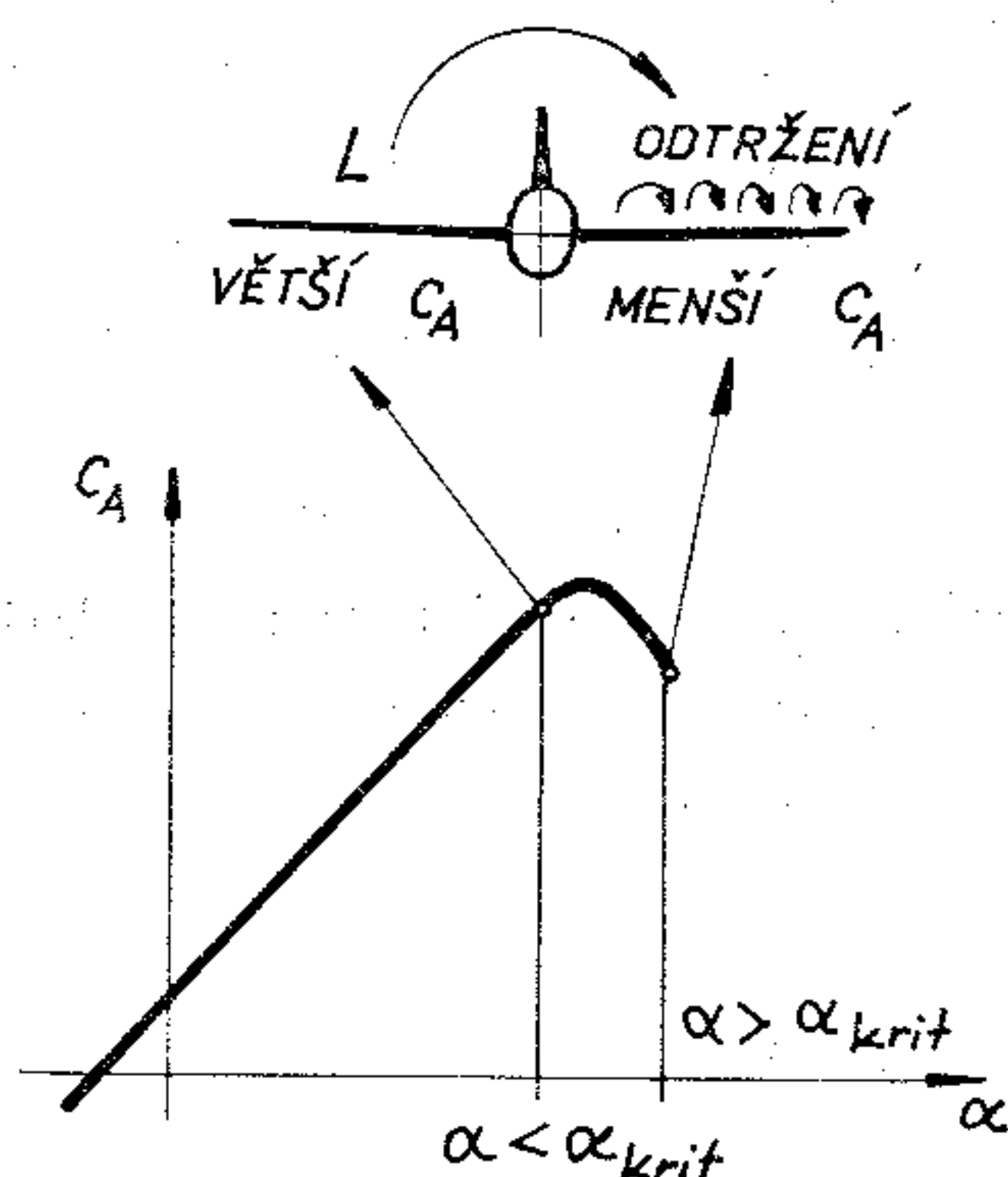
Vliv země je největší v její těsné blízkosti, s výškou klesá. Ve výšce odpovídající asi polovině rozpětí křídla se prakticky ztrácí.

### 2.5.7. AUTOROTACE KŘÍDLA

Při symetrickém odtržení proudu na křídle nastane pád letounu, při nesymetrickém pád po křídle, který může přejít do tzv. autorotace. Probíhá následovně:

Na jednom křídle se odtrhne proud dříve, čímž vznikne klonivý moment  $L$  na tuto stranu, viz obr. 2/38. Na tomto křídle (začíná klesat) vzroste úhel náběhu do nadkritické oblasti a vztlak poklesne. Na druhém křídle, které se začne zvedat, dojde ke zmenšení úhlu náběhu do podkritické oblasti a vztlak se zachovává na vyšší hodnotě než na křídle

klesajícím. Tím vznikne trvalý moment způsobující stabilní režim otáčení — autorotace. Letoun jako celek pak



Obr. 2/38. Autorotace křídla

přejde do vývrtky, o které bude pojednáno v mechanice letu.

## 2.6. LETADLO

### 2.6.1. ŠKODLIVÝ ODPOR

Abychom získali aerodynamické síly celého letadla, musíme k silám vznikajícím na křídle připočítat síly z ostatních částí letounu. Trup, ocasní plochy, přistávací zařízení přispívají značnou měrou k celkovému odporu letounu. Protože však prakticky nezvyšují vztlak, nazýváme jejich odpor škodlivým. Skládá se stejně jako odpor profilový z odporu třecího a tvarového.

### 2.6.2. INTERFERENCEČNÍ ODPOR

Odpory jednotlivých částí letadla — křídla, trupu, ocasních ploch, přistávacího zařízení, můžeme změřit v aerodynamickém tunelu nebo je vypočítat. Jednoduchým se-

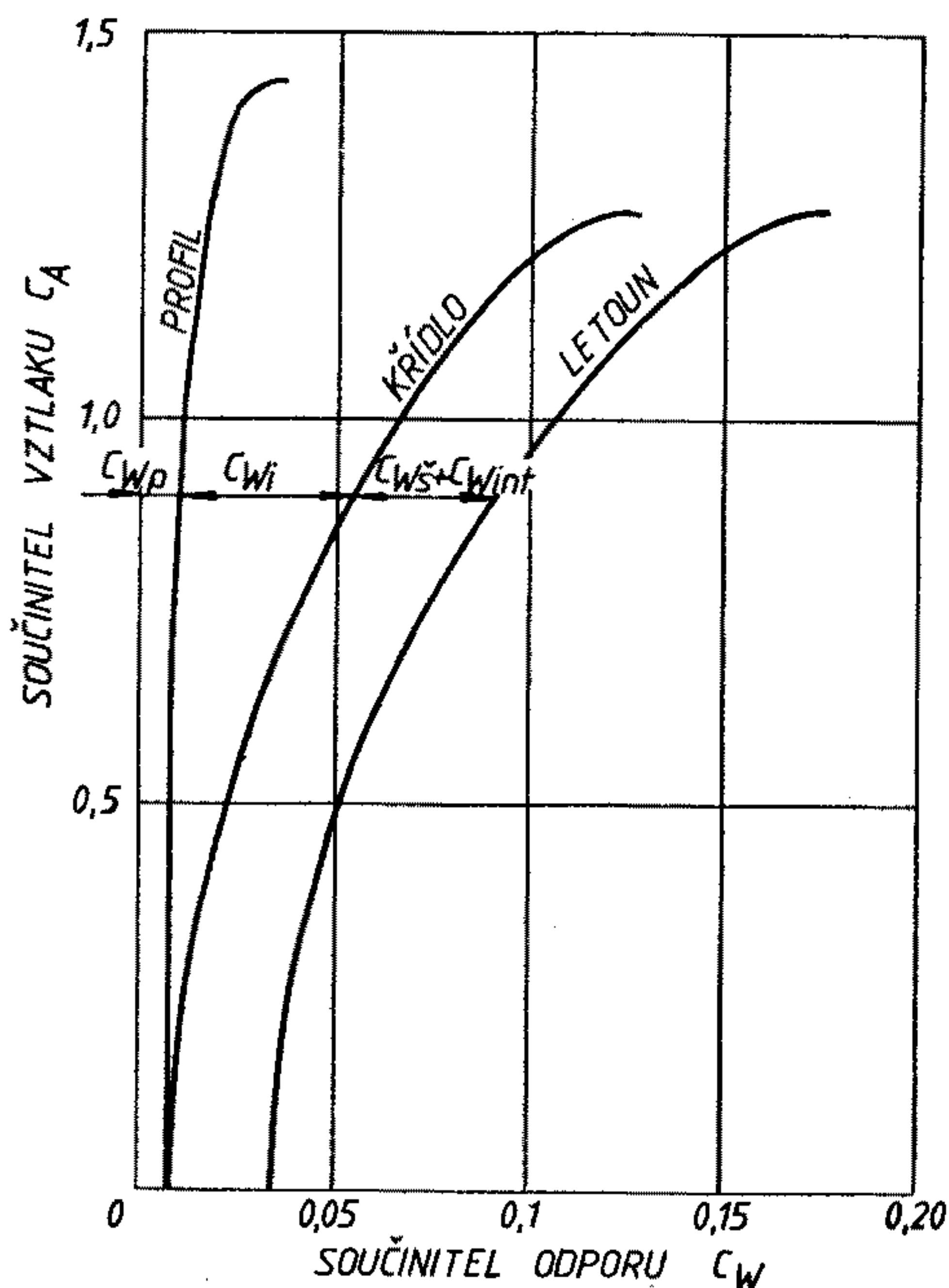
čtením těchto odporů však nedostaneme výsledný odpor letadla. Čím je způsobeno, že výsledný odpor letadla je větší než součet odporů jeho částí?

Při proudění vzduchu v okolí dvou těles, které jsou v dostatečné blízkosti, nastává vzájemné ovlivnění obtékání a příslušných aerodynamických sil. Tento jev nazýváme interferencí a odpor, který při něm vznikne, odporem interferenčním.

Na letadle vzniká v místech spojení jeho částí a zvyšuje celkový odpor letadla proti jednoduchému součtu odporů všech jeho částí. Snižuje se tvarováním přechodů mezi jednotlivými částmi letadla.

### 2.6.3. POLÁRA LETADLA

Vztlak celého letadla se od vztlaku křídla liší jen nepodstatně, proto se prakticky neliší ani vztlaková čára.



Obr. 2/39. Srovnání polár profilu, křídla a letounu Z-42



Celkový odpor se skládá z odporu profilového, indukovaného, škodlivého a interferenčního. Pro součinitele můžeme napsat vztah:

$$C_{WL} = C_{Wp} + C_{Wi} + C_{Ws} + C_{Wint.}$$

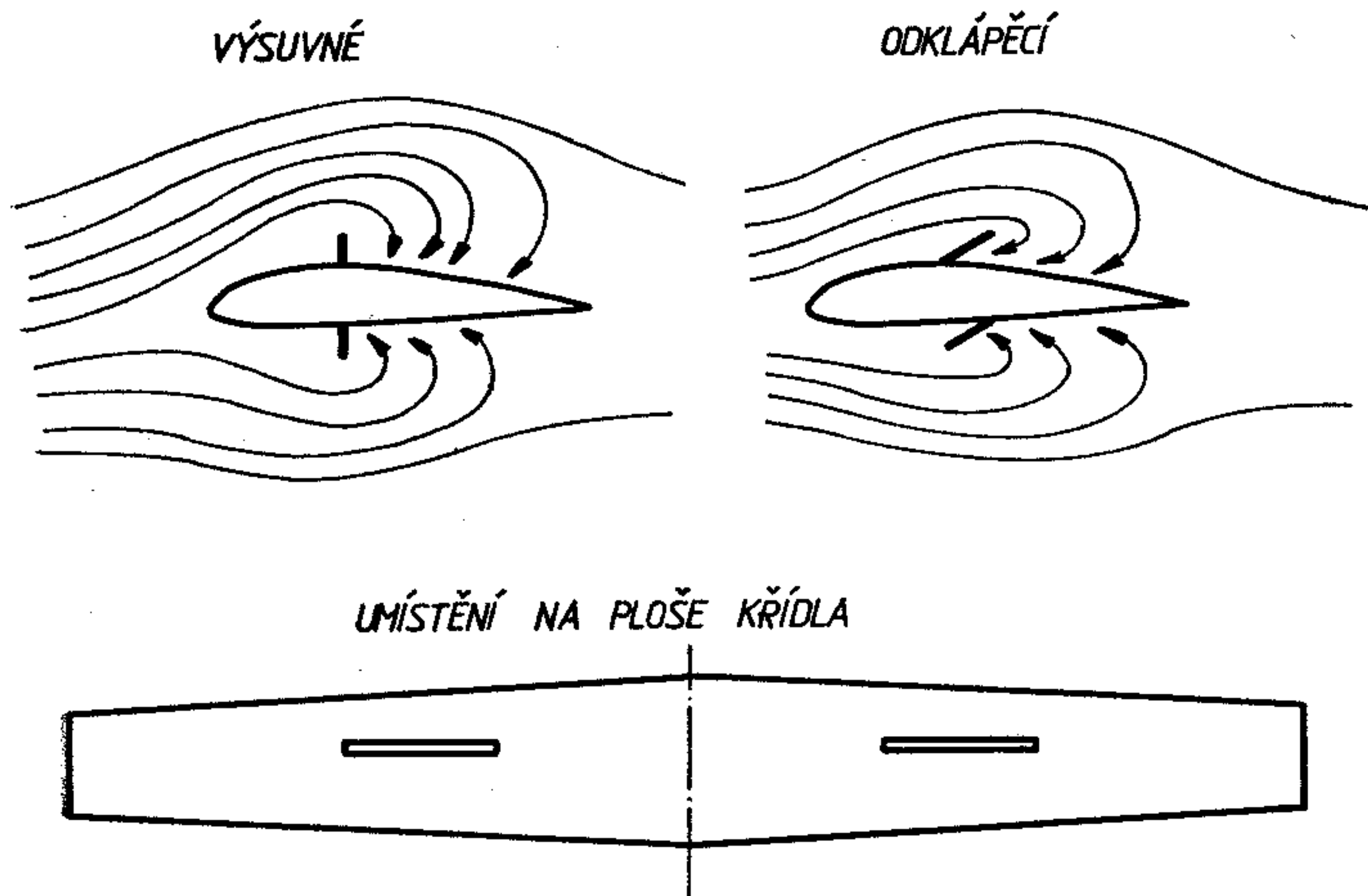
Pro větší názornost je na obr. 2/39 uvedeno srovnání polár profilu, křídla a letounu Z 42.

Takto je možno sestavit poláru kluzáku i letounu. U letounu bude část škodlivých odporů zahrnovat navíc odpory související se zástavbou motoru, tj. odpory různých nátrubků, průtokových chladičů, odpor motorových gondol apod.

Zvláštní případ je polára s volně se protáčejí vrtulí. Vznikne z výše uvedené přičtením odporu volně se protáčejí vrtule. Je snadno měřitelná na hotovém letounu.

#### 2.6.4. PROSTŘEDKY KE ZVÝŠENÍ ODPORU

Odpor zvyšujeme u kluzáků za účelem zhoršení klouzavosti a usnadnění manévru na přistání. U sportovních motorových letounů, které mají menší klouzavosti, ovlivňujeme rozpočet na přistání plynovou přípustí a zvláštní prostředky ke zvýšení odporu nepoužíváme.



Obr. 2/40. Brzdící klapky na křídle

Nejčastěji používaným prostředkem ke zvýšení odporu jsou brzdící klapky. Vysouvají se nebo odklápějí z křídla nebo trupu. Schéma brzdících klapek umístěných na křídlech je uvedeno na obr. 2/40.

U takových brzdících klapek dochází v důsledku porušení proudění a odtržení proudu za klapkou ke snížení vztlaku a zvýšení odporu. To způsobí žádané zhoršení klouzavosti.

U některých vysokovýkonných větroňů se používá za účelem zvýšení odporu brzdící padáček umístěný v zadní části trupu. Má výhodu v tom, že nenarušuje povrch křídla, ale nevýhodou je jeho malá ovladatelnost neumožňující plynulé změny klouzavosti při přiblížení na přistání.

## 2.7. AERODYNAMIKA VRTULE

Rovnovážný stoupavý nebo vodorovný let letounu je možný jen se zdrojem tahu. U sportovních motorových letadel je jím pístový motor s vrtulí. Tah vzniká na vrtuli, kterou otáčí motor.

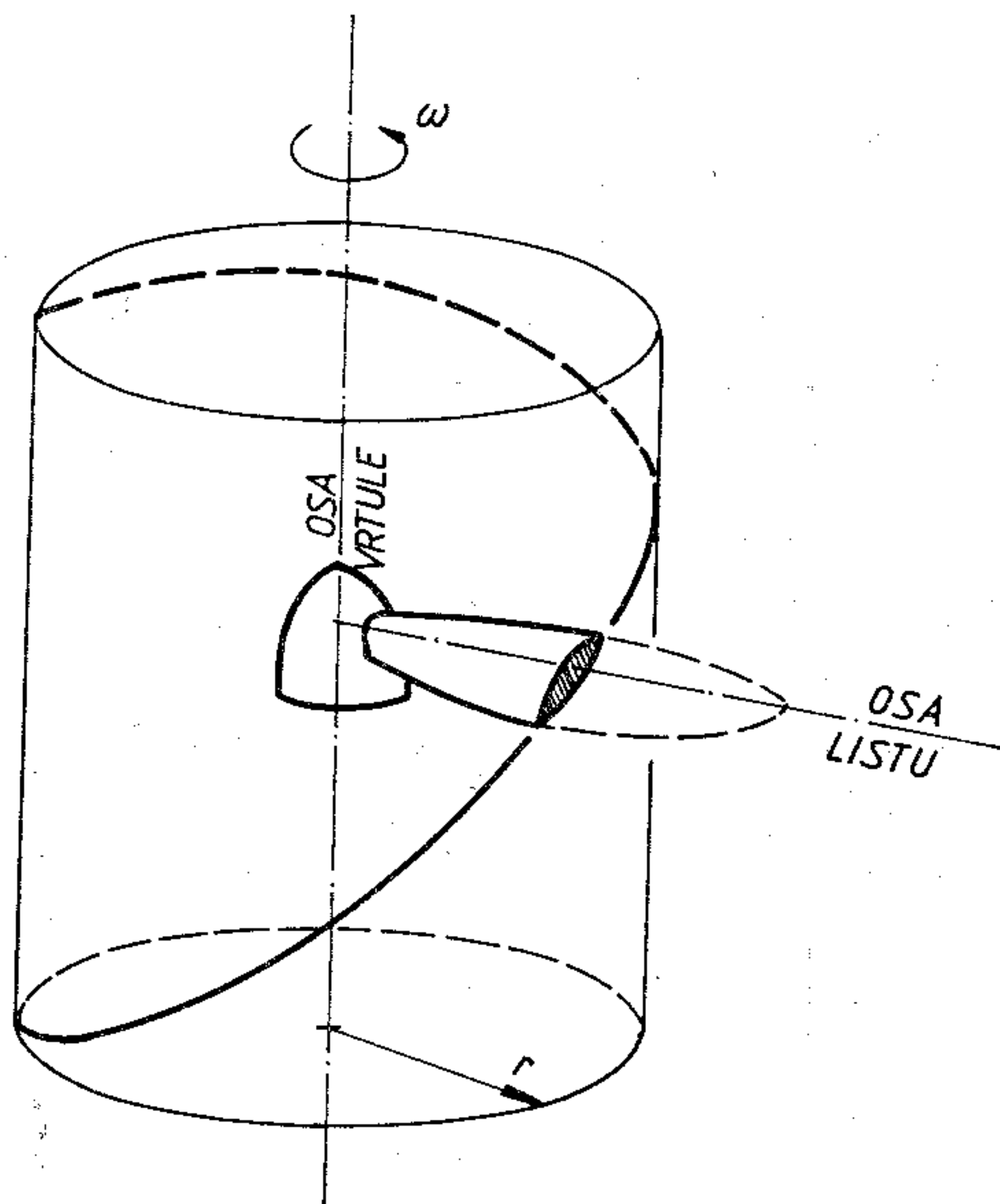
### 2.7.1. VZNIK AERODYNAMICKÝCH SIL A MOMENTŮ NA VRTULI

List vrtule si můžeme představit jako silně zkroucené křídlo, které vykonává rotační pohyb kolem osy vrtule a zároveň dopředný pohyb s celým letounem. Výsledkem je šroubovicovitý pohyb kteréhokoliv řezu listu (obr. 2/41).

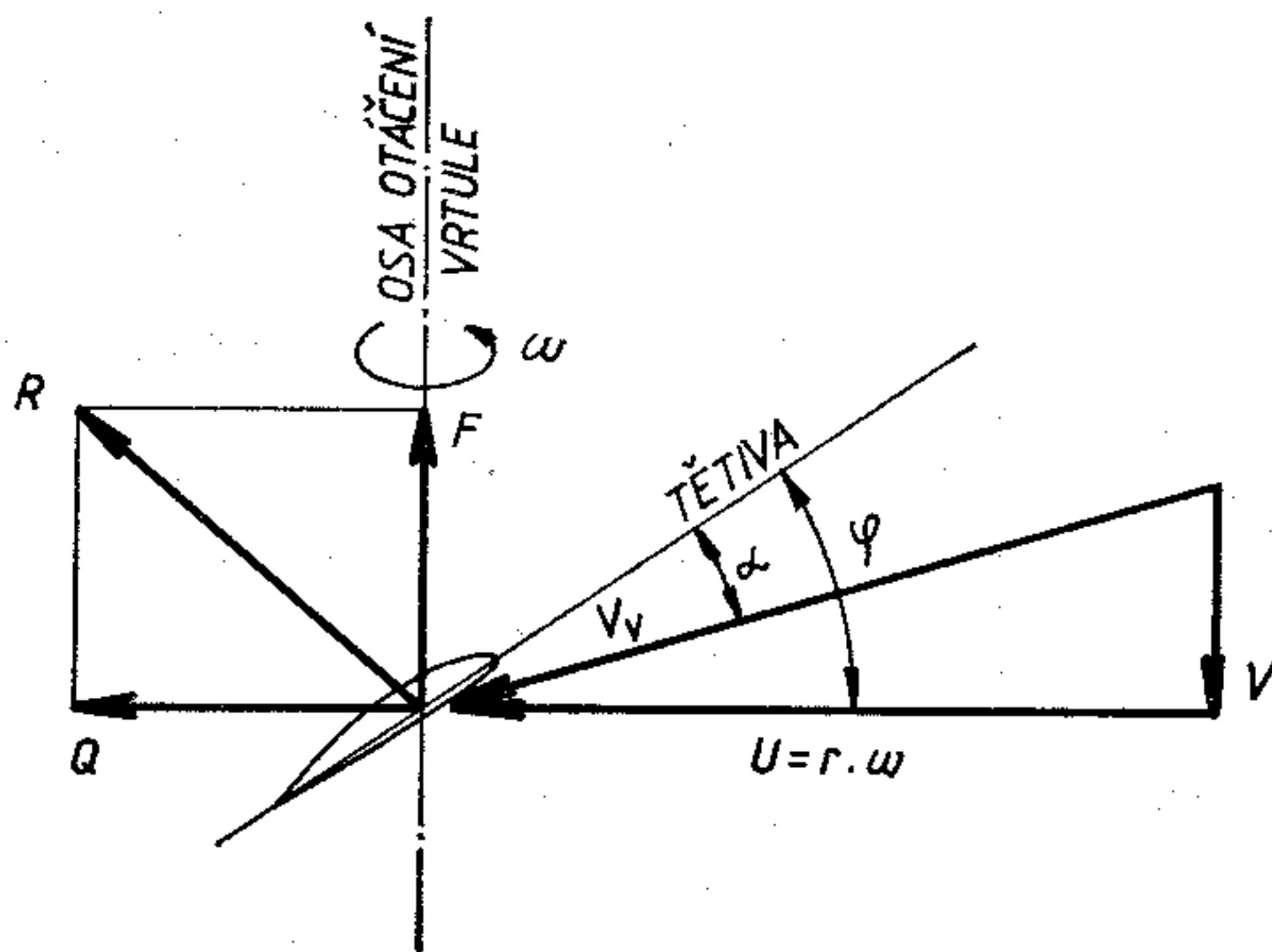
Na obr. 2/42 vidíme zjednodušené poměry obtékání v místě zvoleného řezu listu. Proud přitéká jednak proti dopřednému pohybu letounu — rychlost  $V$ , a jednak proti pohybu řezu listu po obvodě kruhu o poloměru  $r$ , který je roven vzdálenosti řezu od osy vrtule (obr. 2/41) — rychlost  $U = r \cdot \omega$  ( $\omega$  je úhlová rychlost otáčení vrtule). Rychlost  $U$  leží v rovině otáčení vrtule zvané rovněž rovinou disku vrtule. Výsledná rychlost přitékajícího proudu v daném řezu listu  $V_v$  je vektorovým součtem rychlostí  $V$  a  $U$ .

Úhel mezi tětivou profilu (řezu listu) a rovinou disku

vrtule je úhel nastavení  $\varphi$ . Úhlem náběhu  $\alpha$  je i zde úhel mezi tětivou profilu a výsledným směrem přitékajícího proudu.



Obr. 2/41. Pohyb řezu listu vrtule



Obr. 2/42. Přitékající proud a síly v řezu vrtule

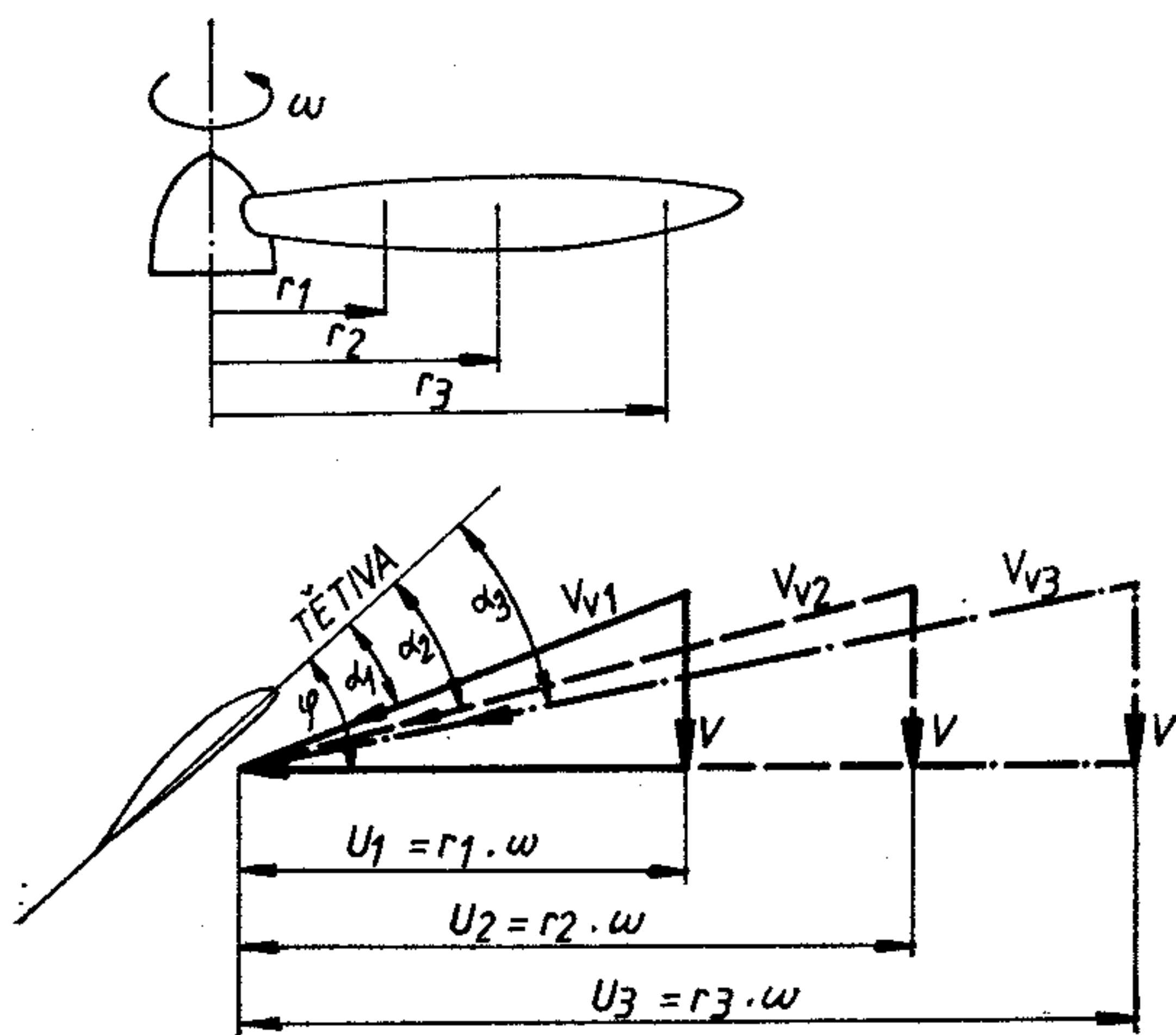
Ve sledovaném řezu vrtule vznikne při popsaném obtékání výsledná aerodynamická síla, kterou zde rozkládáme



podobně jako u profilu křídla do dvou na sebe kolmých směrů. Nejde však o směry vztlaku a odporu. Složka ve směru osy otáčení vrtule  $F$  je tah, složka ve směru disku vrtule je obvodová síla  $Q$ . Výsledný tah vrtule dostaneme sečtením všech elementárních tahů z jednotlivých řezů na všech listech vrtule. Obvodová síla řezu dává na rameni k ose vrtule elementární krouticí moment  $M_{kr} = Q \cdot r$ . Sečtením krouticích momentů ze všech řezů na všech listech vrtule dostaneme výsledný krouticí moment vrtule. Ten působí proti pohybu vrtule a musí být překonáván krouticím momentem motoru.

### 2.7.2. ZKROUCENÍ VRTULOVÉHO LISTU

Aby tah vrtule při daném krouticím momentu (nebo výkonu) motoru byl co největší, je nutno nastavit všechny řezy listu na optimální úhel náběhu. Obr. 2/43 ukazuje, jak



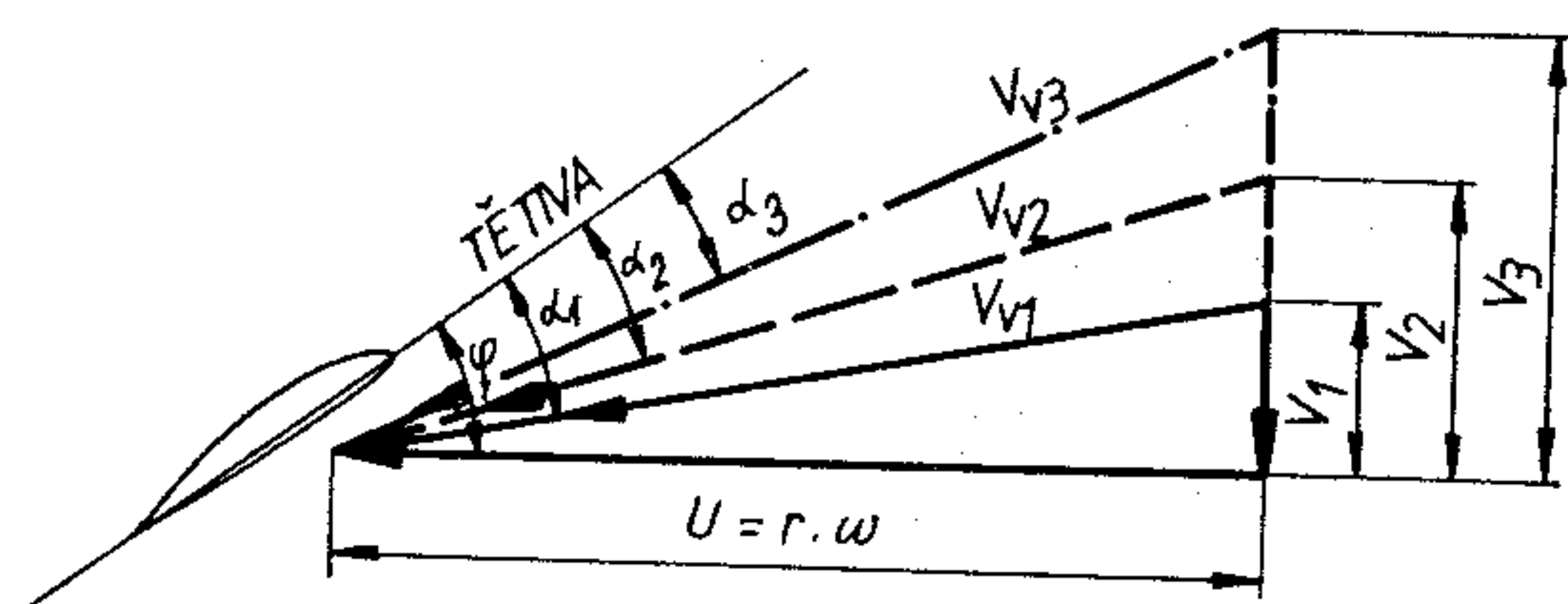
Obr. 2/43. Změna úhlu náběhu na nezkrouceném listu

se mění úhel náběhu v různých řezech (s různým poloměrem) na nezkrouceném listu při jedné dopředné rychlosti letu. Se zvětšováním poloměru roste obvodová rychlost řezu, tím i rychlost proudu vzduchu proti ní  $\{U\}$ . Zároveň roste i úhel náběhu. K zachování optimálního úhlu náběhu

je nutno zkroutit list tak, že směrem ke špičce snižujeme úhel nastavení. V charakteristikách vrtule se však uvádí jen jeden vztažný úhel nastavení, který se vyskytuje obvykle v 75 % poloměru listu.

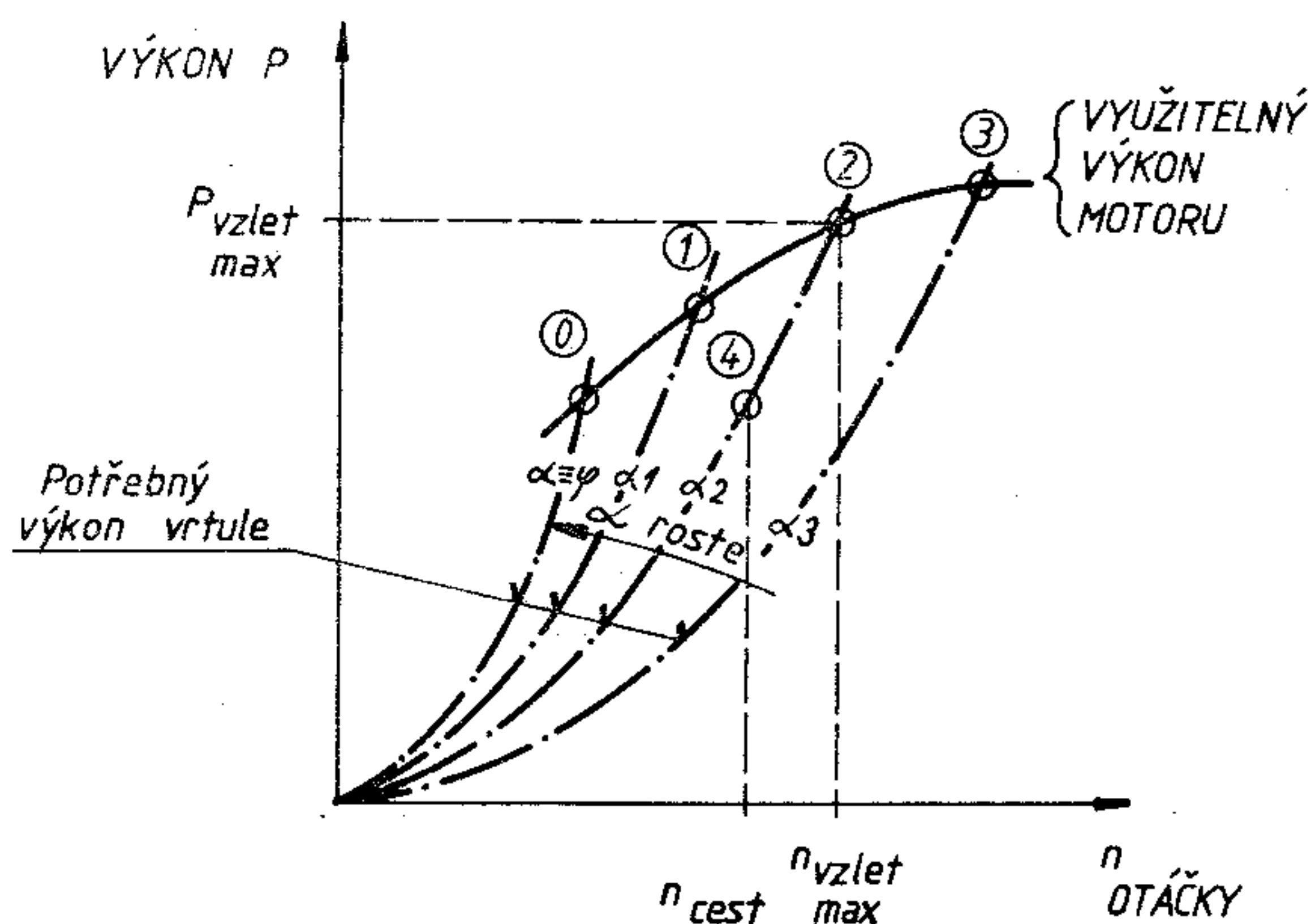
### 2.7.3. PEVNÁ A STAVITELNÁ VRTULE

Konstrukčně nejjednodušší je vrtule pevná, jejíž listy nelze natočit kolem jejich vlastních os. Obr. 2/44 ukazuje, jak se u vztažného řezu takové vrtule mění úhel náběhu



Obr. 2/44. Změna úhlu náběhu vztažného řezu pevné vrtule s rychlostí letu

s rychlostí letu. Předpokládejme, že rychlost  $V_2$  je maximální rychlost vodorovného letu a motor pracuje přitom na maximálním vzletovém režimu s plným plynem a maximálními povolenými otáčkami. Při tom má podle obr. 2/44



Obr. 2/45. K principu práce pevné vrtule na motoru

úhel náběhu  $\alpha_2$ . Na obr. 2/45 jsou znázorněny křivky výkonů  $P$ , které dává motor při plném plynu (plná čára) a které potřebuje vrtule při různých úhlech náběhu (čerchované čáry zvané též škrticí křivky) v závislosti na otáčkách  $n$ . Za těchto uvedených předpokladů pracuje vrtule v rovnovážném bodě 2 (v kroužku).

Přejdeme-li do stoupání s plným plynem na nejvýhodnější rychlosti (vždy nižší než je  $V_2$ ), řekněme rychlosti  $V_1$ , vidíme z obr. 2/44, že dojde ke zvýšení úhlu náběhu, zvýšení výsledné aerodynamické síly a tím pochopitelně obou jejích složek. Nepříjemné je zvýšení obvodových sil a tím brzdícího kroutícího momentu (potřebného výkonu vrtule), což má za následek snížení otáček. Rovnováha je dosažena v bodě 1 (v kroužku) na obr. 2/45. Snížení otáček způsobuje snížení výkonu motoru, i když máme stále plný plyn. Tah vrtule je pak nižší, než kdybychom pracovali s maximálním vzletovým výkonem z bodu 2 (v kroužku).

Při nulové dopředné rychlosti, např. na začátku rozjezdu při vzletu se bude úhel náběhu (obr. 2/44) rovnat úhlu nastavení  $\varphi$  — bude největší. Největší bude i ubrzdění. V obr. 2/45 bude vrtule pracovat v bodě 0 (v kroužku). Nebude tedy zdaleka využívat maximální vzletový výkon.

Kdybychom při letu maximální rychlostí ve vodorovném letu zvýšili rychlost potlačením letounu do klouzání, řekněme na rychlost  $V_3$ , klesne podle obr. 2/44 úhel náběhu na hodnotu  $\alpha_3$ , poklesne rovněž brzdící moment vrtule, její potřebný výkon a vrtule se roztočí na vyšší otáčky. Rovnováha by nastala podle obr. 2/45 v bodě 3 (v kroužku). Jemu odpovídající otáčky však není povoleno používat a proto je nutno před přechodem do klouzání stáhnout plyn.

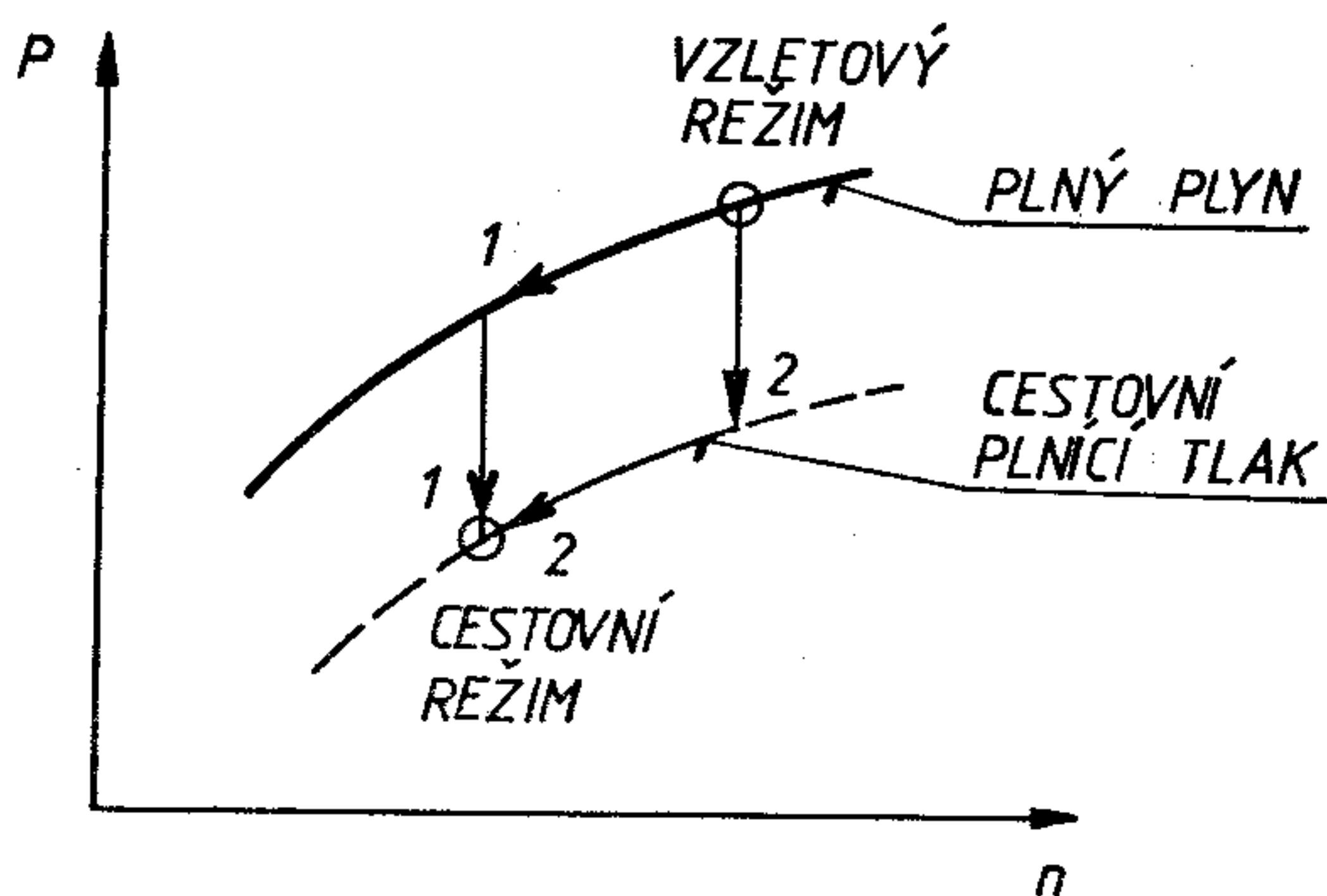
Stažení plynu při letu ve vodorovné rovině znamená u pevné vrtule pokles výkonu i otáček po škrticí křivce blízké té, která prochází bodem 2 (v kroužku). Tak se dostaneme na cestovní režim (v obr. 2/45 bod 4 v kroužku). Pro pilota je zadán jenom cestovními otáčkami, protože těm na škrticí křivce odpovídá jediný výkon.

Hlavní nevýhodou pevné vrtule je nízký výkon odebíraný z motoru při malých rychlostech (vzlet, stoupání). Zabránit růstu úhlu náběhu vrtulového listu s klesající rychlostí je možno snížením jeho úhlu nastavení. Pro větší dopředné rychlosti je naopak nutné úhel nastavení zvětšit. To je základní princip stavitelné vrtule.



Nejjednodušší stavitelné vrtule mají úhel přestavitelný na zemi (jednorázově mechanikem) nebo za letu (podle potřeby pilotem). Po přestavení se taková vrtule chová jako pevná, s jiným úhlem nastavení. Menší úhel nastavení  $\varphi$  je vhodný pro vzlety, stoupání, vleky kluzáků, větší  $\varphi$  pro maximální nebo cestovní lety v horizontu.

Nejdokonalejší stavitelné vrtule mají regulátor, který automaticky mění úhel nastavení tak, aby otáčky zůstaly konstantní jak se změnou rychlosti, tak se změnou plynové přípusti. Jsou to tzv. vrtule stálých otáček. Takovou je např. československá vrtule V 500A, používaná na letounu



Obr. 2/46. Přejít na nový režim u vrtule stálých otáček

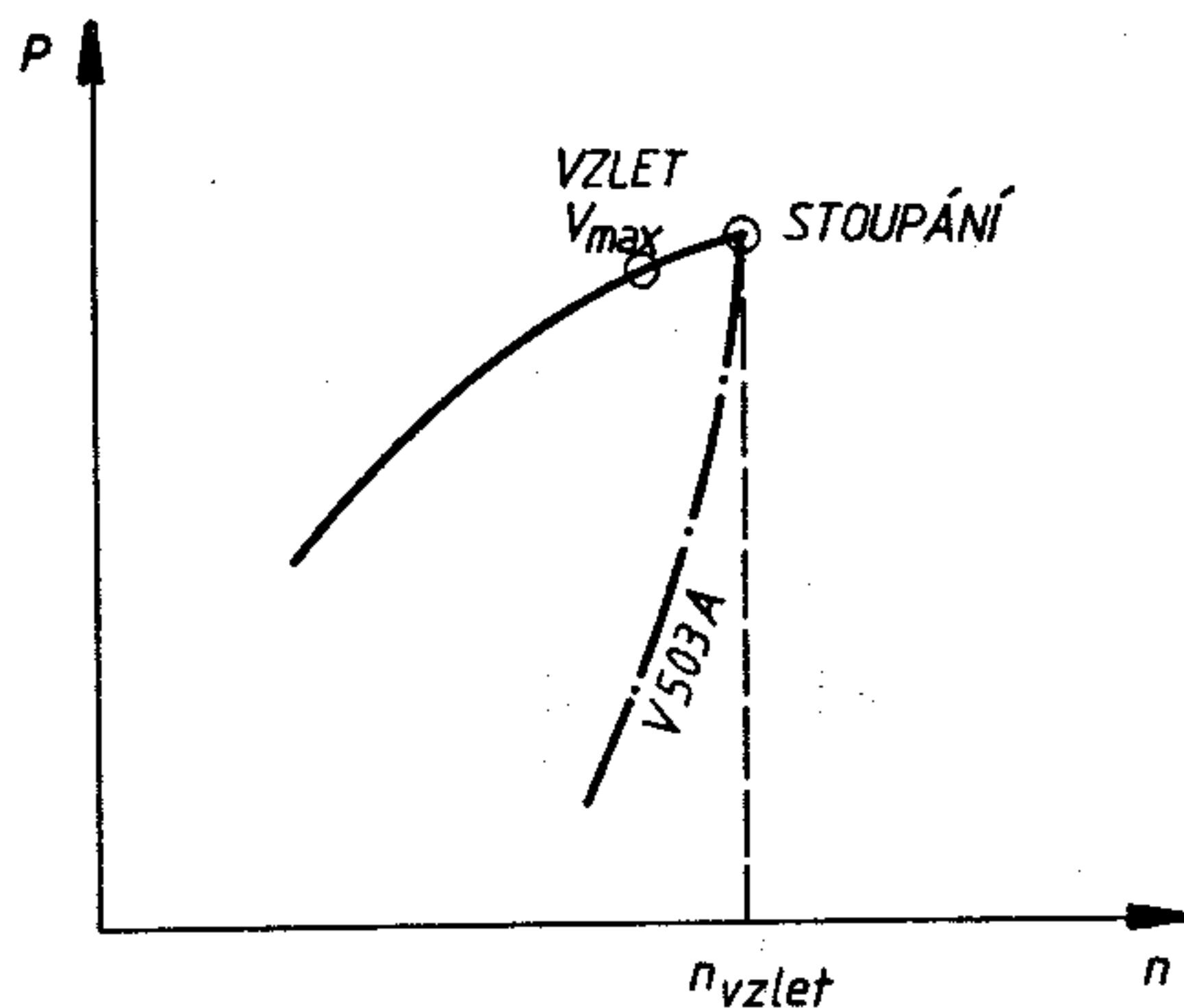
Z 43. Voličem otáček je možno nastavovat takové otáčky, které jsou z hlediska režimu letu výhodné. Nastavíme-li vzletové otáčky a dáme plný plyn, využívá taková vrtule bez ohledu na rychlost stále maximální vzletový výkon. Na cestovní režim je možno přejít (viz obr. 2/46) postupným přestavením otáček a pak stažením plynu (snížením plnicího tlaku) — cesta 1, nebo napřed stažením plynu (plnicího tlaku) a pak otáček — cesta 2. S takovouto vrtulí je možno využít kterýkoliv bod z povolené oblasti výkonů a otáček, tudíž i body pro nejlepší dolet a největší vytrvalost.

Mimo lepšího využití charakteristik motoru mají některé říditelné vrtule možnost přestavit své listy „do praporu“ (do polohy minimálního odporu) a do polohy „reversní“ — pro brzdění.

Používají se i tzv. autonomní automaticky stavitelné vrtule. Jejich příkladem je československá vrtule V-503 A,

používaná na letounech Z-526 F, AFS; Z-42 M. Vrtule pracuje bez voliče otáček. K přestavení úhlu nastavení se využívá náporový tlak vzduchu na vrtulový klobouk důmyslně ovládající hydraulický mechanismus.

Autonomní (samostatná) práce vrtule je výhodná (např. při provádění akrobacie), nezaručuje však udržení konstantních otáček v celém rozsahu rychlostí. Například při



Obr. 2/47. Využití motoru vrtulí V 503 A

vzletu i maximální rychlosti má snížené otáčky proti maximálním „vzletovým“, které využívá při stoupání. Schematicky je to naznačeno na obr. 2/47. V něm je rovněž nakreslena strmá škrticí křivka, na které pracuje V-503 A při stahování plynu. Nemůže tedy využít libovolný bod povolené oblasti výkonů a otáček motoru.

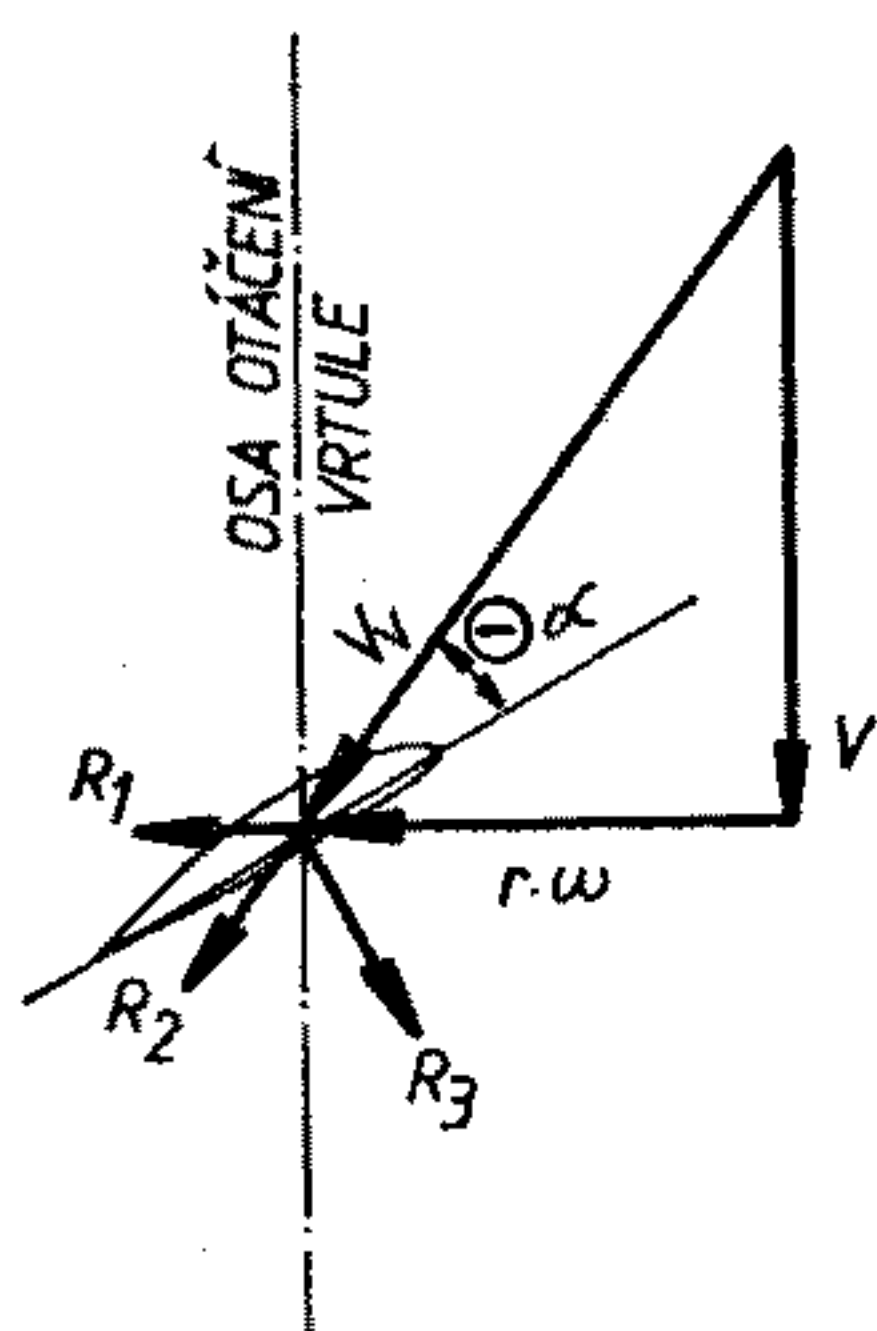
#### 2.7.4. DŮLEŽITÉ REŽIMY PRÁCE VRTULE

Nejdůležitějším režimem práce vrtule je tzv. *vrtulový režim*, ve kterém pracuje, když se pohybuje dopředu a dává tah. Obtékání a vznik tahu jsou znázorněny na obr. 2/42 až 2/44.

Zvyšujeme-li rychlost letu a snižujeme otáčky motoru (tím i obvodovou rychlost řezu vrtule), dostaneme se do oblasti záporných úhlů náběhu, viz obr. 2/48. Zde si povšimneme třech důležitých režimů práce vrtule, které se od sebe liší polohou aerodynamické výslednice.

První z nich je *režim nulového tahu*. Vzniká v oblasti

nulového úhlu náběhu. Aerodynamická výslednice  $R_1$  je shodná s obvodovou silou, která způsobuje brzdicí moment. Na jeho vyrovnání potřebujeme určitý výkon motoru.



$R_1$ : nulový tah  
 $R_2$ : brzdění  
 $R_3$ : mlýnek

Obr. 2/48. Režimy práce vrtule se záporným úhlem náběhu listu

Při zvyšování záporného úhlu náběhu přecházíme do oblasti, kde má aerodynamická výslednice směr  $R_2$  (nebo kterýkoliv směr ve čtvrtkruhu od  $R_1$  přes  $R_2$  až po osu otáčení vrtule). Můžeme ji rozložit na záporný tah, který brzdí letoun a obvodovou sílu, která stále vyžaduje jistý výkon motoru. Jde o *režim brzdění*. Záporný tah představuje zvýšení odporu letounu, a to je vhodné např. při brzdění za dojezdu a letu střemhlav.

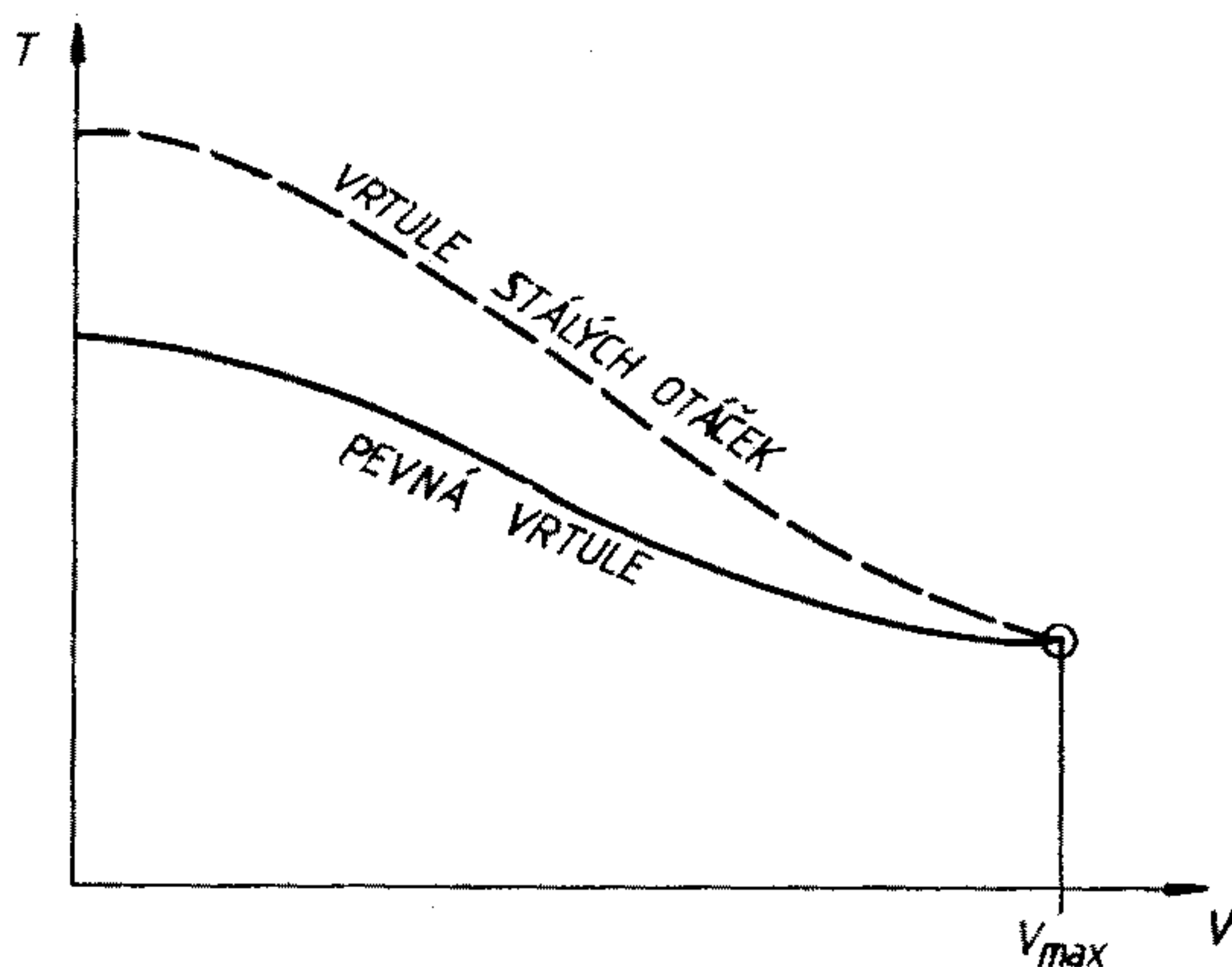
Otočí-li se výslednice při dalším zvyšování záporného úhlu náběhu až do čtvrtkruhu, ve kterém je v obr. 2/48 nakreslena síla  $R_3$ , brzdění záporným tahem zůstává. Navíc obvodová síla změnila znaménko a důsledek je, že vrtule protáčí motorem. Jsme v režimu *mlýnku*, který je možno využít např. k nahození motoru za letu.

Režimy se záporným tahem se vyskytují nejen u pevných vrtulí, ale i u většiny vrtulí stavitelných, protože za volnoběhu jejich listy jsou nastaveny na minimální úhel nastavení a chovají se jako pevné.

## 2.7.5. KŘIVKA TAHU A ÚČINNOSTI VRTULE

Na obr. 2/49 je znázorněna tahová křivka vrtule. Tah pevné vrtule je nejvyšší při nulové dopředné rychlosti (tzv. statický tah), protože je tam největší úhel náběhu

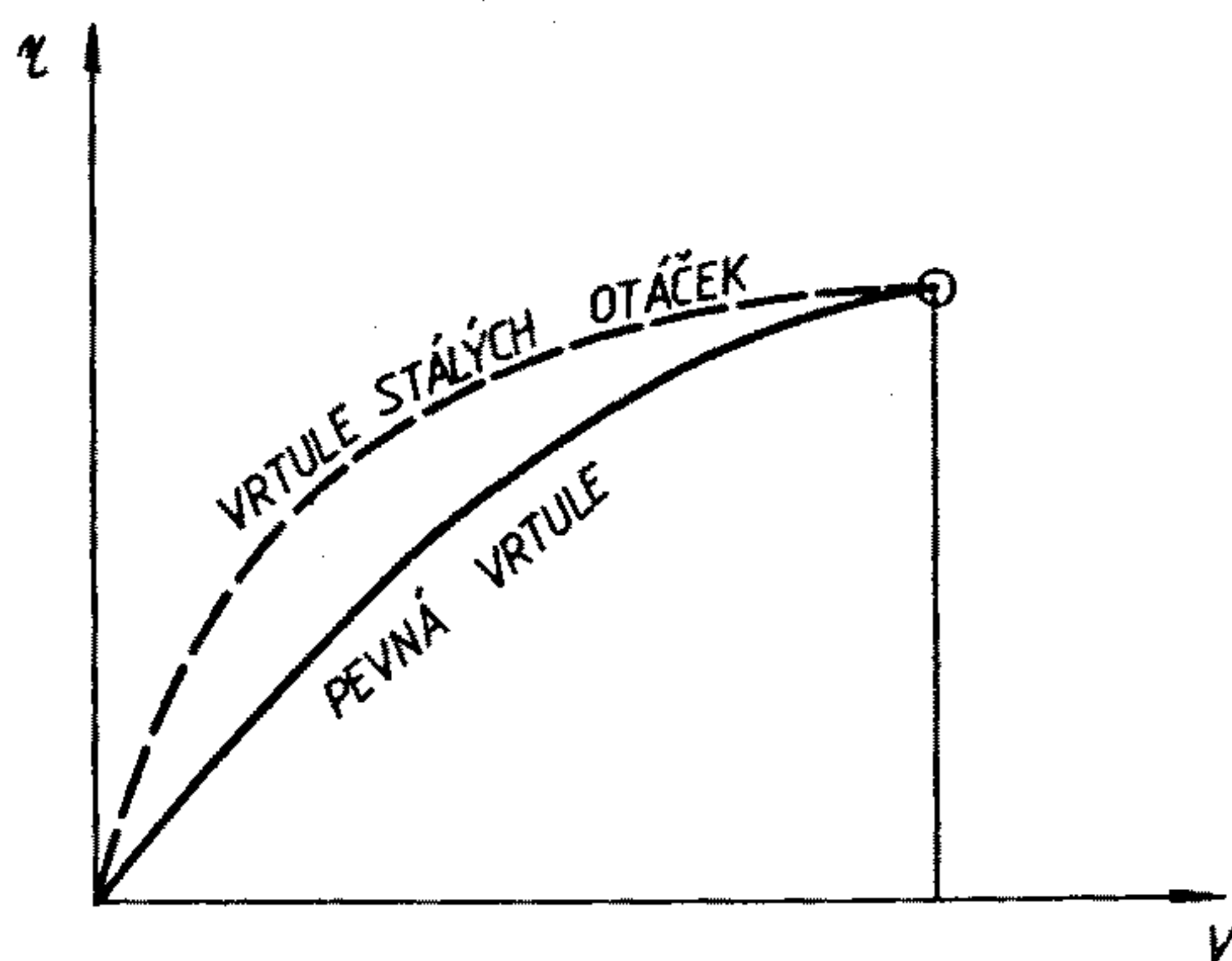




Obr. 2/49. Tahová křivka vrtule

[viz obr. 2/44]. S narůstající rychlostí klesá úhel náběhu i tah. Vrtule stálých otáček (jako nejlepší příklad stavitelných vrtulí) má při maximální rychlosti vodorovného letu  $V_{max}$  stejný tah jako pevná vrtule navržená pro tuto rychlost. Při nižších rychlostech jsou však její tahy vyšší, protože jednak díky přestavování listů pracuje stále v těsné blízkosti optimálního úhlu náběhu, a jednak neubrzďuje motor a může pracovat stále na zvolených otáčkách, řekněme na vzletových, s maximálním vzletovým výkonem.

Obr. 2/50 představuje křivky účinnosti pevné vrtule a



Obr. 2/50. Křivka účinnosti vrtule

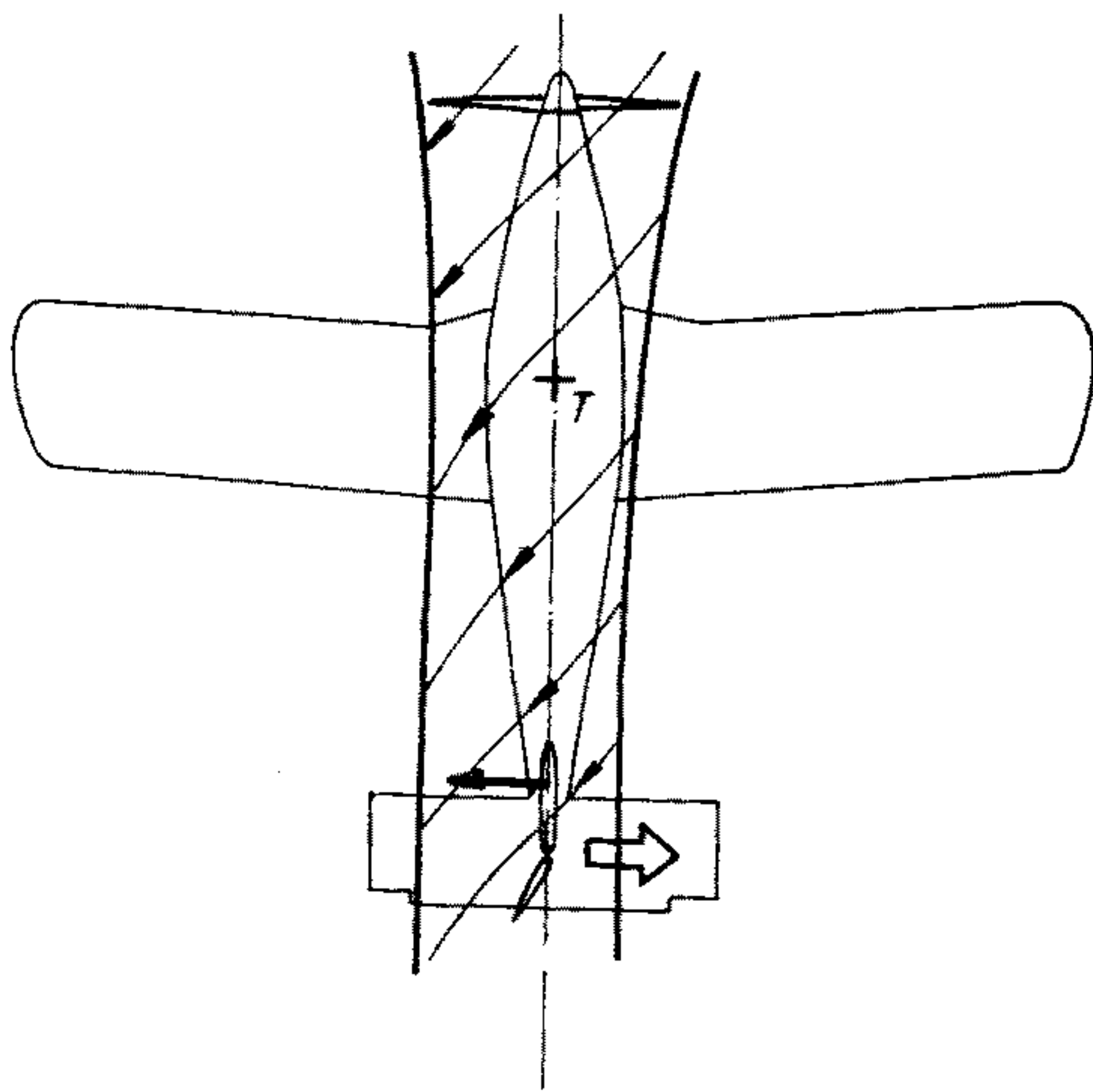
vrtule stálých otáček. Zde jsou opět voleny vrtule tak, že při  $V_{max}$  mají stejnou účinnost. Při menších rychlostech se u vrtule stálých otáček projeví příznivý vliv práce na optimálním úhlu náběhu. Pokud se však vrtule (letoun) nepohybuje, nekoná užitečnou práci. Proto má při nulové rychlosti nulovou účinnost. Je to jasné i ze vzorce pro účinnost vyjádřeného jako poměr využitelné výkonnosti  $P_v = F \cdot V$  ( $F$  ... tah vrtule) a výkonnosti motoru  $P_M$ :

$$\eta = \frac{F \cdot V}{P_M}$$

## 2.7.6. DALŠÍ VLIVY VRTULE NA LETOUN

### 2.7.6.1. VLIVY NA OBTÉKÁNÍ LETOUNU

Nejdůležitějším z těchto vlivů je vliv zešikmení proudu na svislé ocasní ploše (SOP) znázorněný na obr. 2/51. Vlivem tohoto zešikmení je SOP obtékána pod jistým úhlem náběhu a vzniká na ní síla, která se snaží otočit le-



Obr. 2/51. Vliv zešikmení proudu za vrtulí

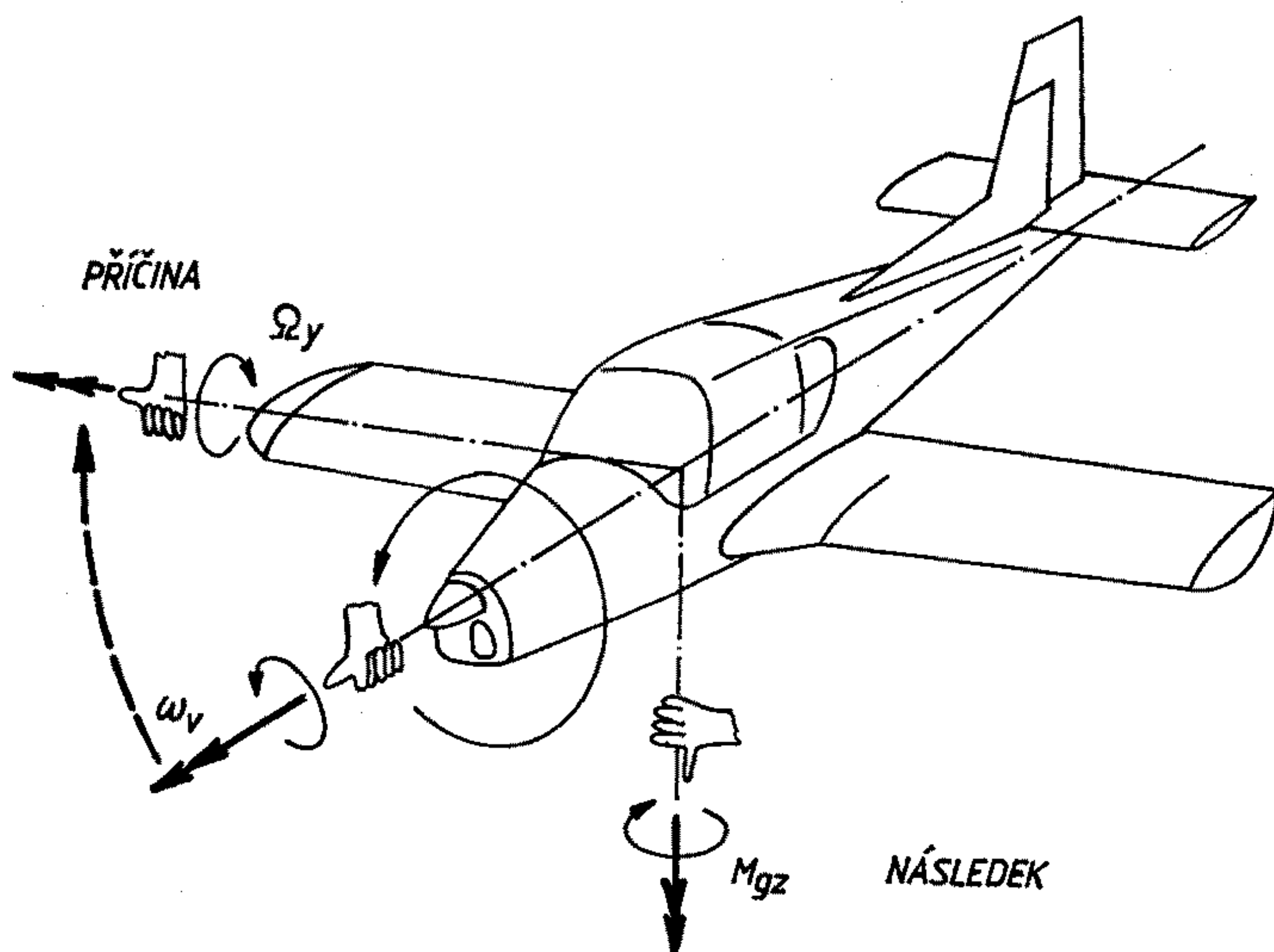
tounem kolem svislé osy procházející těžištěm letounu (na obrázku šipka vlevo). Abychom tomu zabránili, musíme vychýlit směrovku a vyvodit tím na SOP takovou sílu

opačného směru (na obrázku znázorněna šipkou vpravo), aby byl moment k těžišti vyrovnán.

Další vlivy vrtule na obtékání jsou buď samy o sobě velmi malé (vliv na klonivý moment), nebo jsou komplikované (vliv na podélnou stabilitu) a tím mimo rozsah této učebnice. Všechny jsou však již v době návrhu letounu snižovány na minimum tak, aby co nejméně obtěžovaly pilota.

#### 2.7.6.2. GYROSKOPICKÝ MOMENT VRTULE

Vrtule působí na letoun jako hmotný setrvačnick. Při otáčení letounu kolem podélné osy, která má obvykle stejný směr jako osa vrtule, gyroskopický moment nevzniká.



Obr. 2/52. Vznik gyroskopického momentu vrtule

Otáčeli-li se letoun kolem bočné osy  $y$  nebo kolmé osy  $z$ , vzniká gyroskopický moment, který se snaží otočit vrtulí a tím i letounem kolem druhé z nich. Na obr. 2/52 je letoun s pravotočivou vrtulí (smysl otáčení vrtule se bere z pohledu pilota sedícího v kabině letounu), který klopí kolem příčné osy ve smyslu na ocas. Přitom vzniká gyroskopický moment ke kolmé (svislé) ose  $Mgz$ . Smysl gyroskopického momentu je takový, jako kdybychom chtěli vektor úhlové rychlosti otáčení vrtule  $\omega_v$  (úsečka s dvojitou šip-



kou) otočit do směru vektoru úhlové rychlosti otáčení letounu  $\Omega_y$ . Toto pravidlo platí ve všech případech. V našem případě se snaží vzniklý gyroskopický moment otočit nos letounu doprava.

Smysl působení vektorů úhlových rychlostí i gyroskopických momentů určíme podle pravidla pravé ruky. Prsty naznačíme smysl otáčení a vztyčený palec ukáže smysl vektoru (kam ukazuje šipka).

Gyroskopický moment je možno zaznamenat např. i při zvednutí ocasu letounu při vzletu letounu s ostruhovým podvozkem. Hlavně se však vyskytuje při provádění akrobatických obrátů.

---

## 3. MECHANIKA LETU

### 3.1. ÚVOD

V aerodynamice jsme se zabývali vznikem a působením aerodynamických sil na letadlo. V další části, mechanice letu, aplikujeme poznatky aerodynamiky na pohyb letadla ve vzduchu v souvislosti s výkony a letovými vlastnostmi letadel.

Výkony letadel jsou rychlosti, dráhy, časy a výšky dosahované v obvyklých druzích letů (let vodorovný, stoupání, klouzání, vzlet, přistání).

Letové vlastnosti letadel zkoumáme z hlediska stability a říditelnosti letu.

Pro pilota má mechanika letu podobně jako aerodynamika velký význam, protože mu umožňuje poznat zákonitosti létání ve vzdušném prostředí. Zvládnutí teorie mechaniky letu urychluje výcvik v praktickém létání, umožňuje dokonalé využití letadla a zvětšuje bezpečnost letu.

### 3.2. VÝKONY LETADLA

Výkony letadel dělíme na dvě hlavní skupiny:

1. výkony při ustálených nebo quasiustálených (téměř ustálených) letech (např. ustálené stoupání, klesání),
2. výkony při neustálených letech (např. vzlet, přistání).

Z výkonů letounů (motorových letadel — zde uvažová-

na pouze vrtulová letadla) nás bude zajímat maximální a minimální rychlost vodorovného letu, rychlost stoupání, doba výstupu do různých výškových hladin, teoretický a praktický dostup, dolet, vytrvalost.

U bezmotorových letadel — kluzáků a větroňů — je důležitá maximální klouzavost a rychlost při ní, klesání při různých rychlostech a příslušné úhly klouzání, rychlost při minimálním klesání a výkony v zatáčkách z hlediska kroužení ve stoupavých proudech.

U obou druhů jsou pak ještě důležité výkony při vzletu a přistání.

Výklad bude u většiny výkonů vycházet z rovnováhy sil. Přitom se bude uvažovat, že se letadlo pohybuje v klidném ovzduší o stálé hustotě. Malé změny hustoty vzduchu při klouzání a stoupání budou zanedbány.

Dále se bude předpokládat, že všechny síly na letadlo působí v jeho těžišti a momentová rovnováha k němu je zajištěna působením kormidel.

### 3.2.1. DRUHY RYCHLOSTÍ LETU

V teoretické mechanice letu je zvykem uvažovat skutečné rychlosti letu letadla vůči vzduchu. Tak se také uvádějí rychlosti — výkony v odborné literatuře, prospektech apod. V letecké praxi však nemáme k dispozici přístroje měřící přesně skutečnou rychlost letadla. Rychlost, kterou čte pilot z přístroje je zatížena několika chybami. Proto, a z některých důvodů a potřeb měření výkonů za letu, vzniklo několik druhů rychlostí. Jsou běžně používány v leteckých příručkách letadel. Vzhledem k tomu je zde zařazen jejich zjednodušený, pro sportovní letadla však dostačující výklad.

*Indikovaná rychlost letu* (označuje se zkratkou anglického názvu IAS)

Je to údaj rychloměru vestavěného v letadle opravený pouze o přístrojovou chybu. Tato chyba je však běžně zanedbatelně malá, proto IAS prakticky představuje *přístrojovou rychlost letu*, kterou čte pilot z rychloměru.

*Kalibrovaná rychlost letu* (CAS)

Je to IAS opravená o aerodynamickou opravu. Opravuje se tím chyba vzniklá tím, že v místě Pitotovy nebo Venturiho trubice (blíže viz část Letecké palubní přístroje)



je vlivem blízkosti některé části letounu statický tlak jiný než v okolní atmosféře. Tato tzv. polohová chyba je nejpodstatnější částí aerodynamické chyby, resp. opravy. Aerodynamická oprava bývá uvedena v letových příručkách v tabulkách v závislosti na IAS.

#### *Ekvivalentní rychlost letu (EAS)*

V podmínkách nestlačitelného proudění rychlost shodná s kalibrovanou.

#### *Skutečná rychlost letu (TAS)*

Rychlost letadla vzhledem k nerozrušenému okolnímu vzduchu, tj. neovlivněnému letadlem.

Platí vztah:

$$TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}},$$

kde  $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$  je poměrná hustota vzduchu (poměr hustoty v dané výšce k hustotě na hladině moře).

Při malých rychlostech sportovních letadel lze zanedbat stlačitelnost vzduchu, platí  $EAS = CAS$  a také:

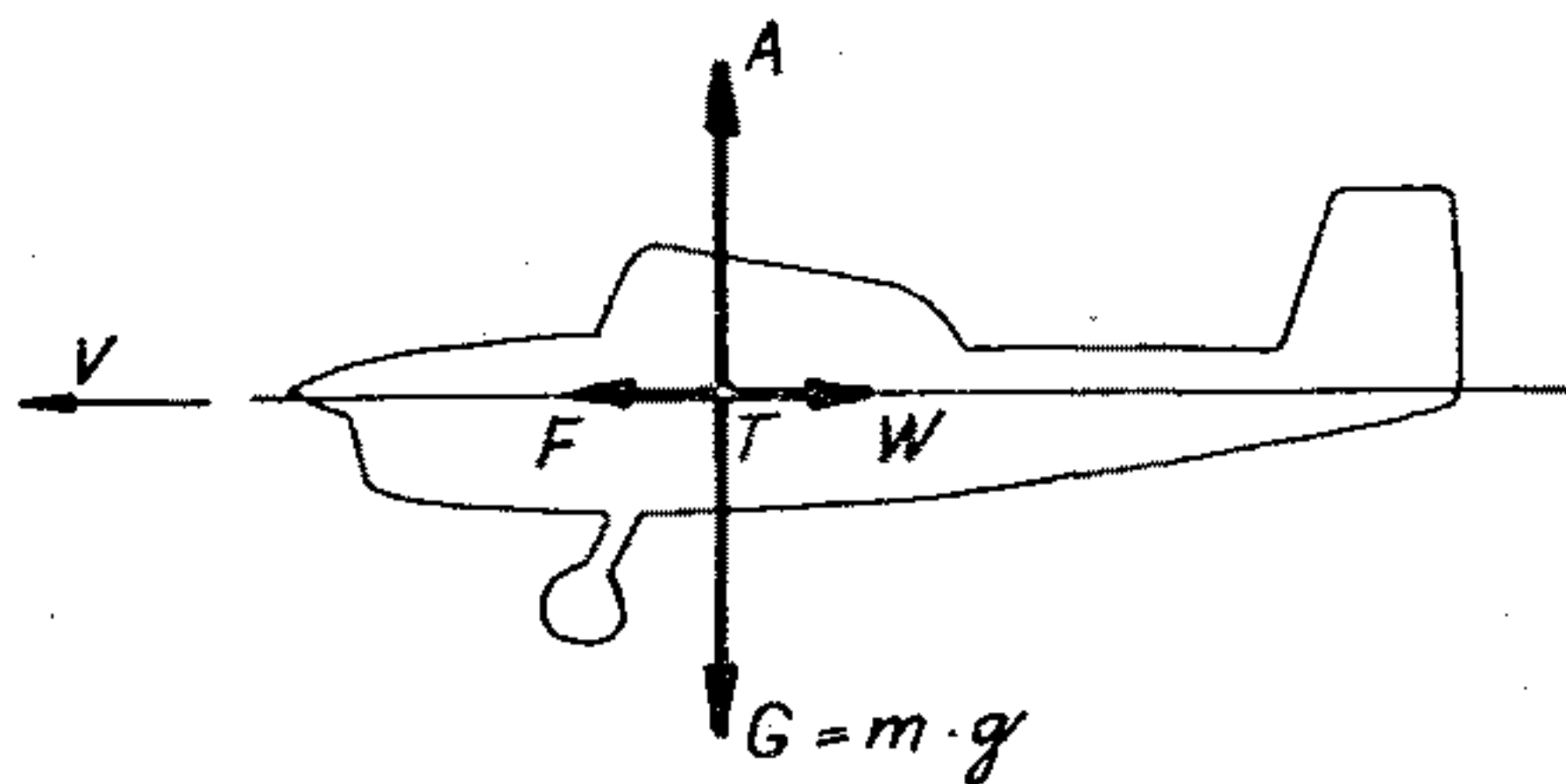
$$TAS = \frac{CAS}{\sqrt{\sigma}}.$$

V nulové výšce MSA platí:

$$TAS = EAS = CAS.$$

### 3.2.2. VODOROVNÝ PŘÍMOČARÝ USTÁLENÝ LET

Je to základní případ letu pro vyšetřování výkonů letounu (motorového letadla). Na letoun působí síly: tíha  $G = m \cdot g$  ( $m$  — hmotnost,  $g$  — tíhové zrychlení), vztlak  $A$ , odpor  $W$  a tah vrtule  $F$ . Rovnováha těchto sil je sche-



Obr. 3/1. Rovnováha sil ve vodorovném přímočarém ustáleném letu

maticky znázorněna na obr. 3/1. Pro jednoduchost předpokládáme, že všechny síly působí v těžišti letounu a tah vrtule působí vodorovně. Vztlak je užitečná síla, která umožňuje létání tím, že vyrovnává tíhu letounu  $A = G$ . Při vzniku vztlaku a při pohybu letounu v ovzduší však vzniká také odpor, který musí být přiveden do rovnováhy tahem vrtule  $F = W$ , aby letoun mohl letět ustálenou rychlostí. Vzorce pro rovnováhu je možno rozepsat takto:

$$C_A \frac{\rho \cdot V^2}{2} S = G; \quad C_W \frac{\rho \cdot V^2}{2} S = F.$$

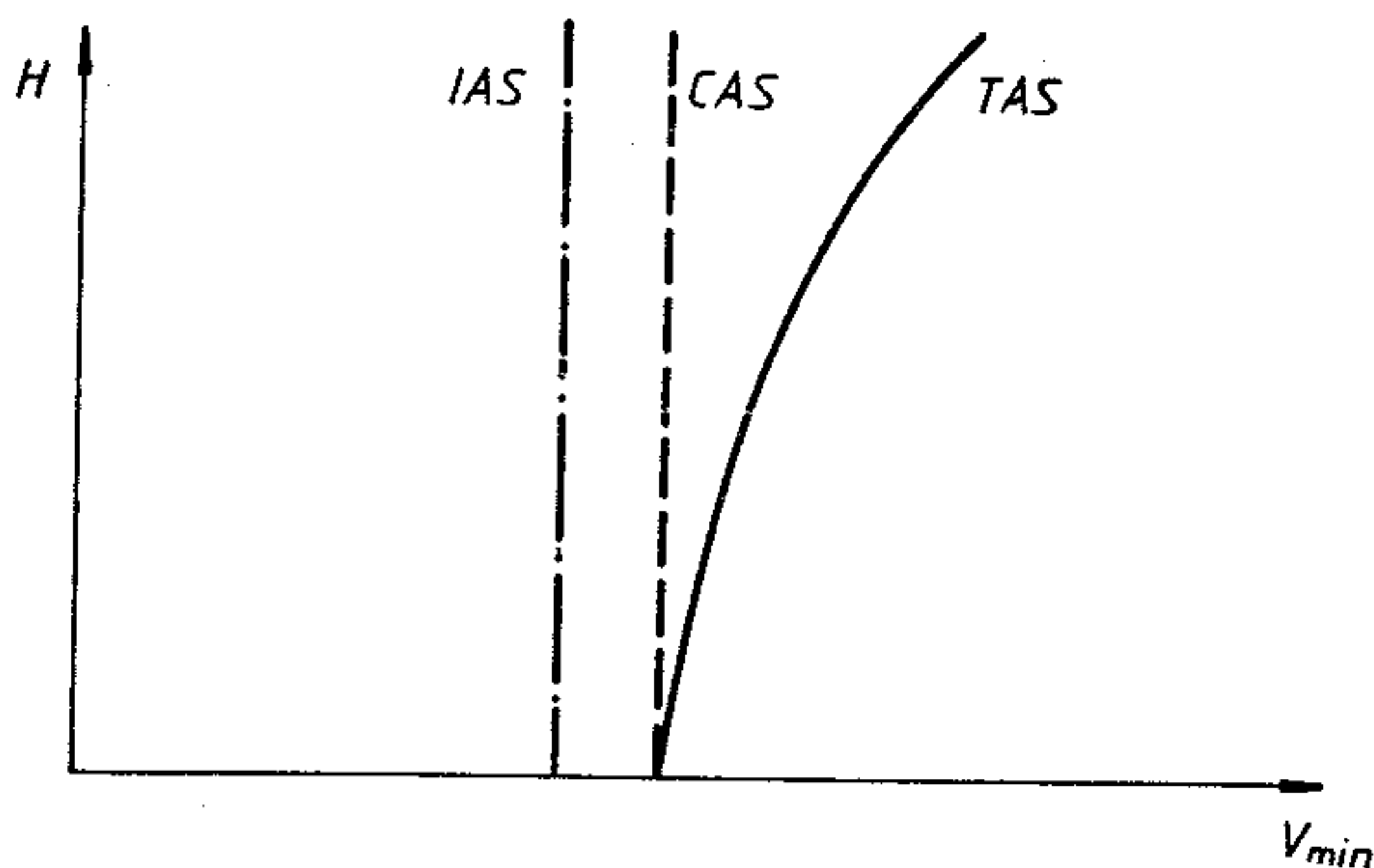
Z první rovnice vypočteme rychlost vodorovného ustáleného letu, s uvážením  $G = m \cdot g$ :

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_A \cdot \rho \cdot S}}$$

kde  $g$  a  $\rho$  jsou ve vodorovném letu konstanty,  $S$  je pro jeden letoun jedno číslo. Pro stálou hmotnost letounu  $m$  potom rychlost klesá se zvětšujícím se součinitelem vztlaku  $C_A$ , tj. se vzrůstajícím úhlem náběhu  $\alpha$ . Minimální rychlost letounu pro hmotnost  $m$  a určitou výškovou hladinu danou hustotou  $\rho$  je potom určena maximálním součinitelem vztlaku  $C_{A \max}$  ze vztahu:

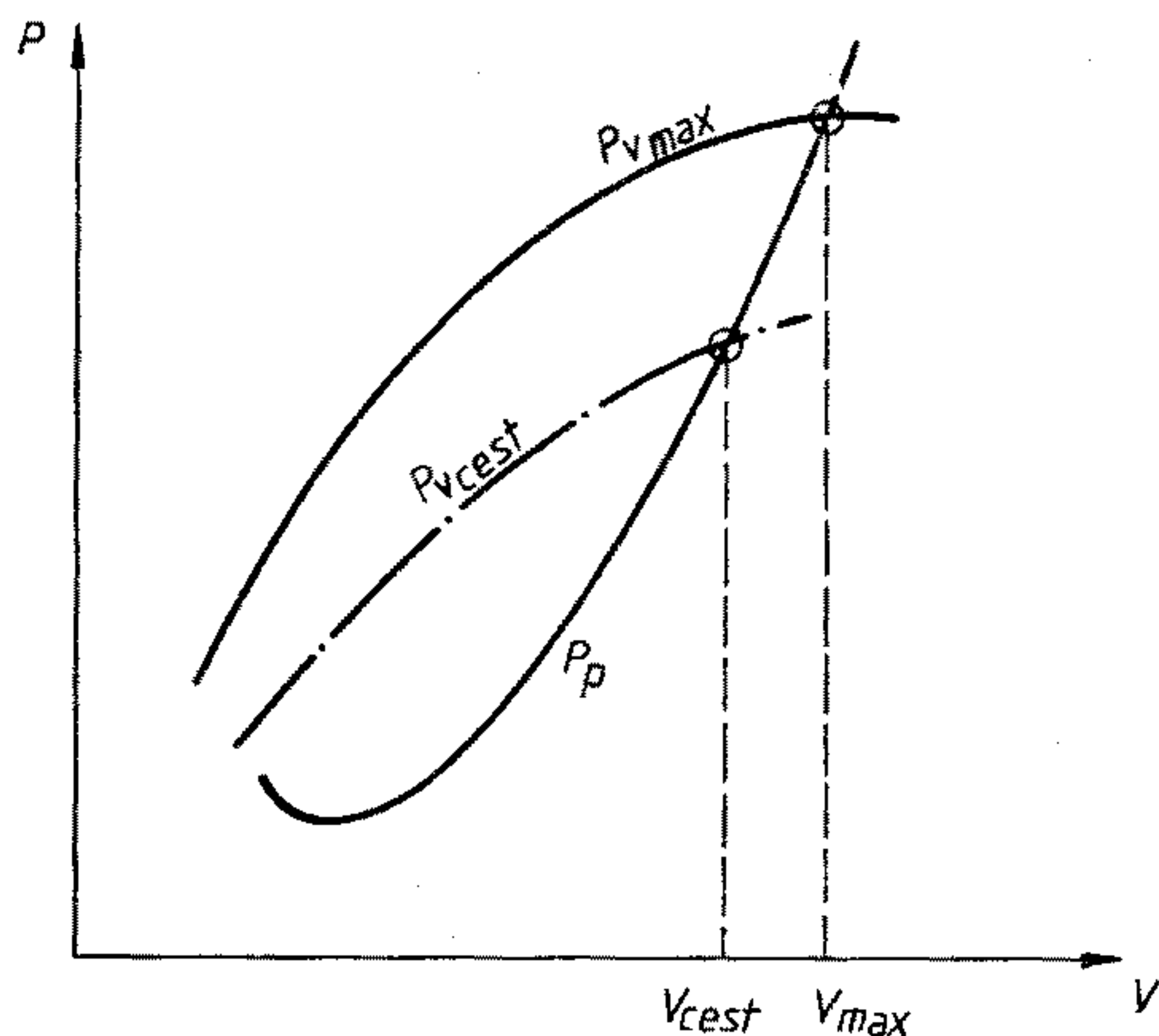
$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_{A \max} \cdot \rho \cdot S}}$$

Průběh  $V_{\min}$  v závislosti na výšce je uveden na obr. 3/2. Na něm vidíme, že skutečná minimální (pádová) rychlost vodorovného letu (TAS) s výškou roste. CAS zůstává konstantní, což odpovídá konstantnímu  $C_A = C_{A \max}$  a pak i pádová rychlost čtená na rychloměru IAS zůstává stálá.



Obr. 3/2. Závislost minimální rychlosti vodorovného letu na výšce

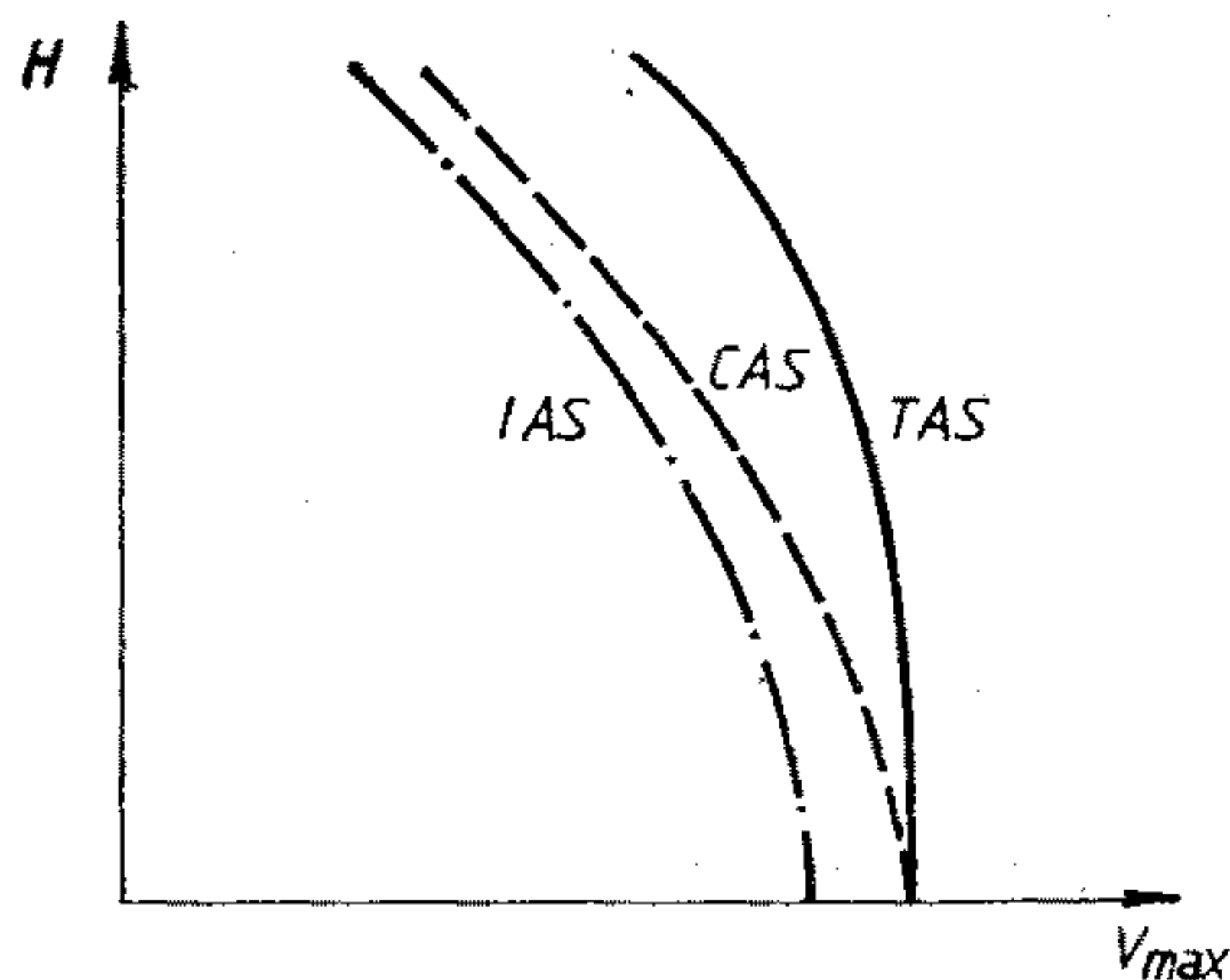
Maximální a cestovní rychlost vodorovného přímočarého ustáleného letu dostaneme z tzv. *rovnovážného diagramu letu*, znázorněného na obr. 3/3. Jsou v něm zakresleny křivky využitelného výkonu pohonné jednotky (motor + vrtule)  $P_V = P_M \cdot \eta = F \cdot V$  ( $P_M$ ... výkon motoru,  $\eta$ ... účinnost vrtule) a křivka potřebného výkonu letounu



Obr. 3/3. Rovnovážený diagram letu

$P_p = W \cdot V$  v závislosti na rychlosti letu. Průsečíkům křivek odpovídá rovnováha využitelného a potřebného výkonu.

Křivka  $P_{vmax}$  představuje využitelný výkon při plném plynu. Rovnováha pro tento výkon nastává při maximální rychlosti vodorovného letu  $V_{max}$ , kterou je možno pro da-



Obr. 3/4. Závislost maximální rychlosti vodorovného letu na výšce

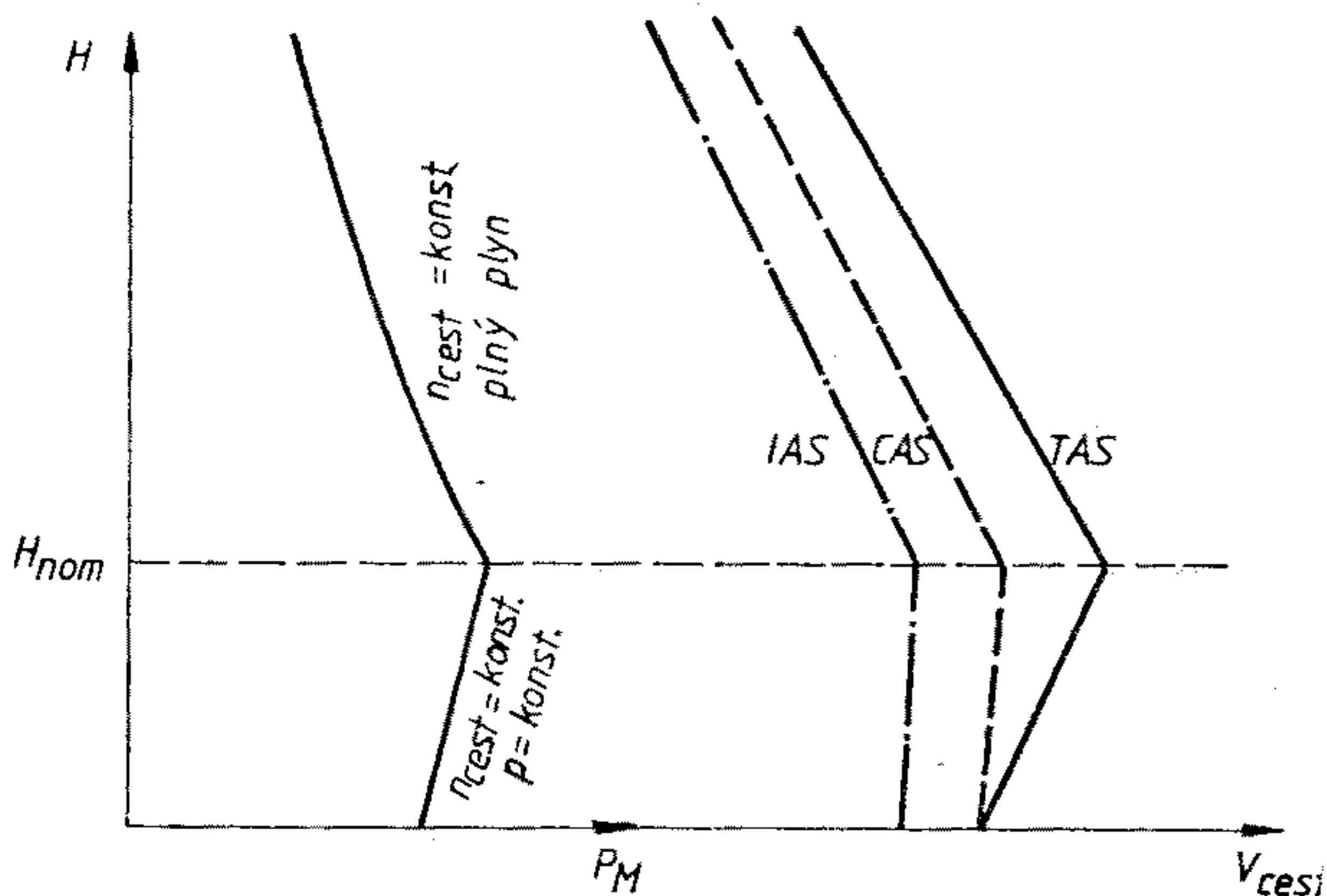


nou výšku z diagramu odečíst. Při této rychlosti jsou zde u většiny vrtulí i maximální vzletové otáčky a výkon. S rostoucí výškou klesá  $P_V$  a v oblasti  $V_{max}$  i  $P_p$ . Výsledek je však takový, že  $V_{max}$  s výškou klesá. Tato závislost je znázorněna na obr. 3/4.

Zůstaneme v původní výšce a „seškrtneme“ motor (stáhneme plynovou přípušť i otáčky) — přejdeme na cestovní režim. V rovnovážném diagramu tím přejdeme na křivku  $P_V_{cest}$ . Křivka potřebného výkonu se v dané výšce nezmění a rovnováha nastane při nižší — cestovní rychlosti.

Závislost s výškou bude pro pevnou vrtuli obdobná jako u  $V_{max}$ , jen budou rychlosti menší. Jak jsme si již ukázali v kapitole 2.7.3., je cestovní režim u pevné vrtule zadán jen otáčkami (na škrticí křivce tomu odpovídá jediný výkon). Udržujeme-li tyto otáčky v různých výškách, odpovídající výkon motoru s výškou klesá. Proto klesá i cestovní rychlost.

Máme-li však k dispozici vrtuli stálých otáček (např. na letounu Z-43 nebo L-200 D), je situace jiná. Voličem nastavíme cestovní otáčky, které se ani s výškou nezmění a přidáváním plynu můžeme udržovat zadaný cestovní plnicí tlak až do tzv. nominální výšky, ve které dosáhneme



Obr. 3/5. Závislost cestovní výkonnosti motoru a rychlosti na výšce při použití vrtule stálých otáček

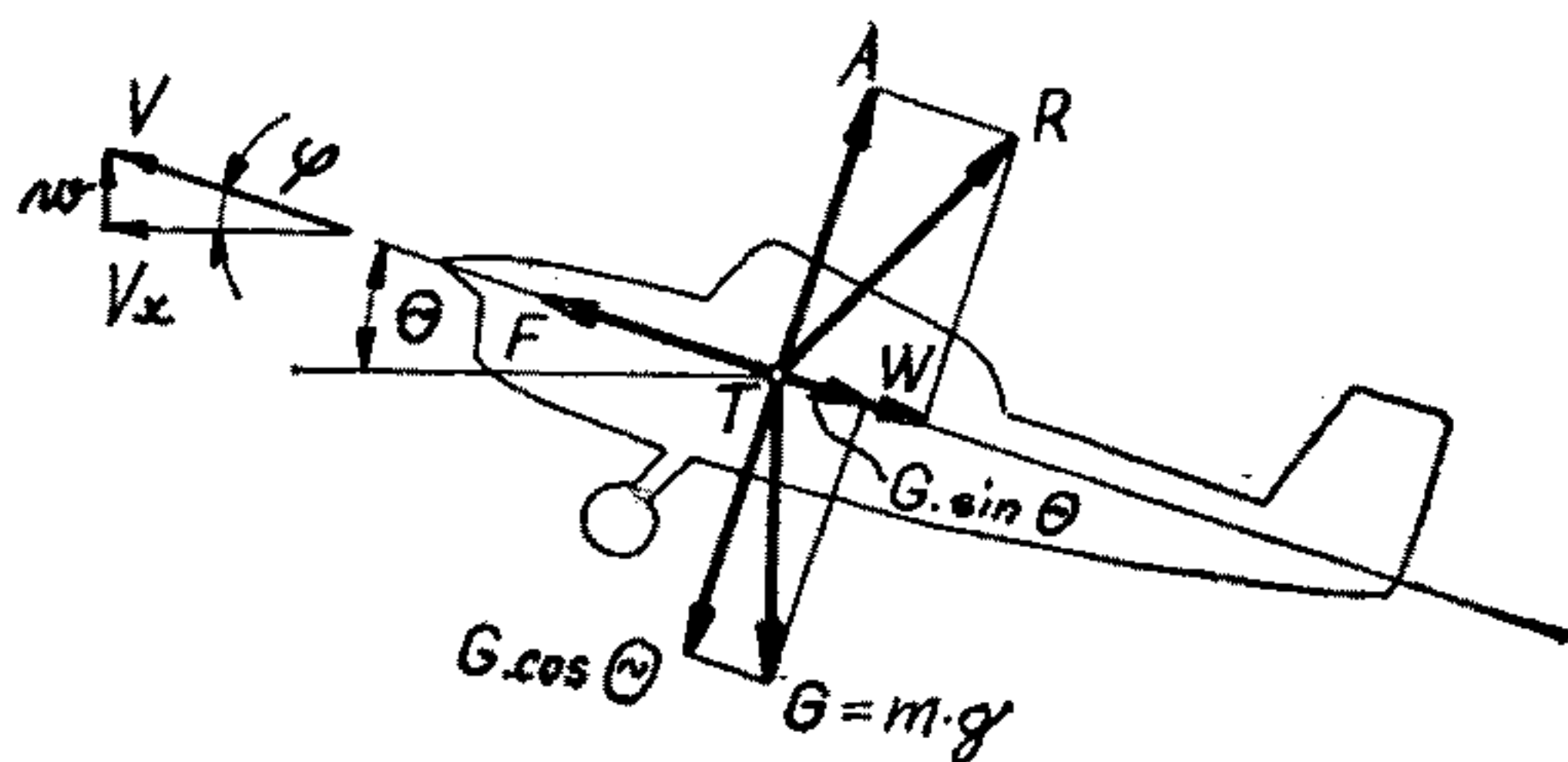
plného plynu. Za těchto podmínek pak výkon motoru s výškou dokonce mírně stoupá díky zmenšujícímu se pro-

titlaku ve výfuku, viz obr. 3/5. Nad nominální výškou je normální pokles výkonnosti při konstantních cestovních otáčkách a plném plynu. Tomu odpovídá i průběh rychlostí na obr. 3/5. S vrtulí stálých otáček získáváme proti pevné vrtuli větší cestovní rychlost ve výškách (u země mohou být rychlosti stejné).

Máme-li navíc na motoru k dispozici kompresor (např. na motoru M-337 používaném v letounech Z-43 a L-200) dávající do sání jistý přetlak, zvýší se jeho zapnutím nominální výška a tím i největší cestovní rychlost.

### 3.2.3. STOUPÁNÍ A DOSTUP

U pomalých letounů je rychlost stoupání a tím i změna charakteristických veličin atmosféry poměrně malá. Vzhledem k tomu můžeme i při stoupání předpokládat ustálený režim letu, při kterém jsou síly působící na letoun v rovnováze.



Obr. 3/6. Rovnováha sil v ustáleném stoupavém letu

Podle obr. 3/6 je ve směru kolmém k rychlosti  $V$  v rovnováze vztlak  $A$  se složkou tíhy  $G \cdot \cos \theta = m \cdot g \cdot \cos \theta$  ( $\theta$  je úhel stoupání), ve směru rychlosti  $V$  je v rovnováze tah vrtule  $F$  s odporem  $W$  a složkou tíhy  $G \cdot \sin \theta$ .

$$A = G \cdot \cos \theta; \quad F = W + G \cdot \sin \theta.$$

Rychlost při stoupání rozložíme podle obr. 3/6 na dvě složky:

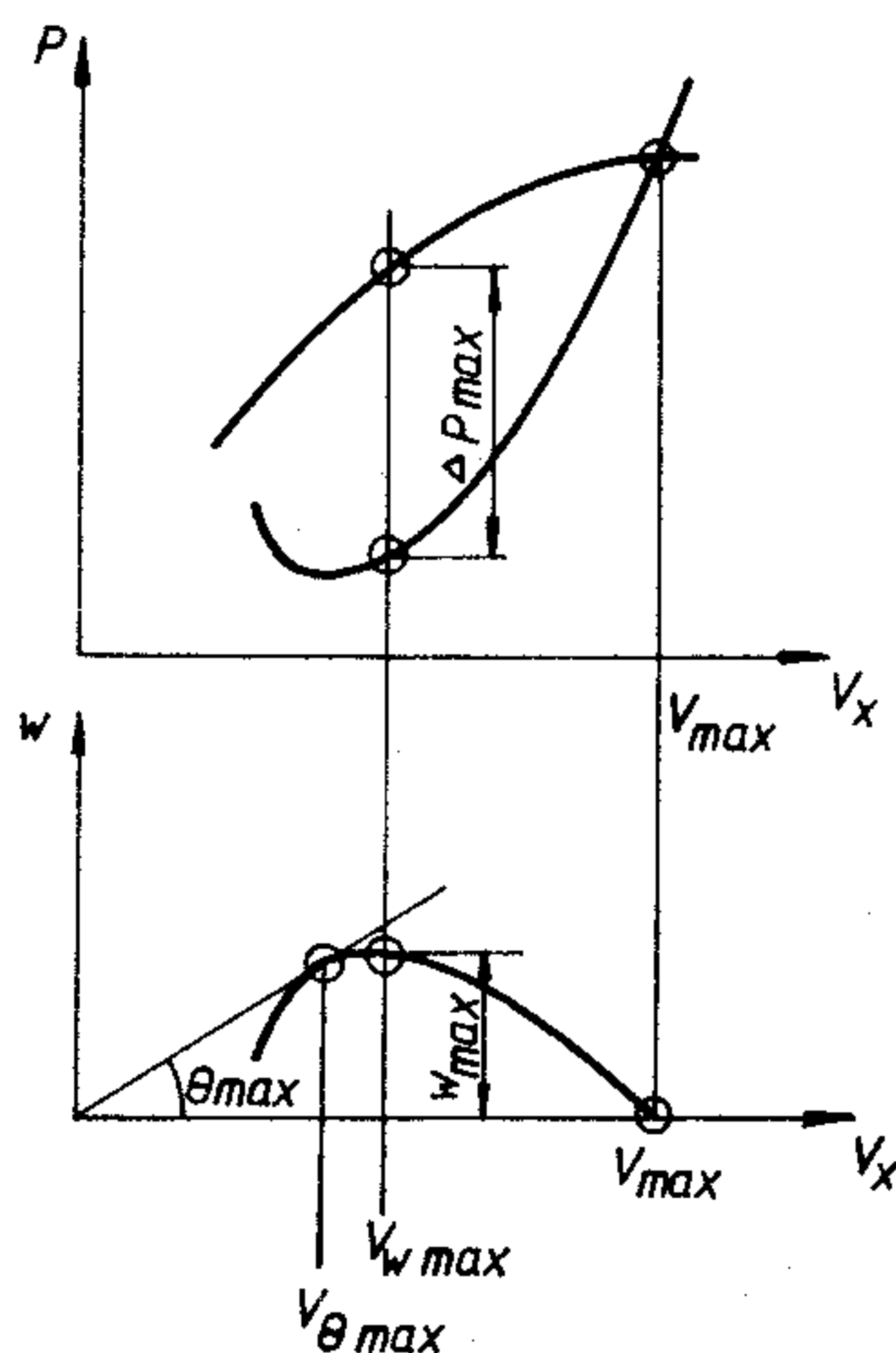
1. vodorovná rychlost  $V_x = V \cdot \cos \theta$ ,
2. stoupací rychlost  $w = V \cdot \sin \theta$ .

Úhel stoupání  $\theta$  je malý,  $\cos \theta \doteq 1$ . Z toho plyne, že vodorovná složka rychlosti se přibližně rovná rychlosti letounu  $V$ , tj.  $V_x \doteq V$ .

Pro stoupací rychlost  $w$  lze odvodit vztah:

$$w = \frac{P_V - P_P}{G} = \frac{\Delta P}{m \cdot g}$$

Výraz  $\Delta P = P_V - P_P$  je přebytek využitelného výkonu pohonné jednotky proti výkonnosti potřebné, který lze využít pro stoupání.



Obr. 3/7. Rovnovážný diagram letu a rychlostní polára stoupání

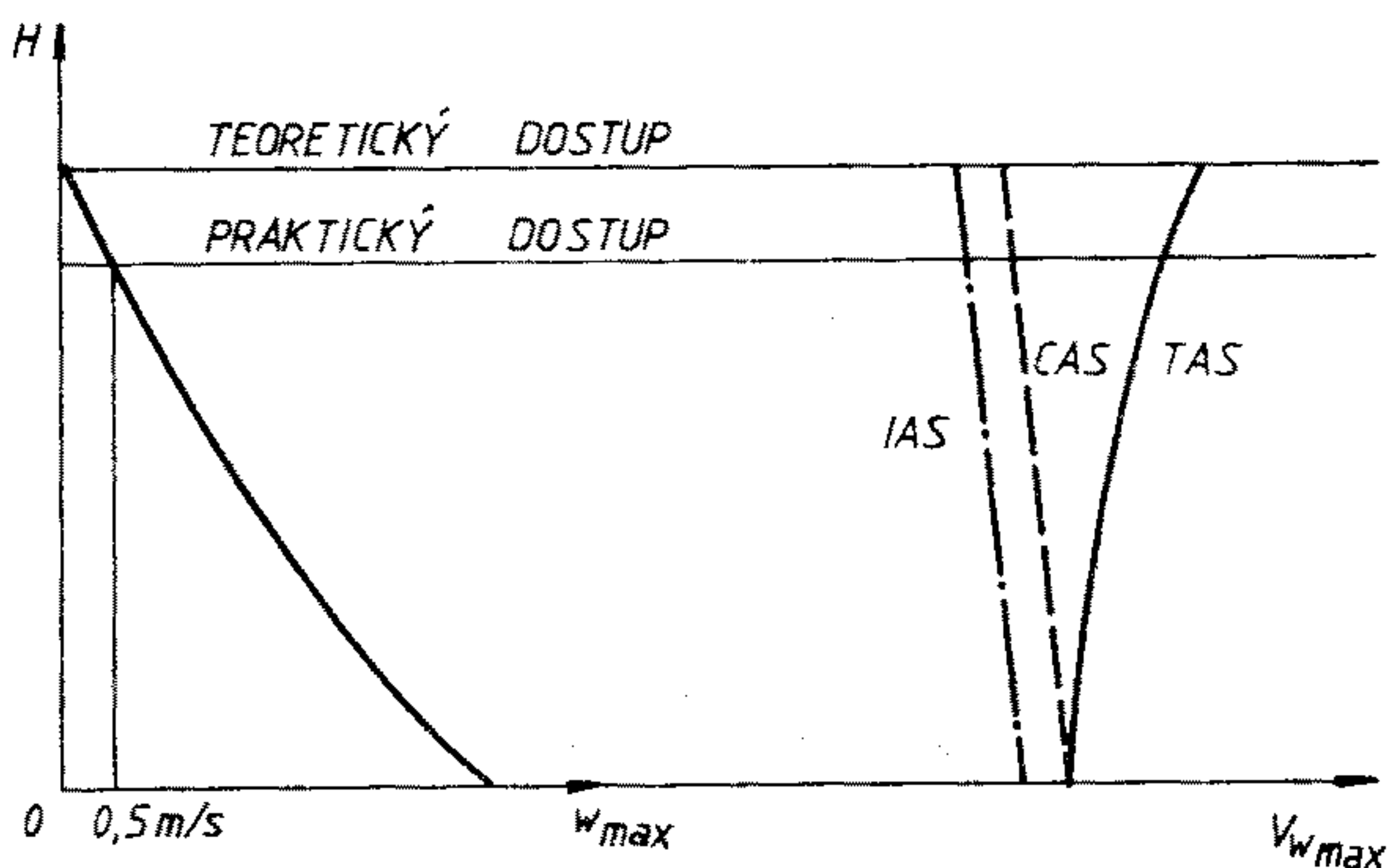
V horní části obr. 3/7 je uveden již známý rovnovážný diagram letu, zahrnující křivky  $P_V$  pro plný plyn a  $P_P$  letounu. Všimněme si, že se přebytek výkonu mění s rychlostí. Pro jistou konstantní hmotnost letounu  $m$  se pro různé přebytky výkonu  $\Delta P$  dají vypočítat stoupací rychlosti  $w$ . Můžeme pak nakreslit rychlostní poláru stoupání, viz spodní část obr. 3/7. Na ní můžeme najít několik důležitých bodů. Dotykový bod tečny vedené z počátku souřadného systému odpovídá režimu s největším úhlem stoupání  $\theta_{max}$ . Nejvýše umístěný bod odpovídá maximální stoupací rychlosti  $w_{max}$ . Pak stoupací rychlost i úhel stoupání klesají úměrně poklesu přebytku výkonu, viz rovnovážný diagram nahoře, až přejdeme do horizontálního letu s  $V_{max}$  v třetím důležitém bodě rychlostní poláry stoupání.

Přebytek výkonu  $\Delta P$  se s výškou letu zmenšuje a křivky



potřebné a využitelné výkonnosti se k sobě přibližují. V jisté výšce se přebytek výkonu rovná nule  $\Delta P = 0$  a tedy také maximální stoupací rychlost  $w_{max} = 0$ . Tato výška je tzv. *teoretický dostup* letounu.

Teoretický dostup stanovíme tak, že sestrojíme diagram maximálních stoupacích rychlostí, tj. závislost  $w_{max}$  na výšce  $H$ , viz obr. 3/8. Výšku teoretického dostupu letounu ve skutečnosti v klidné atmosféře nemůže prakticky dosáhnout, protože vzhledem k  $w_{max}$  klesající až k 0 by



Obr. 3/8. Stoupací charakteristiky letounu

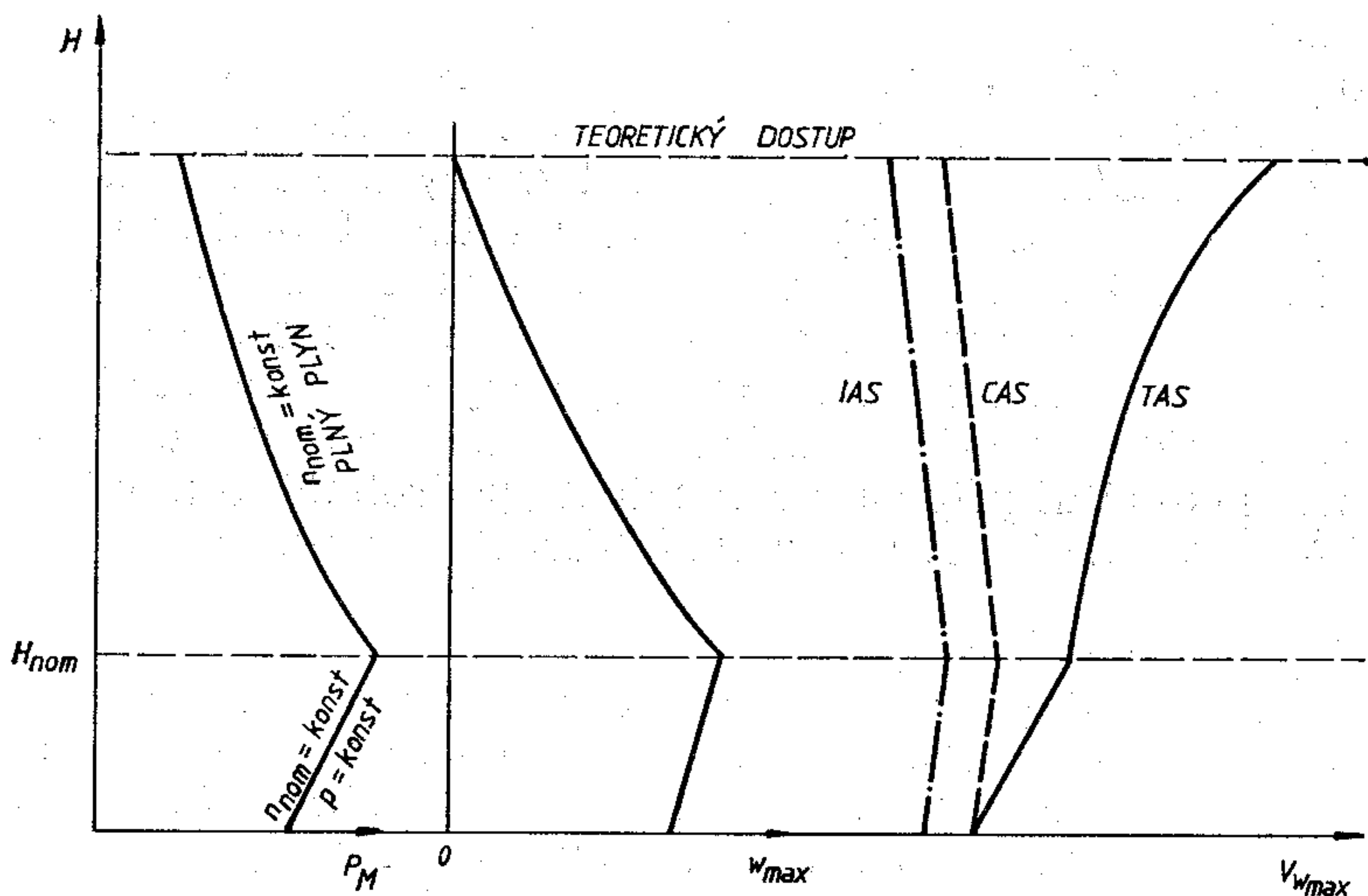
k tomu byl potřebný nekonečně dlouhý čas. Proto se určuje ještě tzv. *praktický dostup*, jako výška, ve které  $w_{max} = 0,5 \text{ m/s}$  (obr. 3/8).

V tomtéž obrázku je vynesena i závislost dopředné rychlosti pro  $w_{max}$  na výšce. Zatímco skutečná rychlost s výškou roste, CAS mírně klesá a chceme-li se vzrůstající výškou udržet odpovídající  $w_{max}$ , musíme mírně ubírat i přístrojové rychlosti IAS.

Charakteristiky stoupaní toho typu, jak jsou uvedeny na obr. 3/8, dostaneme vždy pro pevné vrtule a pro jiné typy vrtulí, když jsou udržovány maximální vzletové otáčky. Ty mohou být používány buď neomezeně (např. u našich starších motorů WM-6-III, WM-4-III, u motorů Lycoming) nebo jen po omezenou dobu (motory M-137, M-337 po dobu 5 minut). U motorů s časově omezenými vzletovými režimy bývá stanoven nižší maximální trvalý, zvaný též *nominální výkon* nižšími otáčkami a plnicím tlakem. Máme-li u těchto motorů k dispozici jen vrtuli vázanou na

škrticí křivku, je trvalý režim ve výškách omezen jen otáčkami, pak vypadají stoupací charakteristiky stejně jako na obr. 3/8, mají však pochopitelně nižší hodnoty  $W_{max}$ .

S vrtulí stálých otáček, u které je možno při nastavených trvalých otáčkách udržovat trvalý plnicí tlak s výškou přidáváním plynu až do nominální výšky, kde je dosa-



Obr. 3/9. Stoupací charakteristiky s vrtulí stálých otáček na motoru, kde je předepsaný seškrčený trvalý výkon u země

ženo plného otevření přípusti, se proti předchozímu případu zlepší stoupací charakteristiky, viz obr. 3/9, kde je znázorněna i změna výkonu motoru s výškou v tomto případě.

Situace je obdobná jako u cestovních rychlostí s touto vrtulí. Kompresorový motor i zde zlepší stoupací charakteristiky ve výškách zvednutím nominální výšky.

### 3.2.4. SESTUPNÝ LET LETADLA

Letí-li letadlo v přímočarém rovnovážném letu bez tahu pohonné jednotky, přičemž jeho dráha svírá s vodorovnou rovinou určitý sestupný úhel (tzv. úhel klouzání), ho-

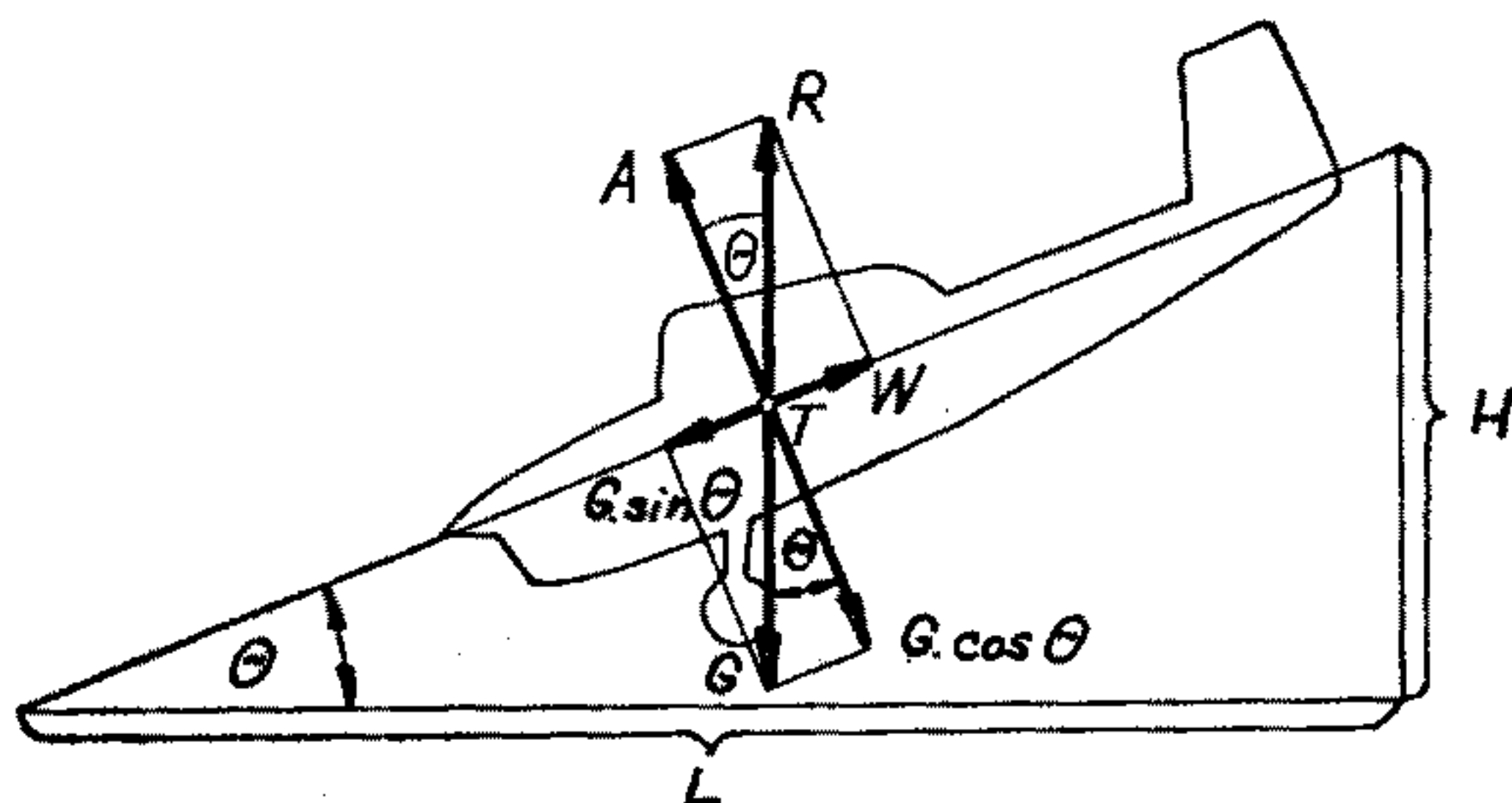
voříme o klouzavém letu letadla. Takový režim letu je charakteristický pro kluzáky. Klouzavým letem je rovněž let motorového letadla s motorem pracujícím ve volnoběhu, protože vrtule v takovém případě nedává tah, ale naopak brzdí.

Letoun může klesat i s plným nebo částečným tahem vrtule při rychlostech větších než je rychlost vodorovného přímočarého ustáleného letu pro daný tah.

Zvláštním případem sestupného letu je střemhlavý let, to je let s úhlem klouzání  $\sim 90^\circ$ . Při něm vztlak  $A \approx 0$  a tíha letounu se rovná odporu  $G = W$ . Tento rovnovážný stav však může nastat až při vysokých rychlostech, kdy je odpor dostatečně veliký, aby vyrovnal tíhu. Protože rovnovážná rychlost střemhlavého letu je zpravidla větší než maximální rychlost povolená z pevnostního hlediska, je možno létat jen neustálené (zrychlující se) střemhlavé lety a pilot musí dávat dobrý pozor, aby nepřekročil  $V_{NE}$ , tzv. maximální přípustnou rychlost (podrobněji o ní v části 4. Namáhání, pevnost a spolehlivost konstrukcí).

#### 3.2.4.1. KLOUZAVÝ LET

Předpokládejme, že tah vrtule  $F = 0$ . Ustálený dopředný let letadla je pak podobný pohybu tělesa po nakloněné rovině. Při něm existuje složka tíhy ve směru letu, která působí jako tah vrtule v ustáleném přímočarém vodorov-



Obr. 3/10. Rovnováha sil v ustáleném přímočarém klouzavém letu

ném letu: vyrovnává odporovou složku výsledné aerodynamické síly.

Rovnováha sil v ustáleném přímočarém klouzavém letu s úhlem klouzání  $\theta$  je znázorněna na obr. 3/10. V rovno-



váze je zde výsledná aerodynamická síla  $R$  s tíhou letadla  $R = G$  a tudíž i jejich složky:

$$A = G \cdot \cos \theta;$$

$$W = G \cdot \sin \theta.$$

Předpokládejme, že letadlo uletí z výšky  $H$  vodorovnou dráhu  $L$ . Poměr  $L/H$  nazýváme klouzavým poměrem nebo klouzavostí. Podle obr. 3/10 s uvážením podobnosti trojúhelníků platí:

$$K = \frac{L}{H} = \frac{A}{W} = \frac{C_A \cdot q \cdot S}{C_W \cdot q \cdot S} = \frac{C_A}{C_W}.$$

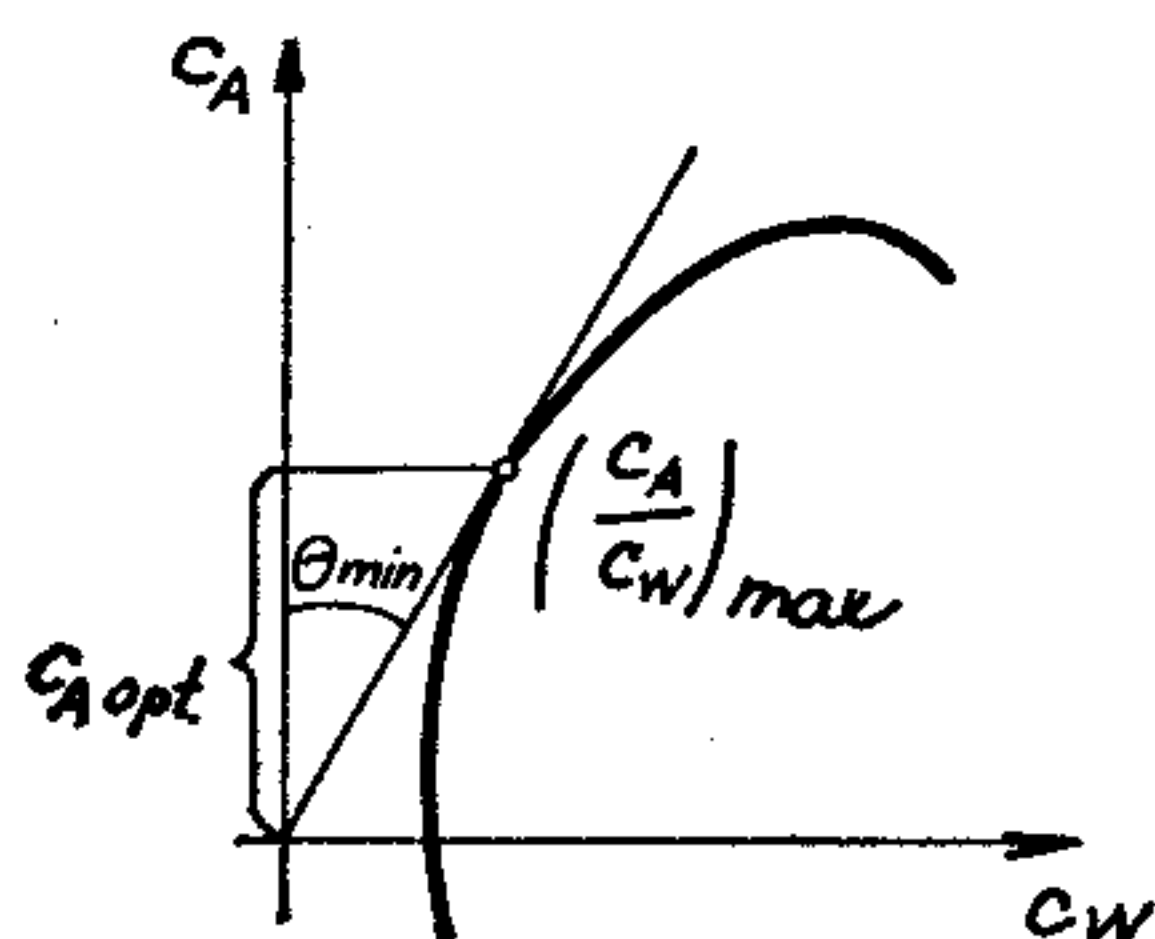
Klouzavost letadla je závislá jen na aerodynamických charakteristikách — poměru součinitelů vztlaku a odporu. Tento poměr se také nazývá aerodynamickou jemností letadla.

Pro úhel klouzání platí:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{W}{A} = \frac{C_W}{C_A} = \frac{1}{K}$$

Tangenta úhlu klouzání a při malých hodnotách i vlastní úhel jsou dány převrácenou hodnotou klouzavosti. Je možno říci, že roste-li klouzavost, zmenšuje se úhel klouzání a naopak.

Je zřejmé, že různým bodům aerodynamické poláry odpovídají různé hodnoty klouzavosti  $K$  a tím také různé klouzavé úhly. Pro výkonný větroň je velmi důležitý režim



Obr. 3/11. Bod na poláře pro optimální režim letu

letu s maximální klouzavostí, tzv. optimální režim letu. Na poláře je odpovídající bod dán jako dotykový bod tečny vedené k ní z počátku souřadnicového systému, viz obr. 3/11. Tomuto bodu odpovídá i nejmenší úhel klouzání.

Rovnici rovnováhy ve směru kolmém k dráze letu roze-  
píšeme:

$$C_{A \text{ opt}} \cdot \frac{\rho \cdot V_{\text{opt}}^2}{2} \cdot S = m \cdot g \cdot \cos \theta.$$

Z ní pak plyne vztah pro optimální rychlost klouzavého  
letu:

$$V_{\text{opt}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos \theta}{\rho \cdot S \cdot C_{A \text{ opt}}}}.$$

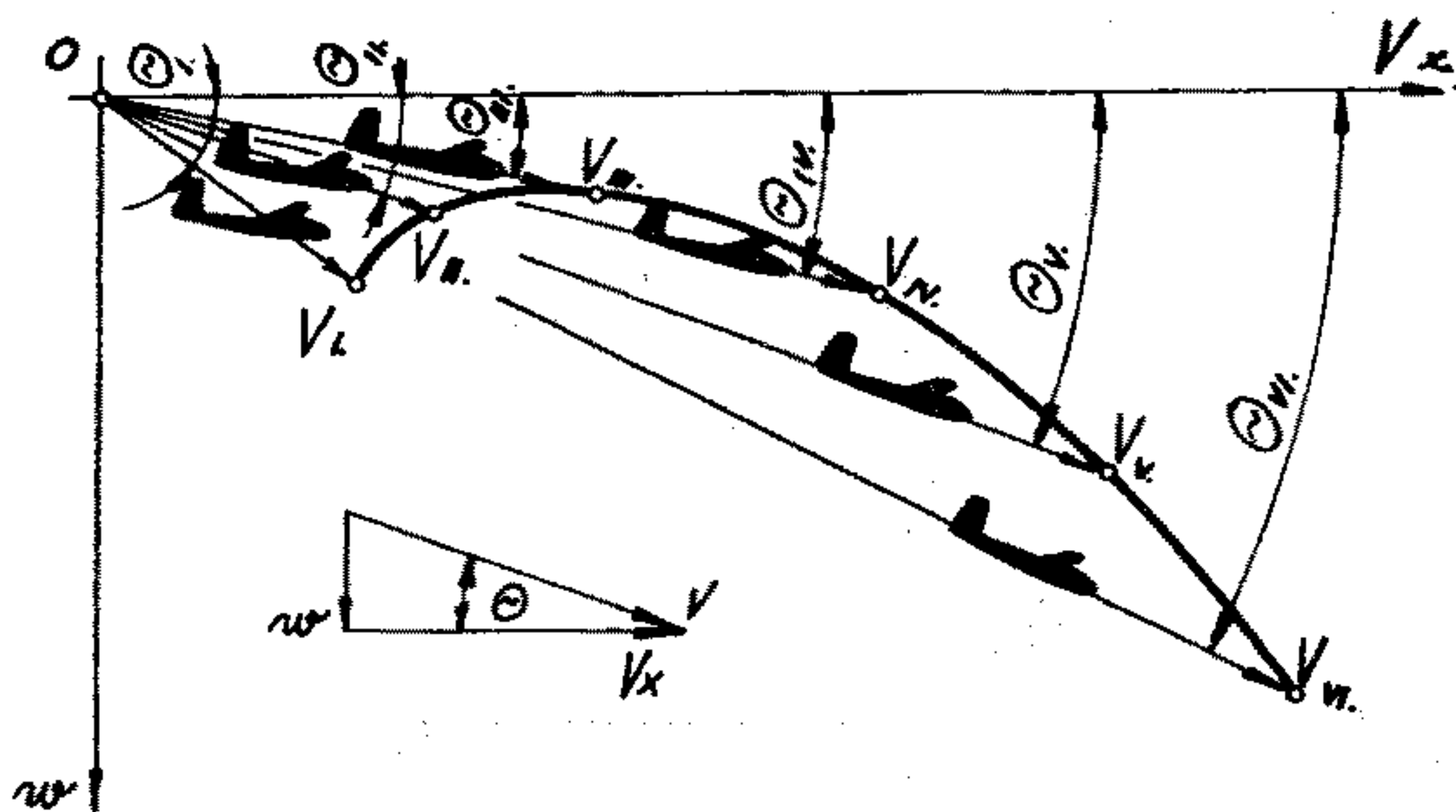
Optimální rychlost letu se při jinak konstantních ovliv-  
ňujících veličinách zvětšuje se zvětšující se hmotností le-  
tadla. Protože s výškou letu se zmenšuje hustota vzduchu  
 $\rho$ ,  $V_{\text{opt}}$  s výškou roste. Ovšem jde o skutečnou rychlost letu.  
Kalibrovaná rychlost letu CAS ani přístrojová rychlost IAS  
se s výškou letu nemění. Tak je tomu u všech letů s kon-  
stantní hodnotou  $C_A$ .

### 3.2.4.2. RYCHLOSTNÍ POLÁRA KLOUZÁNÍ

Rychlost letadla při klouzavém letu pod úhlem klouzání  
 $\theta$  můžeme rozložit (podobně jako u stoupavého letu) na  
dvě složky, viz trojúhelník rychlostí na obr. 3/12:

1. vodorovnou rychlost  $V_x = V \cdot \cos \theta$ ;
2. klesací rychlost  $w = V \cdot \sin \theta$ .

Při malých úhlech klouzání platí  $V_x \doteq V$ .



Obr. 3/12. Konstrukce rychlostní poláry klouzání

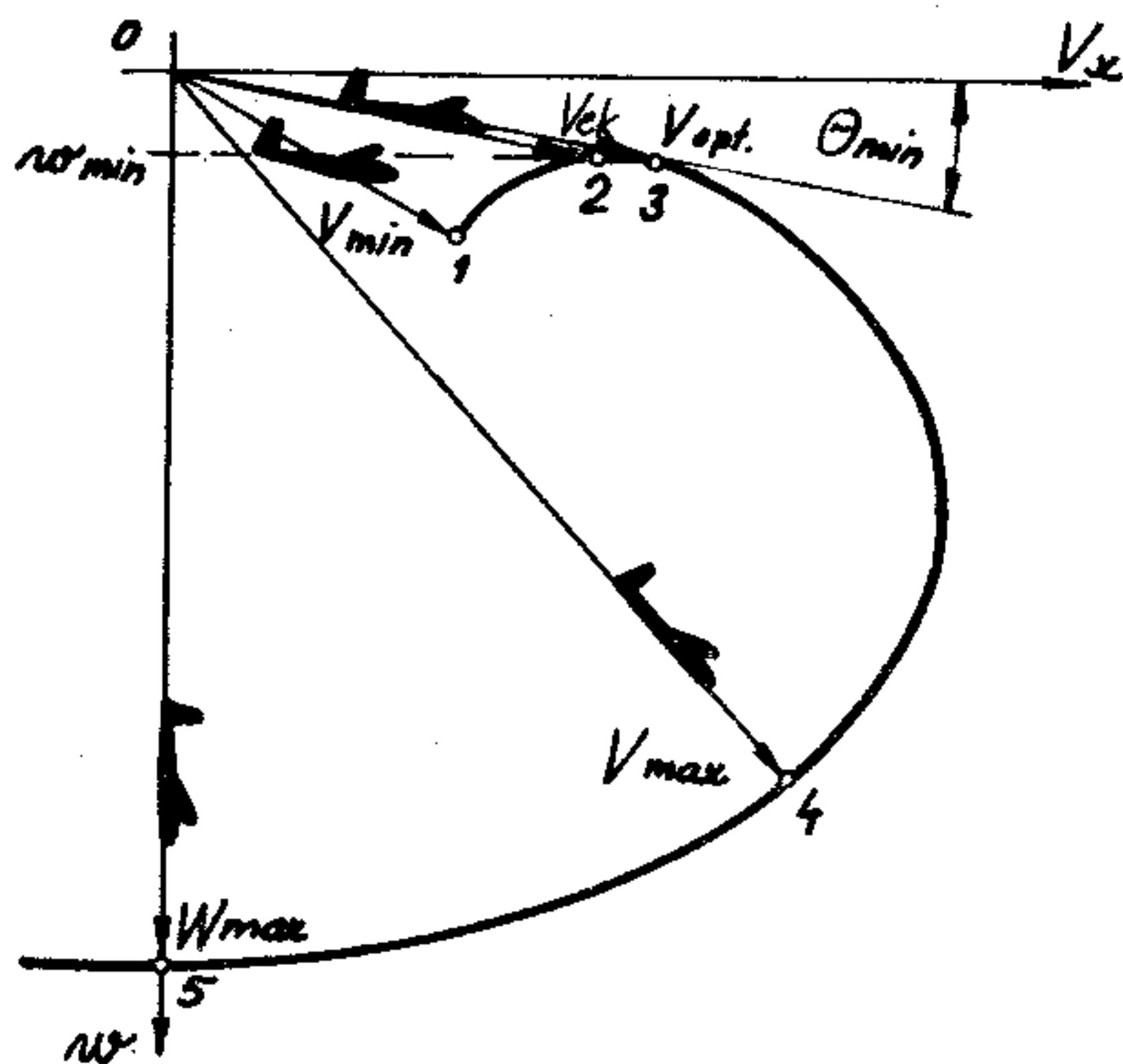
Z předchozí kapitoly víme, že úhel klouzání je dán vzta-  
hem  $\text{tg } \theta = C_w/C_A$ . Pro libovolný bod aerodynamické polá-  
ry letadla umíme stanovit příslušný klouzavý úhel. Pro  
tentýž bod můžeme pak vypočítat odpovídající rychlost ze

vztahu odvozeného v předešlé kapitole pro optimální rychlost letu. Změna je jen v tom, že místo  $C_{A\ opt}$  dosadíme  $C_A$  zvoleného bodu.

Známe-li  $\theta$  a  $V$  pro jednotlivé body aerodynamické poláry, známe vlastně velikost a směr působení, nebo-li vektory rychlostí  $V$ . Vyneseme-li tyto vektory rychlostí (označme je  $V_I, V_{II} \dots$  atd.) z jednoho bodu — pólu  $O$ , vytvoří jejich koncové body tzv. polární diagram rychlostí nebo *rychlostní poláru klouzání*, viz obr. 3/12.

Takovým způsobem sestrojená rychlostní polára dává složku vodorovné rychlosti  $V_x$  a klesací rychlost  $w$  ve stejných jednotkách jako je rychlost  $V$  (např. km/h). Úhly klouzání jsou v diagramu ve skutečné velikosti a z tohoto hlediska je rychlostní polára velmi názorná. Obvykle se však pro praktické použití kreslí rychlostní polára tak, že vodorovná složka rychlosti se udává v km/h a klesací rychlost v m/s. Takto nakreslená polára je z praktického hlediska výhodnější (nevychází příliš plochá), ale úhly klouzání se v ní jeví zkresleně a nelze je z diagramu přímo odměřovat.

Rychlostní polára je velmi užitečná zejména pro pilota výkonného větroně. Její znalost mu umožňuje maximální využití výkonů větroně.



Obr. 3/13. Charakteristické body na rychlostní poláře klouzání

Na rychlostní poláře klouzání můžeme vyznačit několik důležitých bodů, viz obr. 3/13:

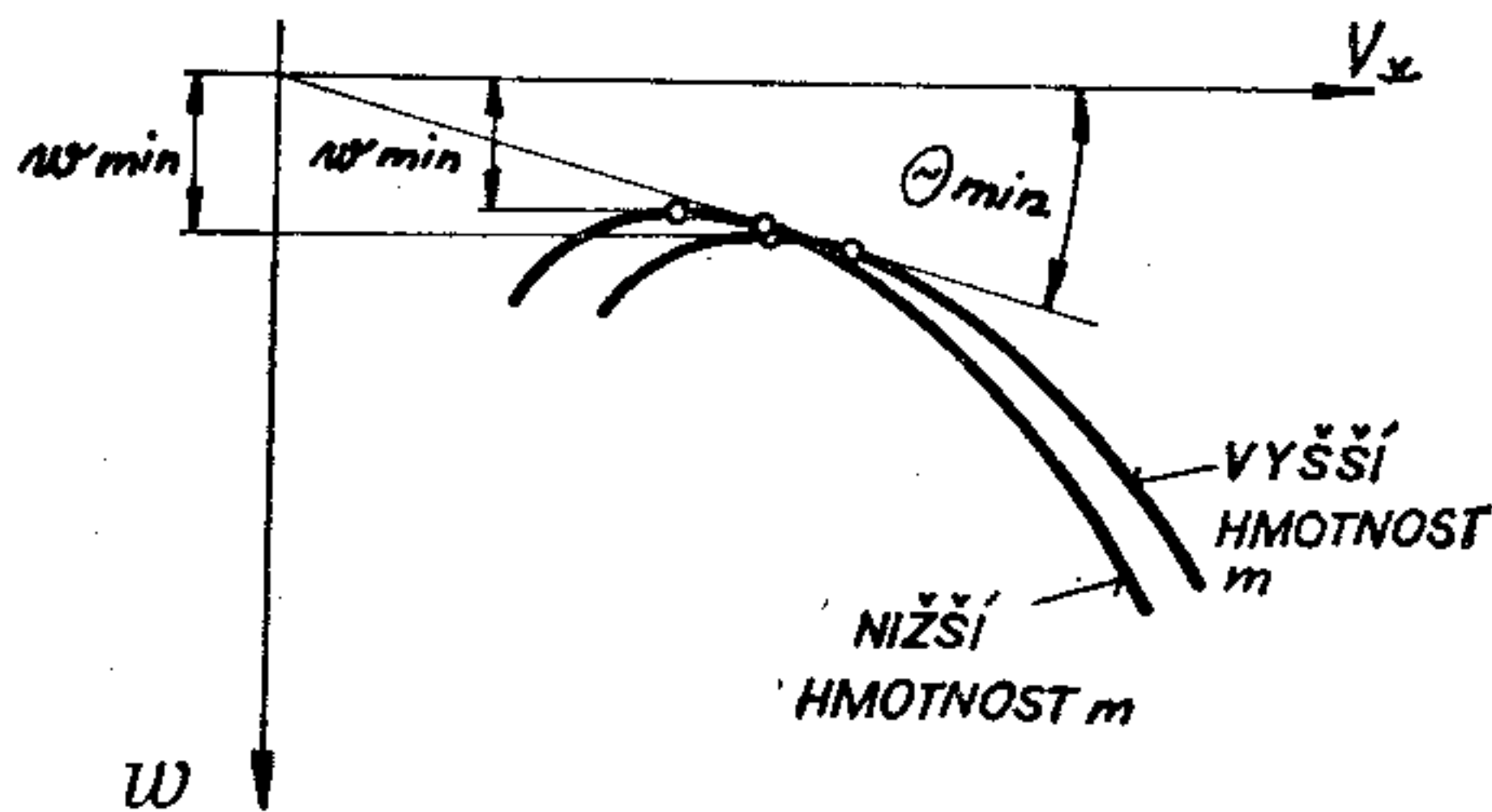
1. Let s  $C_{A\ max}$ . Tomu odpovídá minimální rychlost klouzavého letu.



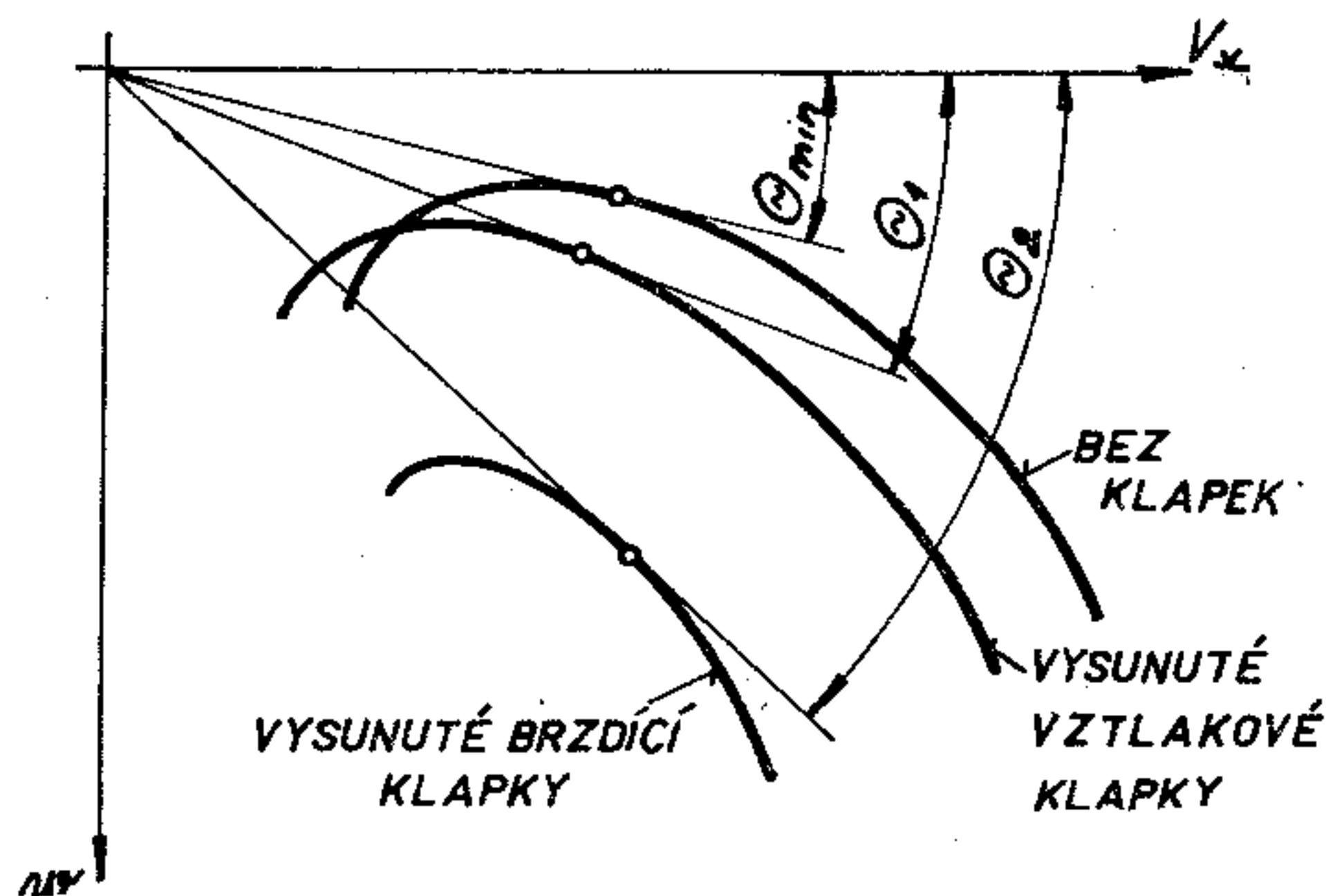
2. Klouzavý let s minimálním klesáním  $w_{min}$ . Je to tzv. ekonomický režim letu s  $V_{ek}$ .
3. Optimální režim letu s největší klouzavostí a nejmenším úhlem klouzání při  $V_{opt}$ .
4. Největší možná rychlost klouzavého letu  $V_{max}$ .
5. Let střemhlav s největší rychlostí klesání  $w_{max}$  při úhlu  $\theta = 90^\circ$ .

Rychlostní polára je odvozena pro jistou stálou hmotnost letadla  $m = konst.$  Při větší hmotnosti bude rychlost  $V$  při stejném úhlu klouzání  $\theta$  větší (plyne to i z výrazu pro rychlost). Projeví se to posunutím celé rychlostní poláry vpravo dolů, do oblasti vyšších klesacích a dopředných rychlostí, viz obr. 3/14. Všimněme si, že maximální klouzavost (minimální úhel klouzání  $\theta_{min}$ ) zůstane přitom zachována, minimální klesací rychlost  $w_{min}$  však vzroste.

Při větší hmotnosti větroně je možno v dobrých termických podmínkách dosáhnout vyšší přeletovou rychlost,



Obr. 3/14. Vliv hmotnosti na rychlostní poláru klouzání



Obr. 3/15. Vliv vztlakových a brzdících klapky na rychlostní poláru klouzání

proto jsou v některých vysokovýkonných větroních montovány nádrže s vodou. V slabších podmínkách se voda vypustí, aby se dosáhla menší rychlosti klesání  $w_{min}$ .

Na dalším obrázku 3/15 je zachycen vliv vysunutých vztlakových a brzdících klapek na průběh rychlostní poláry. Vidíme, že vysunutí vztlakové klapky zmenšují sice rychlost při minimálním klesání, ale zvětšují samotnou velikost minimálního klesání a rovněž maximální úhel klouzání  $\theta_1$  je větší než  $\theta_{min}$ . U vysunutých brzdících klapek je výrazné zvětšení klesacích rychlostí a úhlu klouzání  $\theta_2$  — zhoršení klouzavosti.

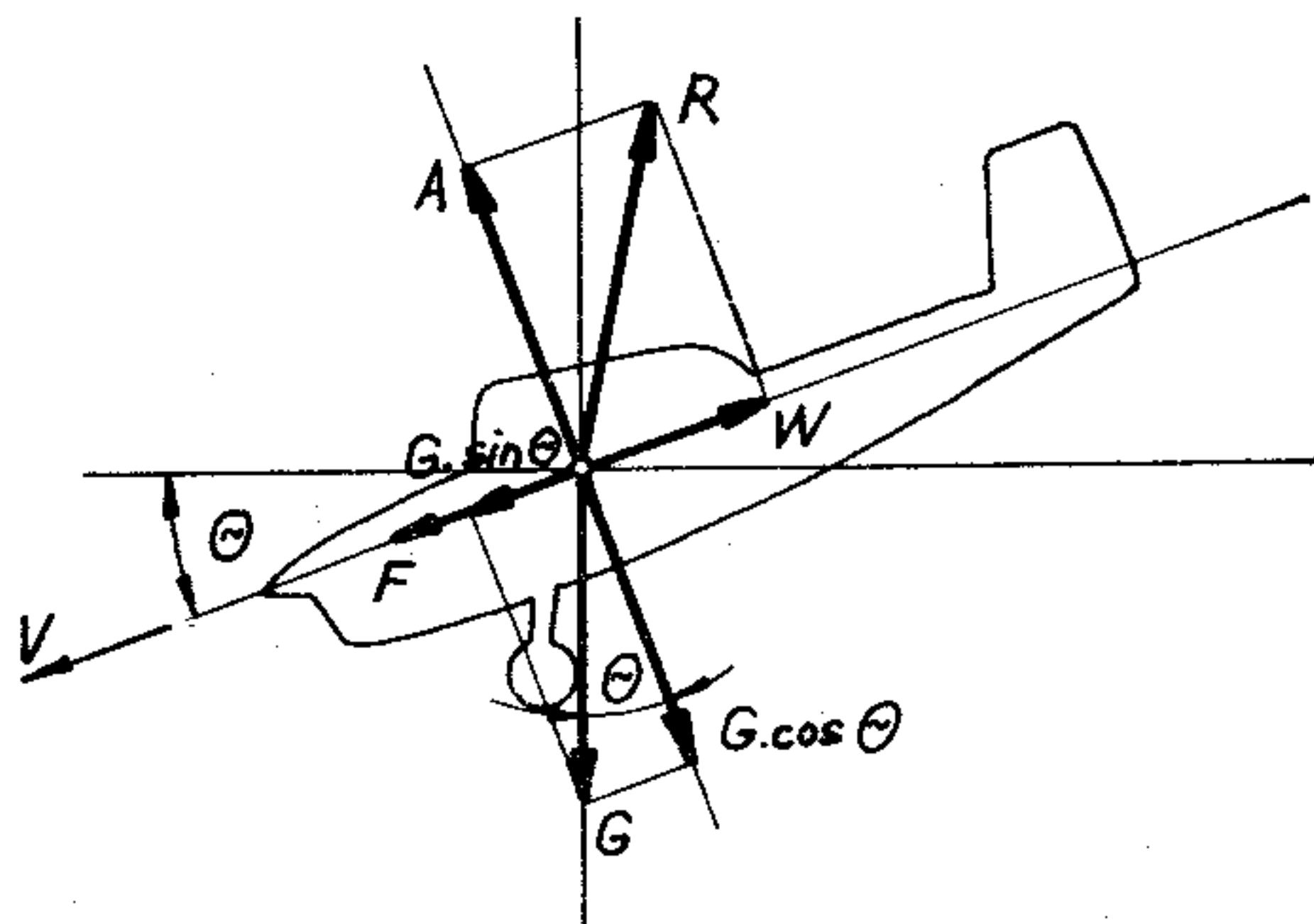
### 3.2.4.3. SESTUPNÝ LET LETOUNU S TAHEM VRTULE

Je-li využitelný výkon pohonné jednotky  $P_v$  menší než výkon potřebný k vodorovnému letu  $P_p$ , musí letoun klesat. Rychlost letounu se dá vypočítat stejně jako stoupací rychlost z přebytku výkonu  $\Delta P$ , který má v tomto případě zápornou hodnotu:

$$w = \frac{P_v - P_p}{G} = \frac{\Delta P}{m \cdot g}$$

Protože  $\Delta P$  je záporné, je i rychlost  $w$  záporná, tj. letoun klesá.

Takový případ může nastat při částečném tahu vrtule, tj. při seškrcené plynové přípušti, ale i při letu s maximálním využitelným výkonem  $P_v$ . Z rovnovážného diagramu



Obr. 3/16. Sestupný let letounu s tahem vrtule

letu (obr. 3/3) je zřejmé, že po překročení maximální rychlosti vodorovného letu  $V_{max}$  je přebytek výkonu  $\Delta P$  záporný. Tomu odpovídá sestupný let s plným výkonem motoru.

Rovnováha sil při sestupném letu s tahem vrtule  $F$  je znázorněna na obr. 3/16 a je dána vztahy:

$$A = G \cdot \cos \theta; \quad W = F + G \cdot \sin \theta;$$

kde  $\theta$  je úhel sestupný.

### 3.2.5. DOLET A VYTRVALOST LETU LETOUNU

*Dolet* je největší vzdálenost a *vytrvalost letu* nejdelší doba, které letoun dosáhne při letu v klidném ovzduší bez doplňování pohonných hmot.

Jako výkon letounu bývá obvykle udáván tzv. *technický dolet*, což je vzdálenost, kterou uletí do spotřebování všeho paliva. Pro vlastní let je důležitý tzv. *taktický dolet*, který dostaneme z technického po odečtení vzdálenosti, která odpovídá časové rezervě požadované např. na vyčkávání ve vzduchu nebo na dolet k jinému letišti.

Existuje řada faktorů, které ovlivňují dolet a vytrvalost letounu. Nejdůležitější z nich jsou množství paliva, které pojmu nádrže letounu a spotřeba motoru.

V charakteristikách pístového motoru bývá udávána tzv. *měrná (specifická) spotřeba paliva*  $C_e$ , tj. hmotnost paliva spotřebovaného motorem za jednotku času, vztažená na jednotku výkonu (jednotka  $\frac{\text{kg}}{\text{kW} \cdot \text{h}}$ ).

O vytrvalosti letounu rozhoduje *hodinová spotřeba paliva*, což je hmotnost paliva spotřebovaná za 1 hodinu. Dostaneme ji z měrné spotřeby násobením příslušnou výkonností motoru:

$$C_h = C_e \cdot P_M.$$

Dobu letu při daném režimu práce motoru pak dostaneme z poměru hmotnosti  $m_p$  a hodinové spotřeby paliva:

$$T = \frac{m_p}{C_h}.$$

Podobně o doletu rozhoduje *kilometrová spotřeba paliva* neboli hmotnost paliva spotřebovaná na uletění vzdálenosti 1 km s daným letounem. Vypočítáme ji z hodinové spotřeby dělením rychlostí letu odpovídající danému režimu práce motoru:

$$C_k = \frac{C_h}{V}.$$



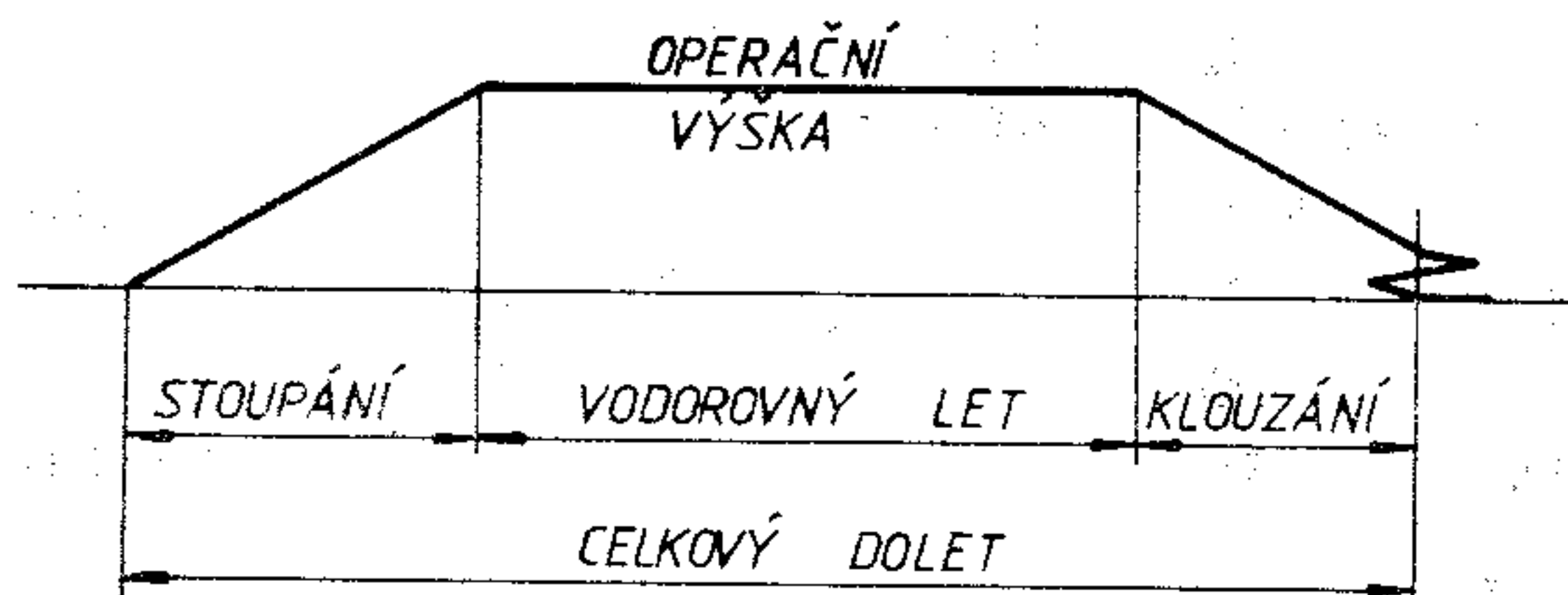
Dolet pak stanovíme jako poměr hmotnosti paliva  $m_p$  a kilometrové spotřeby:

$$L = \frac{m_p}{C_k}$$

To můžeme udělat za předpokladu vodorovného letu a neměnné hmotnosti letounu při udržování stejného režimu práce motoru.

V praktických výpočtech technických doletů je ovšem nutno nejprve od celkové hmotnosti paliva odečíst část spotřebovanou na nahození motoru, zahřátí, motorovou zkoušku, pojiždění, vzlet, stoupání do operační výšky, klouzání, okruh před přistáním a přistání. Pro praktickou představu uveďme, že např. u letounu Z-43 se na tyto činnosti spotřebuje v závislosti od zvolené operační výšky (300—2800 m) 11 až 25 kg paliva (15—35 l), což jistě není zanedbatelné množství.

Do celkového (technického) doletu se obvykle započítává i vzdálenost získaná při stoupání a klouzání, viz schéma na obr. 3/17. Podobně do celkové vytrvalosti se



Obr. 3/17. Schéma doletu

mimo čas ve vodorovném letu započítávají časy na stoupání, klouzání a okruh před přistáním.

Hmotnost letounu se za letu snižuje spotřebováváním paliva. Tím se mění i podmínky pro let a pro dosažení teoreticky nejdelšího doletu by bylo vhodné stále měnit režim letu.

Prakticky se dolet i vytrvalost určuje za předpokladu konstantní hmotnosti pro několik režimů letu a práce motoru ve vodorovné části letu. Bývají mezi nimi:

1. *Maximální cestovní režim.*
2. *Režim největšího doletu.* Je to režim nejmenší kilometrové spotřeby paliva. Bývá při něm poměrně nízká

rychlost letu blízká *optimální rychlosti*, při které je největší aerodynamická jemnost letounu (největší poměr  $C_A/C_W$  na poláře).

3. *Režim největší vytrvalosti*. Režim s nejmenší hodinovou spotřebou. Rychlost je blízká tzv. *ekonomické*, která je ještě menší než optimální.

### 3.2.6. ZATAČKA

V zatáčce provádí letadlo křivočarý pohyb ve vodorovné rovině (u kluzáků přibližně ve vodorovné rovině) za účelem změny směru. K zakřivení dráhy letu je nutná síla, která táhne letadlo do středu zatáčky, tzv. dostředivá síla. Získá se nakloněním letadla do směru zatáčky. Přitom vznikne vodorovná složka vztlaku, která zde působí jako potřebná dostředivá síla. Jako projev setrvačnosti hmoty vzniká v křivočarých pohybech těles odstředivá síla  $O = m \cdot r \cdot \Omega^2$ , kde  $m$  je hmotnost,  $r$  je poloměr zakřivení a  $\Omega$  úhlová rychlost otáčení. Tato síla vzniká i na letadle v zatáčce, a když ta je správná, je v rovnováze s vodorovnou složkou vztlaku. Pokud tyto síly nejsou v rovnováze, vzniká zatáčka skluzová nebo výkluzová.

Mimo zatáček horizontálních existují ještě zatáčky stoupavé a klesavé. Zatáčka může být ustálená nebo neustálená, podle toho, zda se rychlost, náklon a násobek v průběhu zatáčky s časem mění nebo zůstávají stálé.

#### 3.2.6.1. SPRÁVNÁ ZATAČKA

Na obr. 3/18 je nakreslena rovnováha sil ve správné ustálené vodorovné zatáčce, jejíž drahou je kružnice o poloměru  $r$ . Letoun se pohybuje rychlostí  $V$  s úhlem příčného sklonu  $\Phi$ . Předpokládáme, že v podélném směru letounu je zajištěna rovnováha mezi odporem a tahem vrtule.

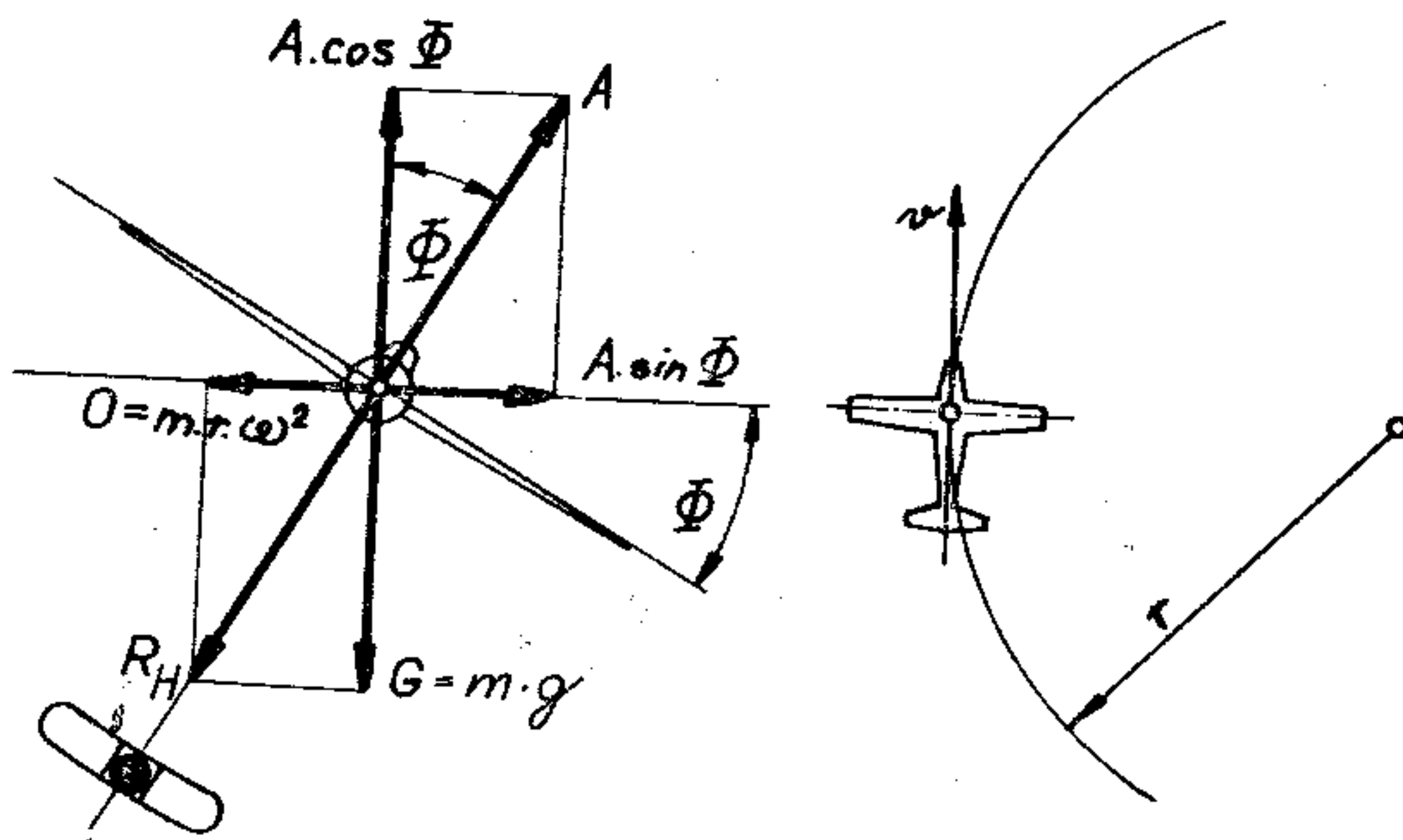
Vztlak  $A$  rozkládáme na svislou složku  $A \cdot \cos \Phi$ , která vyrovnává tíhu letounu  $G = m \cdot g$  a dále složku vodorovnou  $A \cdot \sin \Phi$  (dostředivá síla), která je v rovnováze s odstředivou silou  $O$ . Platí tudíž vztahy:

$$O = A \cdot \sin \Phi; \quad G = A \cdot \cos \Phi.$$

Celkově lze říci, že je rovnováha mezi vztlakem a výslednou hmotovou silou  $R_H$ .

Ve správné zatáčce je kulička příčného sklonoměru ve střední poloze. Směr rychlosti (vždy směr tečny k dráze

letu) se shoduje se směrem podélné osy letounu, viz rovněž obr. 3/18.



Obr. 3/18. Rovnováha sil ve správné zatáčce

U kluzáků nebo všeobecně v klouzavém letu je rovnováha v rovině kolmé ke směru přitékajícího proudu prakticky stejná, jen místo tíhy se uvažuje její složka do této roviny  $G \cdot \cos \theta$  ( $\theta$  je úhel klouzání).

Ze schématu sil na obr. 3/18 je zřejmé, že vztlak  $A$  je v zatáčce větší než tíha, a to tím větší, čím je větší úhel příčného sklonu  $\Phi$ . Podíl vztlaku a tíhy letadla je tzv. násobek  $n = A/G$ . Ve srovnání s rovnicí  $G = A \cdot \cos \Phi$  bude násobek v zatáčce

$$n = \frac{A}{G} = \frac{1}{\cos \Phi}.$$

Podle tohoto vztahu násobek v zatáčce s příčným sklonem  $\Phi = 45^\circ$  je  $n = 1,41$ ; se sklonem  $\Phi = 60^\circ$  je  $n = 2$  a pro příčný sklon  $\Phi = 90^\circ$  by byl  $n = \infty$ . Ustálená zatáčka s  $\Phi = 90^\circ$  však není možná, protože v tomto případě by byla svislá složka vztlaku nulová a nebyla by síla k vyvážení tíhy. Letadlo v takovém případě musí nutně klesat. Vysoké násobky se dosahují v ustálených zatáčkách s velkým příčným sklonem a silným klesáním, tzv. spirálách.

V zatáčkách s větším příčným sklonem je potřebný větší vztlak, aby jeho svislá složka byla dostatečná na vyvážení tíhy. Proto přivádíme letoun na vyšší úhel náběhu. Tím nám však zároveň vzroste odpor, který je nutno vyrovnat zvýšením tahu vrtule, tj. přidáním plynu u letounu nebo zvětšením složky tíhy do směru letu v kluzáku, což se projevuje sestrmením dráhy letu.



Všimněme si ještě minimálních rychlostí letu v ustálených zatáčkách. Jsou větší než v přímočarém letu a zvětšují se s úhlem příčného sklonu. Pro vztah minimální rychlosti v zatáčce k minimální rychlosti ve vodorovném letu lze odvodit vzorec

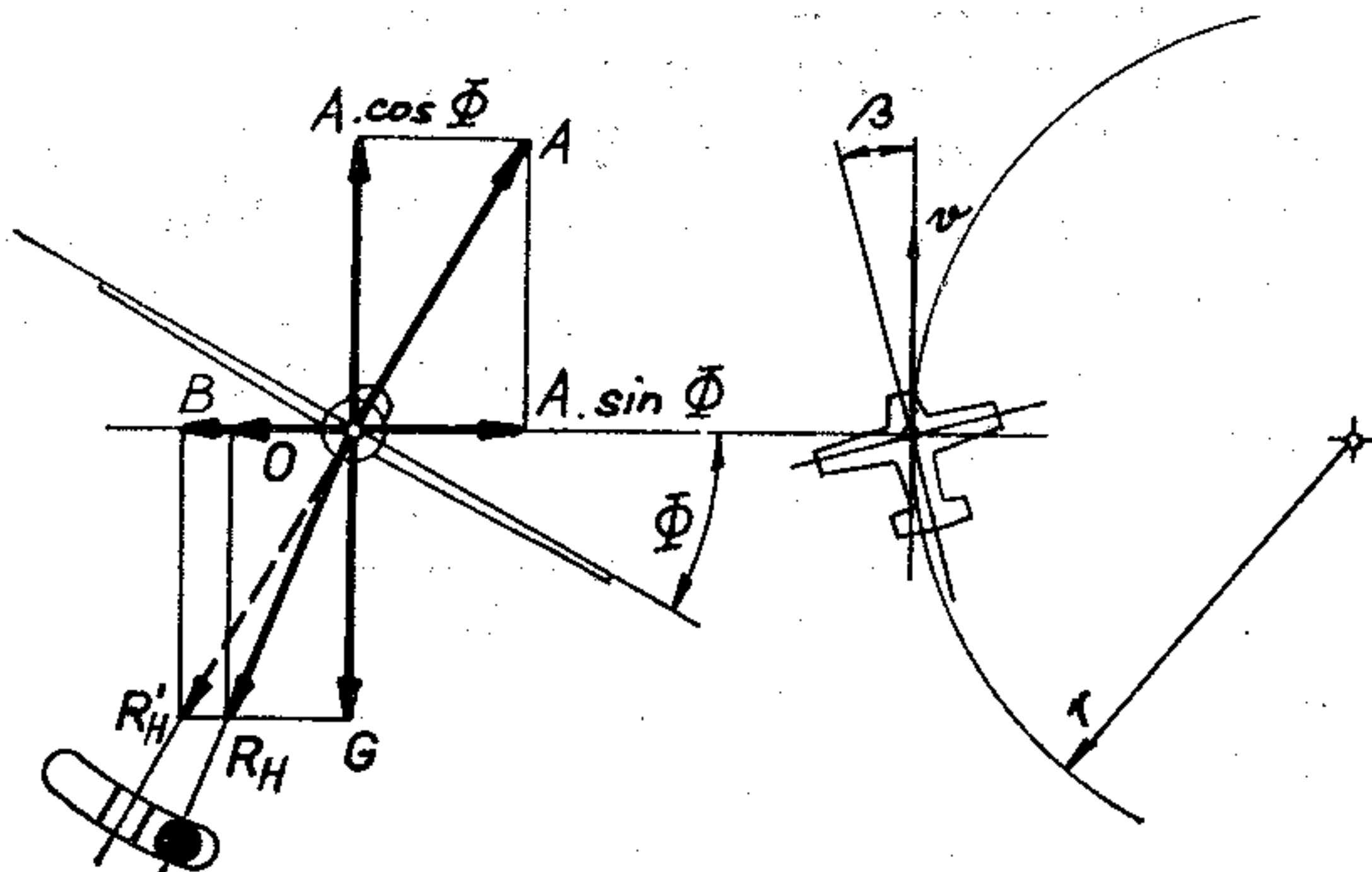
$$V_{min} \text{ v zatáčce} = \frac{V_{min}}{\sqrt{\cos \Phi}}$$

Pomocí tohoto vzorce lze zjistit, že v příčném sklonu  $\Phi = 30^\circ$  je minimální rychlost v zatáčce vyšší proti minimální rychlosti ve vodorovném letu o 7,5 %, při  $\Phi = 45^\circ$  o 19 % a při  $\Phi = 60^\circ$  o 41 %.

### 3.2.6.2. SKLUZOVÁ A VÝKLUZOVÁ ZATÁČKA

Po porušení rovnováhy mezi odstředivou silou a vodorovnou složkou vztlaku  $O = A \cdot \sin \Phi$  dochází v zatáčce ke skluzu nebo výkluzu.

*Skluzová zatáčka* (obr. 3/19) vznikne v případě, kdy je příčný sklon  $\Phi$  větší než odpovídá poloměru zatáčky  $r$ .



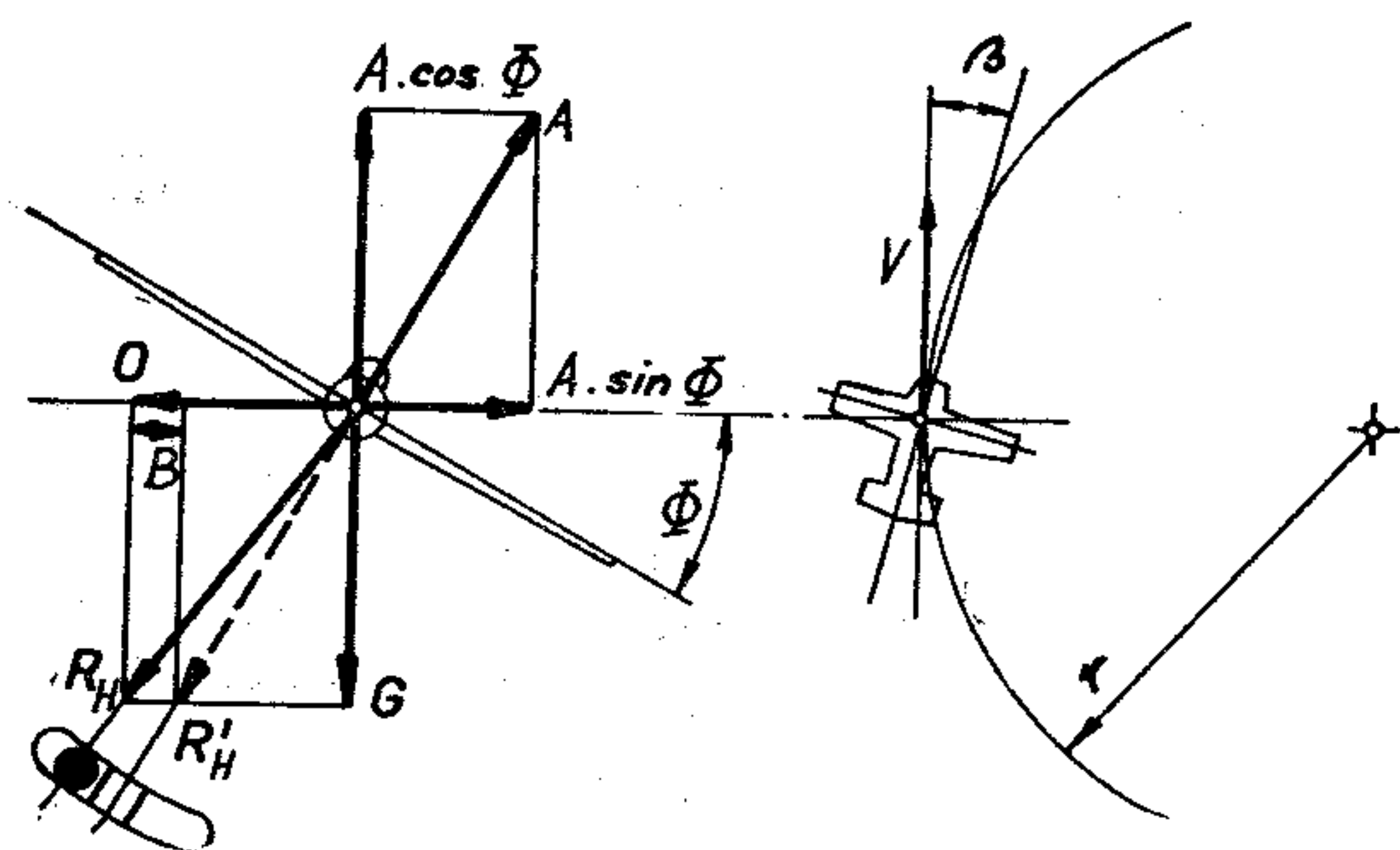
Obr. 3/19. Skluzová zatáčka

Odstředivá síla je pak menší než vodorovná složka vztlaku. To má za následek boční sunutí letounu do zatáčky, *skluz*, při čemž podélná osa směřuje ze zatáčky. Úhel mezi podélnou osou letounu a směrem rychlosti letu (směr tečny k dráze letu) je *úhel vybočení*  $\beta$ . Výsledná hmotová síla  $R_H$  změnila směr — není na společné přímce se vztlakem. V jejím směru působí i všechny dílčí hmotové síly na jednotlivé části letadla, tedy i na kuličku příčného sklonoměru, která se posune směrem do středu zatáčky.

Bočním sunutím vznikne (zejména na trupu a svislé ocasní ploše) boční aerodynamická síla  $B$ , která způsobí obnovení rovnováhy  $A = R'_H$  (takže i nesprávná zatačka může být ustálená). Při letu s vybočením se však zvyšuje odpor. U letounu je nutné opět zvýšit výkon motoru, u kluzáku se zvětší klesání a zhorší klouzavost.

Pilot opravuje skluzovou zatačku buď zmenšením příčného sklonu letadla, nebo vyšlápnutím kormidla směrem do zatačky.

*Výkluzová zatačka* (obr. 3/20) vznikne v případě, kdy je příčný sklon menší než odpovídá poloměru zatačky  $r$ .



Obr. 3/20. Výkluzová zatačka

Odstředivá síla je větší než vodorovná složka vztlaku. To má za následek boční sunutí letadla ven ze zatačky — *výkluz*. Kulička příčného sklonoměru se vlivem své hmotové síly posune ve směru ven ze zatačky. Vzniká opět úhel vybočení  $\beta$ . V tomto případě jde o tzv. *vnější vybočení* (proud přitéká k letounu jakoby z vně zatačky). Při bočním sunutí vzniká i zde boční aerodynamická síla  $B$ , která uvede letadlo do rovnováhy. Opět dochází ke zvýšení odporu. Navíc je vnější vybočení nepříjemné zejména při rychlostech blízkých pádovým, protože při něm letadlo snadněji přejde do nechtěné vývrtky.

Pilot opravuje výkluzovou zatačku zvětšením příčného sklonu letadla nebo zmenšením výchylky směrového kormidla.

*Poznámka:* Obrázky rovnováhy sil jsou pro snadnější pochopení zjednodušeny. Boční síla vzniká hlavně na tru-

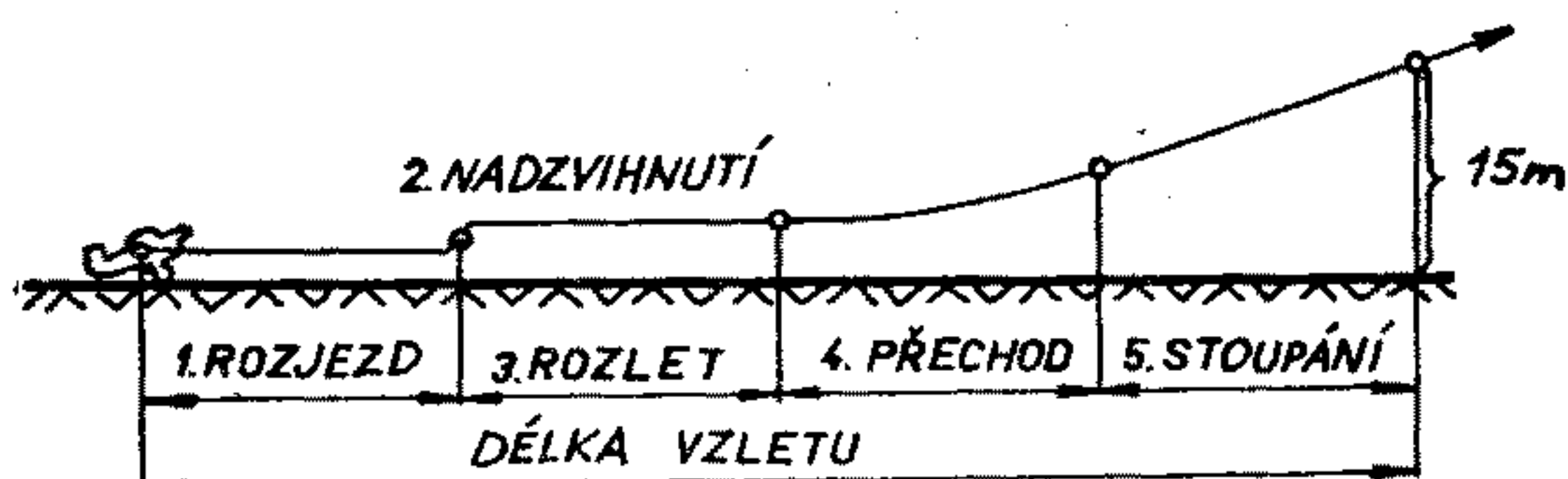
pu a svislých ocasních plochách a působí přibližně ve směru roviny křídla. Proto se schémata blíží pravdě nejvíce při malých úhlech příčného sklonu.

### 3.2.7. VZLET

Vzletem nazýváme pohyb letadla od začátku pohybu na vzletové dráze přes rozjezd, nadzdvihnutí a další pohyb ve vzduchu až po dosažení výšky 15 m (nebo 25 m). Vzdálenost mezi místem počátku rozjezdu a místem dosažení výšky 15 m je délka vzletu.

#### 3.2.7.1. VZLET LETOUNU

Vzlet letounu (motorového letadla) rozdělujeme na 5 fází (obr. 3/21):



Obr. 3/21. Průběh vzletu letounu

1. Rozjezd letounu po zemi až po dosažení rychlosti nadzdvihnutí  $V_n$ .
2. Nadzdvihnutí letounu od země.
3. Rozlet těsně nad zemí až do získání rychlosti stoupání.
4. Přechodový oblouk pro plynulý přechod do stoupání.
5. Stoupání do výšky 15 m.

Při rozjezdu působí na letoun tah vrtule, odpor, vztlak, tíha a tření přistávacího zařízení. Tah vrtule převyšuje součet odporu a tření, čímž se letoun urychluje. Odpor a vztlak se zvětšující se rychlostí rostou, tření postupně klesá, až se při nadzdvihnutí rovná nule.

Nadzdvihnutí letounu od země by mohlo nastat již při dosažení minimální rychlosti. Protože však při  $V_{min}$  je malý přebytek tahu (vzhledem k vysokému odporu) a špatné letové vlastnosti, volí se rychlost nadzdvihnutí mírně vyšší, obvykle v rozmezí  $V_n = (1,1—1,15) V_{min}$ . Ke snížení minimální rychlosti a tím i rychlosti nadzdvihnutí slouží



vztlakové klapky vysunuté na vzletový úhel (obvykle 15—20°).

*Rozlet* je vlastně vodorovný zrychlený let v těsné blízkosti země. Tah převyšuje odpor, který je stejně jako při rozjezdu příznivě snižován blízkostí země, viz část 2, Aerodynamika, kapitola 2.5.6. Rozletem se získá rychlost pro stoupání zvaná někdy bezpečná rychlost vzletu.

Tato rychlost musí poskytnout možnost bezpečného provedení *přechodového oblouku*, který je vzhledem k zvýšení úhlu náběhu při konstantní rychlosti (větší  $\alpha$  potřebný ke zvýšení vztlaku pro zakřivení dráhy letu) nejnebezpečnější fází vzletu.

*Stoupání* je přímočarý ustálený let rozebraný podrobně v kapitole 3.2.3. Rychlost stoupání, získaná již v rozletu, se volí tak, aby mimo zajištění bezpečného přechodu umožňovala co nejkratší vzlet (pokud možno nízká).

Délku vzletu ovlivňuje řada parametrů. Z provozních jsou nejdůležitější vliv hmotnosti a směr a rychlost větru.

Se vzrůstající hmotností se délka vzletu výrazně prodlužuje. Při protivětru je relativní rychlost letounu vůči zemi menší a dráha celého vzletu se zkracuje. Opačně je tomu s větrem v zádech. Vlivy větru jsou tím větší, čím je větší jeho rychlost.

#### 3.2.7.2. VZLET KLUZÁKU VE VLEKU

Vzlet kluzáku za letounem (motorovým letadlem) je v současnosti nejspolehlivějším a nejbezpečnějším způsobem vzletu kluzáku (větroně). Je také nejvýhodnějším způsobem získání potřebné výšky pro přímé navázání a ustředění větroně do stoupavých proudů.

Motorové letadlo i kluzák prochází v průběhu vzletu postupně několika fázemi: rozjezd po zemi s následujícím nadzdvihnutím, rozlet, přechod do stoupání a stoupání, podobně jako při vzletu samotného letounu. Protože však mimo odpor letounu působí zde i odpor kluzáku, jednotlivé fáze vzletu v aerovleku jsou delší než při vzletu samotného letounu.

Protože kluzák má menší plošné zatížení (hmotnost dělená vztažnou plochou) a tím i menší minimální rychlost, nadzdvihne se od země první, a až po něm se nadzdvihne letoun. Fáze rozletu ve výšce 1—2 m nad zemí je tudíž u kluzáku při aerovlekovém vzletu velmi dlouhá, od nadzdvihnutí větroně při  $V_n$  kolem 70 km/h až po získání bez-

pečné rychlosti vzletu letounu, obvykle kolem 110—120 km/h. Při rozletu musí být pilotáž kluzáku velmi čistá a správná, aby neztěžoval vzlet letounu.

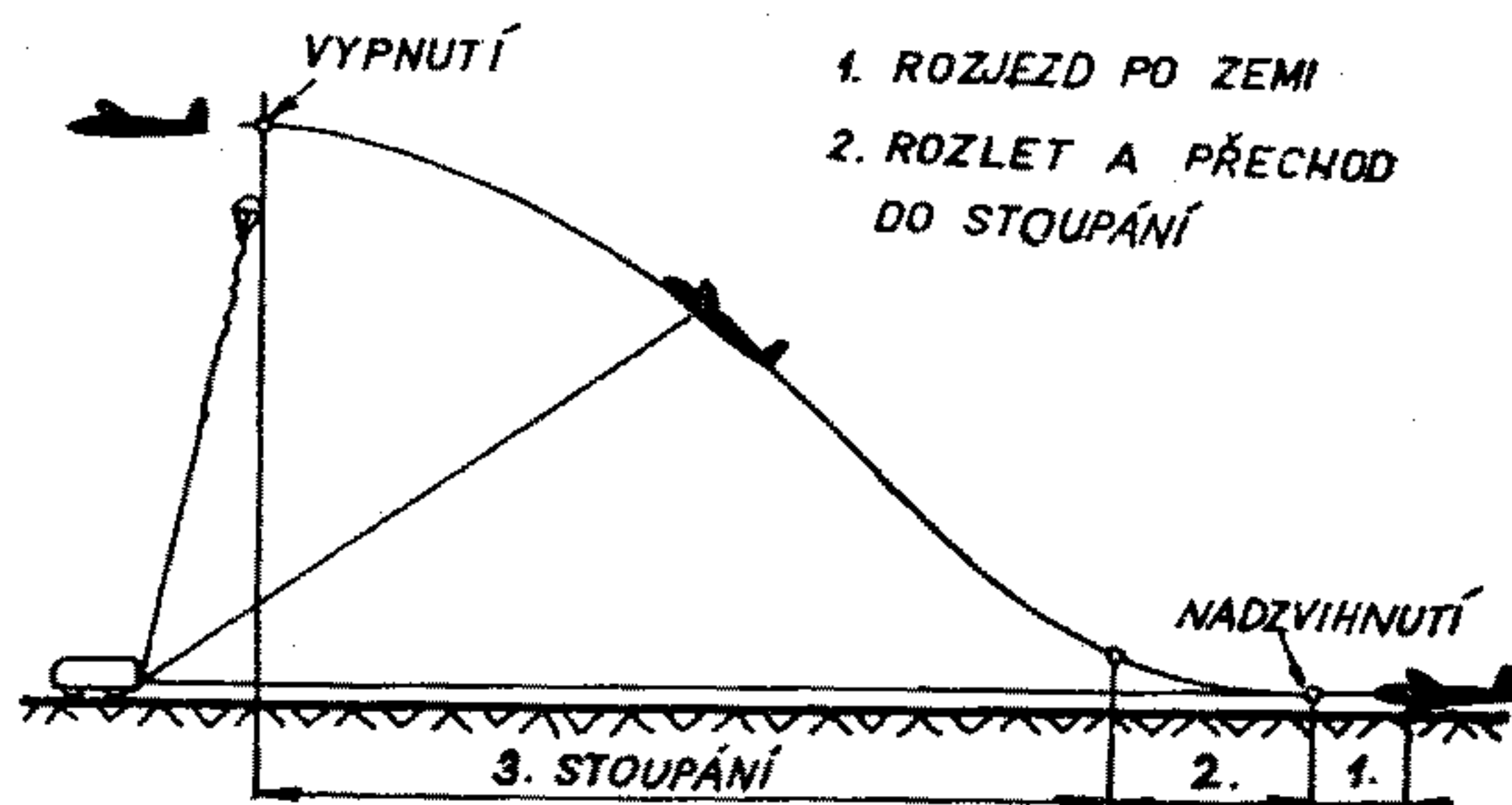
Díváme-li se na vzlet ve vleku z hlediska jeho délky, uvažujeme ukončení vzletu v 15 m. Z širšího hlediska se však za vzlet v aerovleku často považuje celý let (nejde-li o přelet) až do vypnutí kluzáku v požadované výšce.

Při stoupání ve vleku působí proti směru letu nejen odpor a složka tíhy letounu, ale i tytéž síly na kluzáku. Tah vrtule by měl být tudíž větší než při stoupání samotného letounu. Protože však maximální tah při dané rychlosti nemůže být větší, dostáváme při stejném tahu menší maximální stoupavost aerovleku proti samotnému letounu.

Při správné pilotáži v kluzáku je tah v laně v průběhu vleku poměrně malý a namáhání kluzáku při tomto způsobu vzletu není veliké. Omezení maximální rychlosti ve vleku je dáno jednak s ohledem na možnou nesprávnou pilotáž kluzáku (pumpování, trhání lana) a také s ohledem na možné prolétávání oblastí turbulence, kde dochází k náhlému přetížení letadla.

### 3.2.7.3. VZLET POMOCÍ NAVIJÁKU

Tento druh vzletu kluzáku je velmi rozšířen a poměrně levný, klade však zvýšené nároky na organizaci provozu a na namáhání kluzáku od rozjezdu až po vypnutí lana.



Obr. 3/22. Navijákový vzlet

Fáze rozjezdu po zemi a rozletu těsně nad zemí je v důsledku značného přebytku výkonu navijáku poměrně velmi krátká. Téměř hned po nadzdvihnutí přechází kluzák plynule do stoupání, viz obr. 3/22.

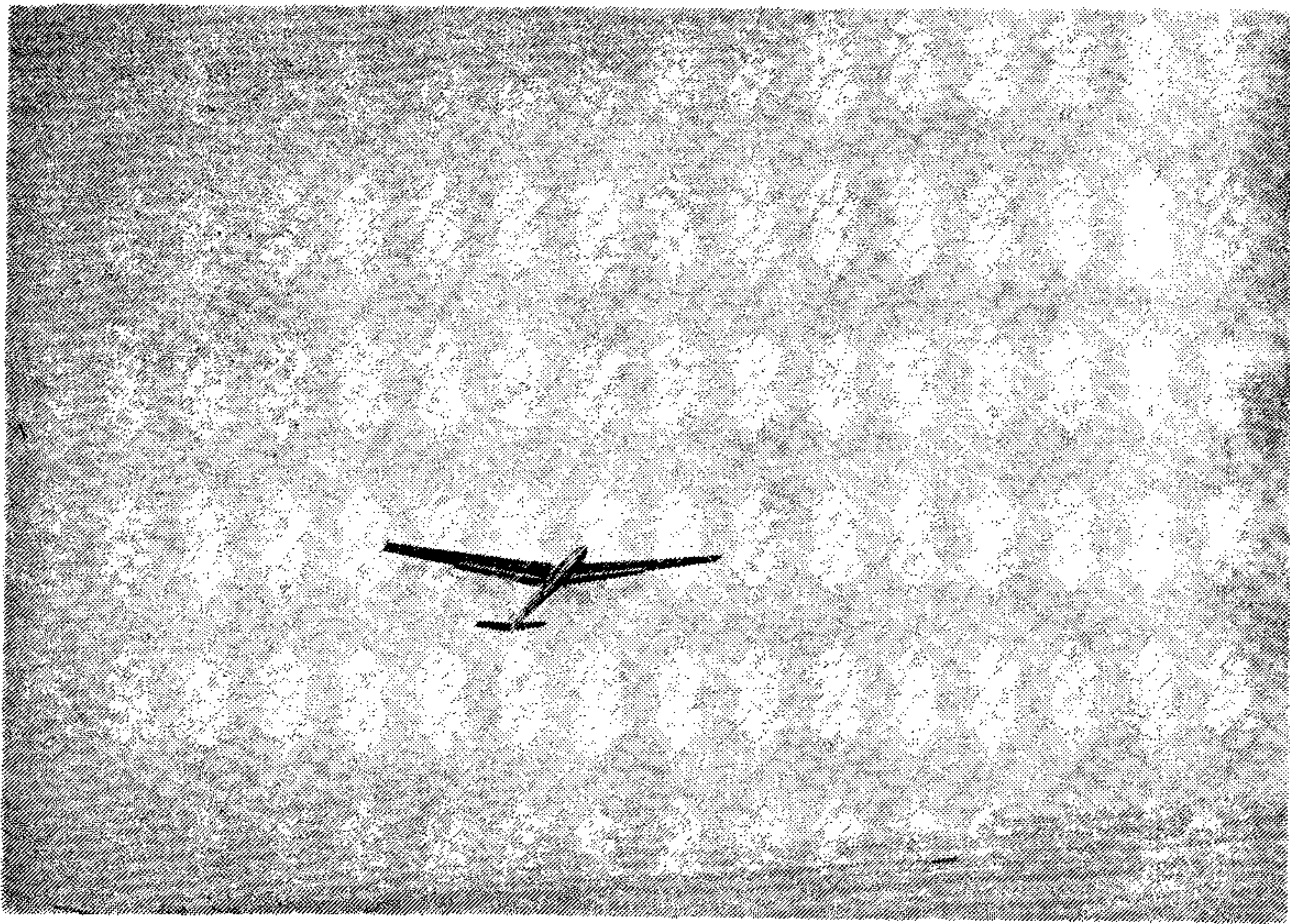
Přechod do stoupavého letu klade největší nároky na



správnou pilotáž při navijákovém vzletu. Příliš prudký přechod znamená velké zatížení navijáku, tím pokles otáček motoru spojený s poklesem rychlosti kluzáku. Při nadměrném zatížení se může lano roztrhnout. Následuje ztráta rychlosti kluzáku a pád těsně nad zemí, který znamená havárii kluzáku.

Naopak, příliš pozvolný přechod kluzáku do stoupavého letu znamená obvykle odlehčení navijáku, tím nadměrné stoupnutí otáček motoru a zvětšení rychlosti kluzáku nad přípustnou hodnotu předepsanou výrobcem pro navijákový vzlet. V takovém případě má pilot okamžitě potlačit a vypnout kluzák, protože při přitažení a přechodu do strmějšího stoupání hrozí nadměrné přetížení kluzáku aerodynamickými silami.

Oba popsané způsoby přechodu do stoupání jsou nesprávné a nebezpečné. Existuje jistý optimální přechod, který nesmí být ani příliš prudký ani příliš pozvolný. Úhel stoupání kontroluje pilot kluzáku podle horizontu po přechodu do prudšího stoupání obvykle bočným pohledem z kabiny kluzáku. Důležitým přístrojem ve fázi přechodu i při stoupání je rychloměr, kterého údaj má být ustálen na optimální rychlosti navijákového vzletu, obvykle 90 až



*Obr. 3/23. Navijákový vzlet kluzáku L-13 Blaník*



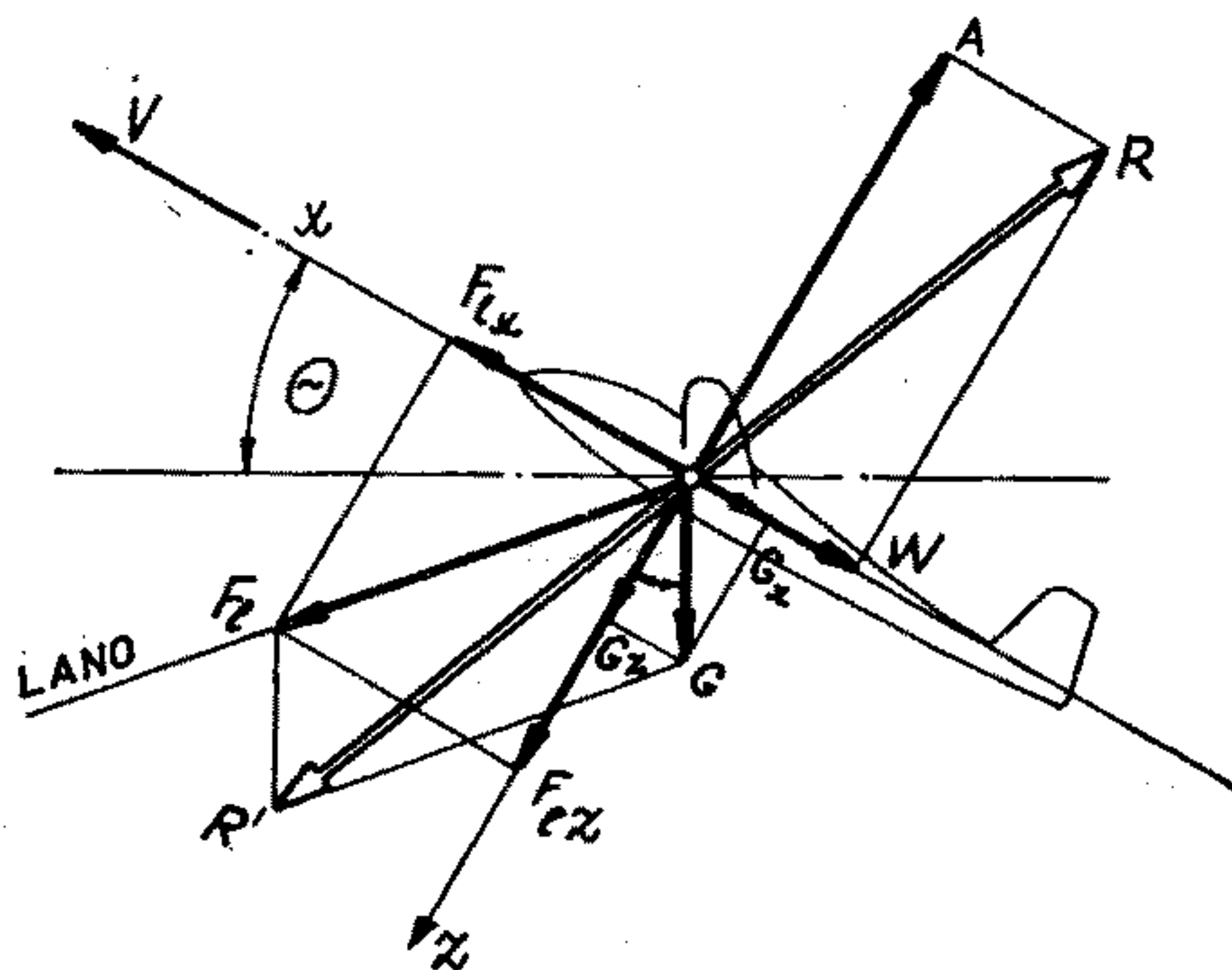
100 km/h. Při poklesu rychlosti musí pilot povolit řídicí páku a tím odlehčit naviják, při vzrůstu rychlosti je nutné částečně přitáhnout řídicí páku a naviják zatížit.

Správné provedení navijákového vzletu nezávisí jen na pilotáži kluzáku, ale je výsledkem souhry pilota kluzáku a obsluhy navijáku.

Stoupání je při navijákovém vzletu při porovnání se vzletem ve vleku velmi prudké, úhel podélného sklonu je veliký.

Na obr. 3/24 je rovnováha sil při navijákovém vzletu ve fázi stoupání. Základní podmínkou rovnováhy je  $R = R'$ , tj. výsledná aerodynamická síla  $R$  je v rovnováze s výslednicí  $R'$  z tíhy  $G$  a tahu lana  $F_l$ . Z toho plyne rovnováha složek ve směru letu  $F_{lx} = W + G_x$ , kde  $G_x = G \cdot \sin \theta$  a dále z rovnováhy složek ve směru kolmém na směr letu  $A = F_{lz} + G_z$ , kde  $G_z = G \cdot \cos \theta$ . Vztlak musí vyrovnávat nejen složku tíhy, ale i složku tahu lana do směru vztlaku.

V důsledku toho velice roste letový násobek  $n = \frac{A}{G}$ . To může vést k nadměrnému zatížení nosného systému kluzáku, resp. k přetržení lana. Situace je o to horší, že při navijákovém vzletu nepůsobí na pilota setrvačné síly, jako je tomu např. u zatáček, takže pilot zvýšené namáhání fy-

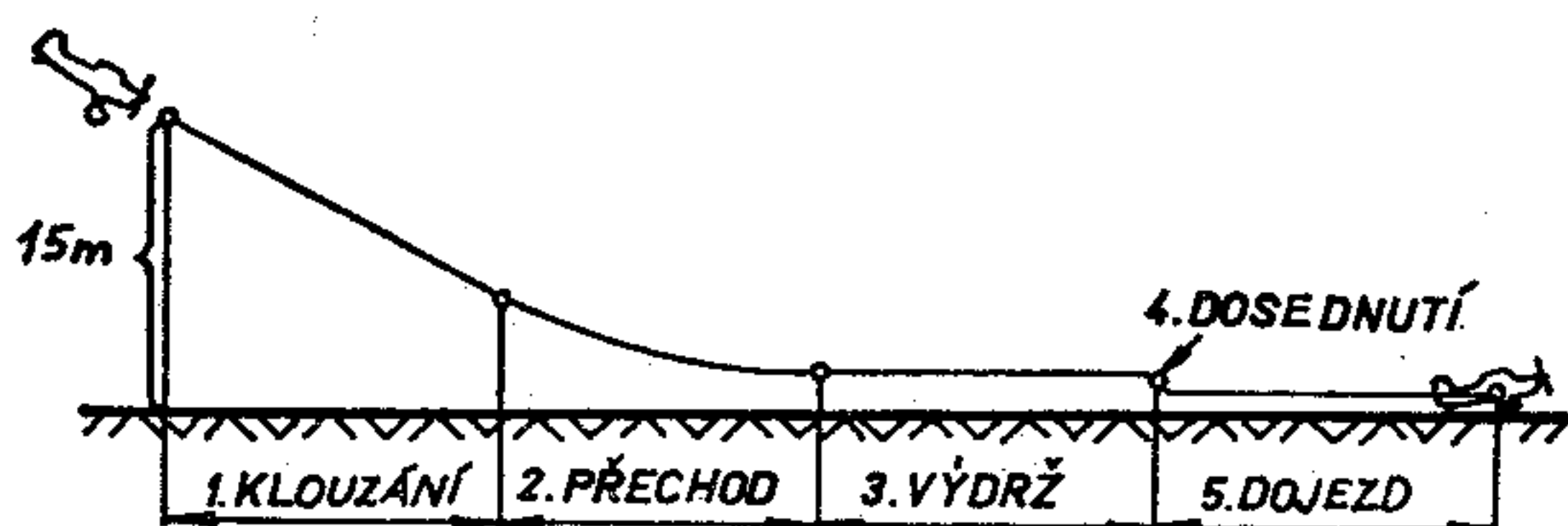


Obr. 3/24. Rovnováha sil při stoupání za navijákem

zicky vůbec necítí. Pilot kluzáku může předcházet takovému zvýšenému namáhání letadla jen tak, že provádí plynulý přechod do stoupání, dělá jemné pohyby výškovým kormidlem a nepřekračuje maximální rychlost navijákového vzletu udanou výrobcem.

### 3.2.8. PŘISTÁNÍ LETADLA

Každý let letadla se končí *přistáním*, které je náročnější na techniku pilotáže než vzlet. Přistávací manévr začíná klouzavým letem z výšky 15 m (nebo 25 m) a končí zastavením letadla na zemi.



Obr. 3/25. Průběh přistání

Průběh přistání je znázorněn na obr. 3/25. Jeho jednotlivé fáze jsou:

1. *Klouzání* za volnoběhu motoru v letounu, s vysunutými vztlakovými, u kluzáků také s brzdícími klapkami při předepsané rychlosti přiblížení.
2. *Přechodový oblouk* — pilot mírným přitažením výškového kormidla podrovná letadlo do vodorovného letu.
3. *Výdrž* těsně nad zemí (ve výšce 0,5—1 m). Pilot dalším přitahováním řídicí páky udržuje letadlo v přibližně vodorovném letu nad zemí, přičemž rychlost klesá až na hodnotu přistávací rychlosti  $V_{prist}$ , která je o něco větší než  $V_{min}$ . Přistávací rychlost se počítá při součiniteli vztlaku 0,9 ·  $C_{Amax}$  pro vztlakové klapky v přistávací poloze:

$$V_{prist} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{0,9 \cdot C_{Amax} \cdot \rho \cdot S}}$$

Za účelem snížení přistávací rychlosti a tím i délky přistání se používají velké výchylky vztlakových klapek zejména u letounů. Tím se zvýší i odpor, který rovněž zkracuje přistání.

4. *Dosednutí* při přistávací rychlosti.
5. *Dojezd* letadla po zemi až do zastavení. Pro zkrácení lze použít brzdění kol přistávacího zařízení, případně u letounu reversní tah vrtule (pokud lze vrtuli nastavit do reversní polohy). Brzdit lze intenzivněji u letounů s přistávacím zařízením s předovým podvozkem, protože zde není nebezpečí převrácení.

V průběhu výdrže a dojezdu se uplatňuje vliv blízkosti země. Snížení odporu způsobené tímto vlivem způsobuje prodloužení přistání.

Délku přistání podobně jako délku vzletu ovlivňuje řada faktorů. Nejdůležitější jsou opět hmotnost a vítr. S rostoucí hmotností vzrůstá přistávací rychlost a tím i rychlost přiblížení. Přistání se prodlužuje. Při protivětru se přistání zkracuje, s větrem v zádech se prodlužuje.

### 3.3. LETOVÉ VLASTNOSTI

Dobré letadlo musí mít požadované výkony. To však samo o sobě nestačí k bezpečnému normálnímu provozu. Letadlo musí být v rozsahu běžných letových režimů přiměřeně stabilní a v dostatečné míře říditelné. Tyto požadavky jsou zahrnuty do pojmu letových vlastností.

*Stabilita letu* je vlastnost ustáleného nebo neustáleného letu letadla neřízeného nebo řízeného podle programu, která se projevuje tím, že poruchami vyvolané odchylky kinematických veličin se zmenšují. Potud definice podle normy. Zjednodušeně řečeno jde o to, že se po poruše letoun vrací do původního stavu bez zásahu pilota. Jevu podle uvedené definice se někdy říká dynamická stabilita letu. Přitom se uvažují všechny působící síly, tj. aerodynamické, setrvačné a tíhové na rozdíl od tzv. statické stability, která je charakterizována jen aerodynamickými silami a momenty, které vracejí letadlo do původního stavu letu.

*Říditelnost letu* letadla je jeho schopnost letět v různých ustálených režimech letu, přecházet z jednoho ustáleného letu do jiného a provádět různé obraty a manévry, a to účinkem řídicích orgánů letadla řízených pilotem podle jeho vůle s minimální tělesnou a duševní námahou.

#### 3.3.1. ROZDĚLENÍ LETOVÝCH VLASTNOSTÍ

Jak již bylo uvedeno rozdělujeme letové vlastnosti na stabilitu a říditelnost.

*Stabilitu letu letadla* posuzujeme s *pevným* nebo *volným*



řízení. V obou případech rozeznáváme *podélnou stabilitu letu* (klopení kolem příčné osy a změny rychlosti v rovině souměrnosti letadla) a *stranovou stabilitu letu* (zatačení, klonění a bočení letadla).

*Řiditelnost letu letadla* rozdělujeme na *základní řiditelnost* (ovladatelnost a obratnost), *komplexní řiditelnost* (složitější obraty a manévry — akrobatické obraty, vývrtka, pád, vzlet, přistání apod.) a *schopnost vyvážení* (vyvažitelnost a tíživost).

*Ovladatelnost* letadla je jeho způsobilost letět různými ustálenými nebo quasiustálenými (téměř ustálenými) lety pomocí hlavních řídicích orgánů letadla.

*Obratnost* je způsobilost letadla provádět jednoduché obraty, tj. měnit režimy letu pomocí hlavních řídicích orgánů letadla.

*Tíživost* je nežádoucí změna řídicích sil, výchylek řídicích hlavních řídicích orgánů nebo režimu letu vyvolaná změnami stavu letadla (např. změna přípusti motoru, centráže, výchylka klapky apod.).

*Vyvažitelnost* je míra schopnosti vedlejších řídicích orgánů zmenšit řídicí síly na řídicích hlavních řídicích orgánů při zachování daného nebo stanoveným způsobem změněného režimu letu. Často se vyžaduje snížení řídicí síly až na nulu, alespoň v dlouhotrvajících režimech letu.

Většina případů řiditelnosti se zkoumá podobně jako u stabilit odděleně jako případy *podélné* a *stranové* řiditelnosti.

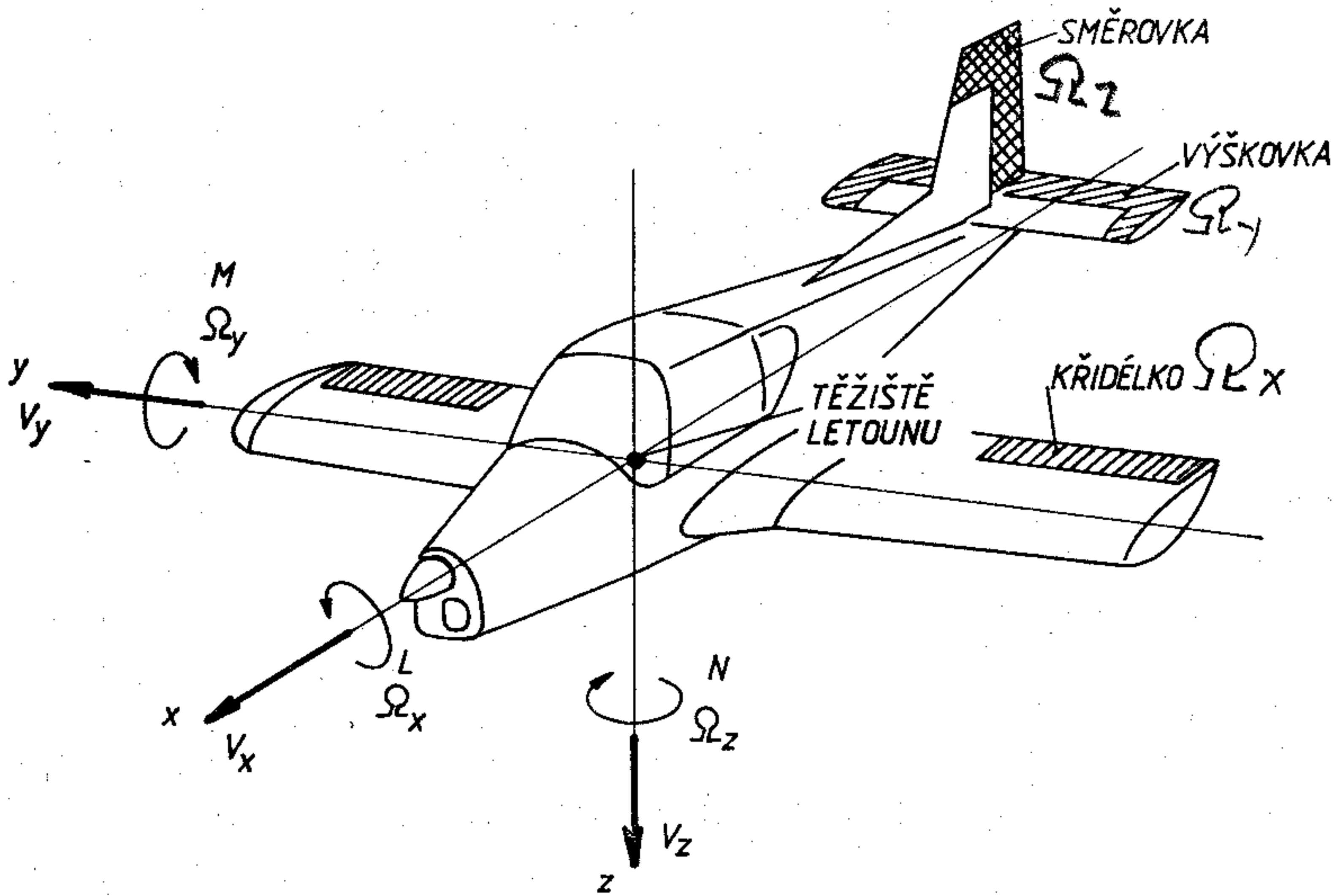
### 3.3.2. ŘÍZENÍ LETADLA

#### 3.3.2.1. POHYB V PROSTORU — SOUŘADNICOVÁ SOUSTAVA

Letadlo koná v prostoru mnohdy velmi složitý pohyb, který v pravoúhlé souřadnicové soustavě můžeme popsat jako posuvný pohyb se složkami ve směru všech tří os a jako otáčivý pohyb se složkami kolem všech tří os. Tento prostorový pohyb je řízen pomocí třech hlavních řídicích orgánů — výškového kormidla, směrového kormidla a křídlek.

K popisu prostorového pohybu letadla použijeme tzv. *letadlovou souřadnicovou soustavu*, viz obr. 3/26, pevně spojenou s letadlem. Počátek soustavy je v těžišti letadla. Jednotlivé osy soustavy jsou:

- $x$  ... *podélná osa letadla*: leží v rovině souměrnosti a má vhodně zvolený směr (např. podélná osa trupu, hlavní osa setrvačnosti apod.);
- $y$  ... *bočná osa letadla*: je kolmá k rovině souměrnosti letadla;
- $z$  ... *kolmá osa letadla*: leží v rovině souměrnosti a je kolmá k ose  $x$ .



Obr. 3/26. Letadlová souřadnicová soustava

Složky rychlosti posuvného pohybu letadla (těžiště nebo počátku souřadnicové soustavy) do směru tří os přebírají jejich názvy. Rozeznáváme tedy *podélnou* ( $V_x$ ), *bočnou* ( $V_y$ ) a *kolmou* ( $V_z$ ) rychlost letadla.

Otáčivý pohyb letadla (kolem obecné osy) můžeme rozložit rovněž na tři složky. Dostáváme tak *klonění* kolem podélné osy letadla úhlovou rychlostí klonění  $\Omega_x$ , *klopení* kolem bočné osy úhlovou rychlostí klopení  $\Omega_y$  a *zatăčení* kolem kolmé osy letadla úhlovou rychlostí zatăčení  $\Omega_z$ . Momenty působící kolem tří os letadla přebírají také názvy otáčivých pohybů. Dostáváme tak moment klonění, který označíme  $L$ , klopení  $M$  a zatăčení  $N$ .

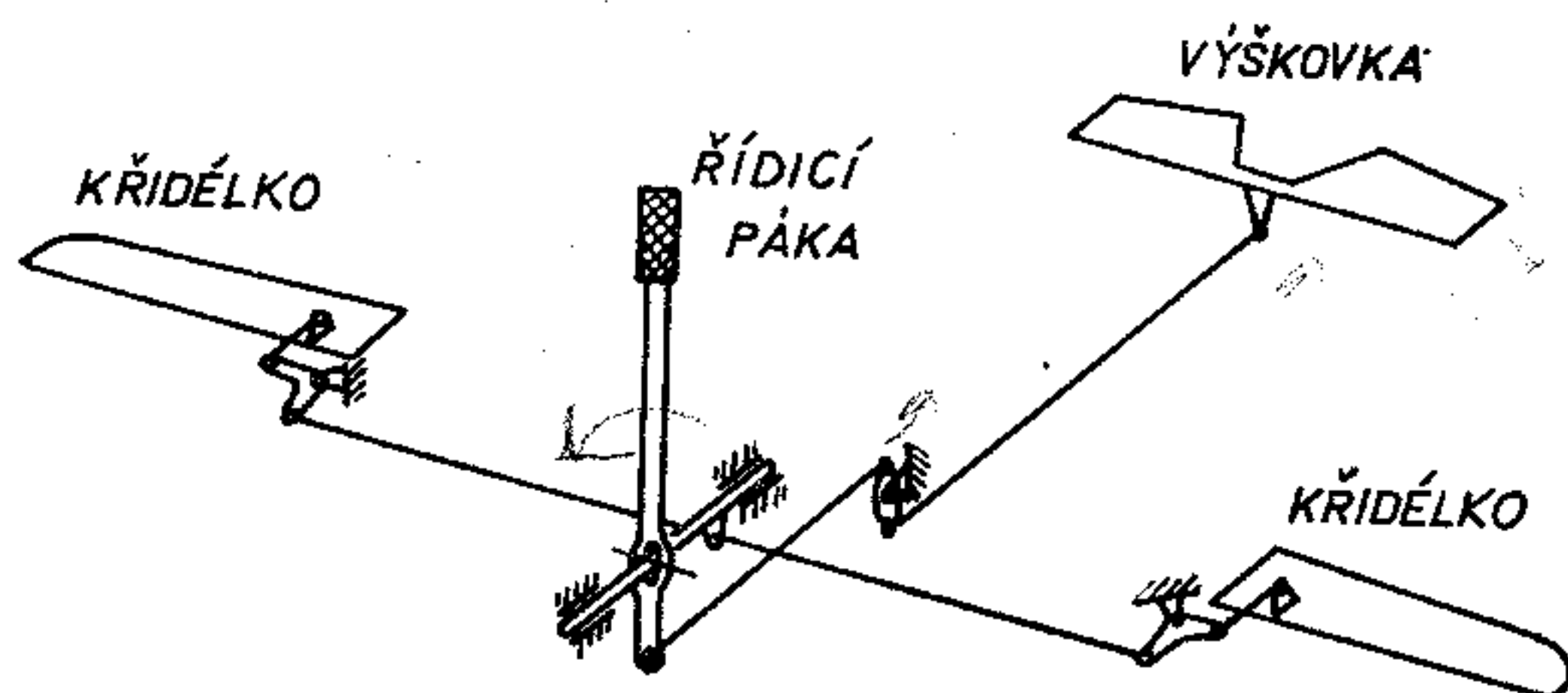
Uvedená souřadnicová soustava mimo to, že je pravouhlá, je i pravotočivá. Kladné smysly os, posuvných i úhlo-

vých rychlostí a otáčivých momentů jsou v obr. 3/26 naznačeny šipkami.

### 3.3.2.2. HLAVNÍ ŘÍDICÍ ORGÁNY — ÚČINKY

Hlavními řídicími orgány jsou kormidla: výškové, směrové a křídélka. Kormidlo pracuje v podstatě na principu jednoduché klapky, znázorněné na obr. 2/32 v části 2 — Aerodynamika. Vychylováním kormidla zakřivujeme střední křivku a vzniká aerodynamická (zjednodušeně vztlaková) síla.

Umístění kormidel vidíme na obr. 3/26. Výškové kormidlo a křídélka se ovládají řídicí pákou nebo volantem. Směrové kormidlo se ovládá pedály nožního řízení. Schéma ručního řízení je na obr. 3/27.



Obr. 3/27. Schéma ručního řízení

Pohybem řídicí páky dopředu se vychýlí *výškové kormidlo* směrem dolů a vztlaková síla výškovky vyvolá klopivý moment  $M$  „na hlavu“, letadlo klesá. Při opačném pohybu — přitažení řídicí páky — vznikne klopivý moment „na ocas“ a letadlo stoupá.

Vychýlením řídicí páky vpravo se vychýlí pravé *křídélko* nahoru a levé dolů. Tím se na levém křídle zvětší vztlak, kdežto na pravém poklesne. Výsledkem je klonivý moment  $L$ , který naklání letadlo vpravo. Při pohybu řídicí páky vlevo vznikne klonivý moment, který naklání letadlo vlevo.

Vyšlápnutím pravého pedálu vyvolá vychylka *směrového kormidla* vpravo vznik aerodynamické síly směřující doleva a vytvářející k těžišti zatáčivý moment  $N$ , otáčející letadlem vpravo. Vyšlápnutím levého pedálu vznikne zatáčivý moment otáčející letadlem vlevo.

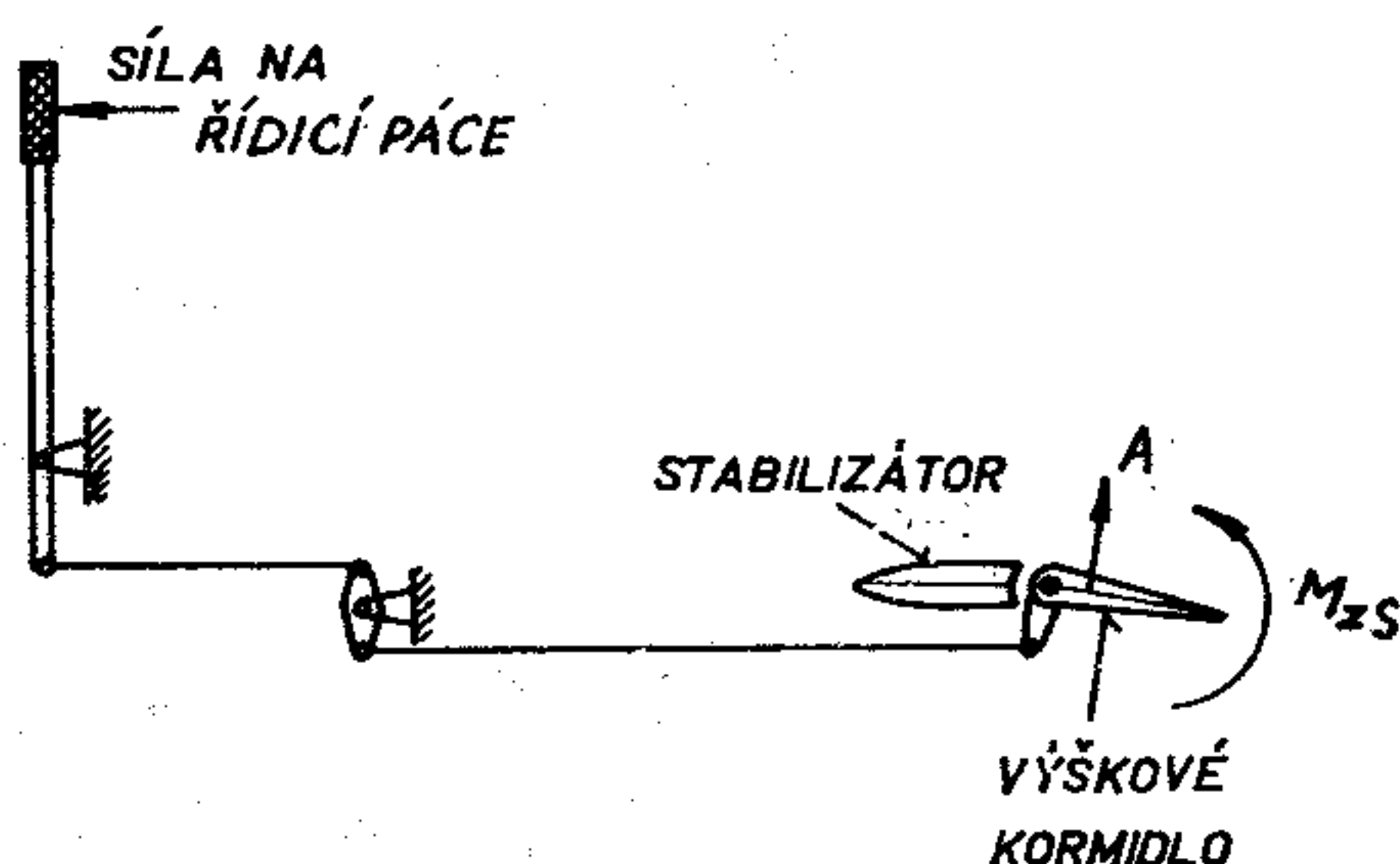
Souhrnně jsou hlavní účinky vychýlení kormidel tyto:



- a) Křídélka způsobují klonivý moment  $L$  a tím klonění úhlovou rychlostí  $\Omega_x$ .
- b) Výškovka způsobuje klopivý moment  $M$  a tím klopení rychlostí  $\Omega_y$ .
- c) Směrovka způsobuje zatačivý moment  $N$  a tím zatačení úhlovou rychlostí  $\Omega_z$ .

### 3.3.2.3. SÍLY V ŘÍZENÍ — ÚPRAVA VELIKOSTI

Při vychylování kormidel vzniká na nich aerodynamická síla, která působí k ose závěsů tzv. *závěsový moment* úměrný vychylce, kinetickému tlaku a velikosti kormidla.



Obr. 3/28. Přenos závěsového momentu výškového kormidla na řídicí páku

Na obr. 3/28 je vidět, že vychýlením výškového kormidla směrem dolů vzniká vztlaková síla  $A$ , která působí vůči ose závěsů na určitém rameni, a proto k nim způsobuje závěsový moment  $M_{zs}$ . Tento moment se přenáší táhly na řídicí páku a je vyvážen momentem síly, kterou pilot tlačí páku dopředu.

Jisté závěsové momenty jsou způsobené také hmotnými silami, a to jednak tíhou kormidel, jednak setrvačnými silami kormidel při křivočarých letech. Další menší moment vzniká třením v závěsech kormidla a v otočných částech řídicího systému.

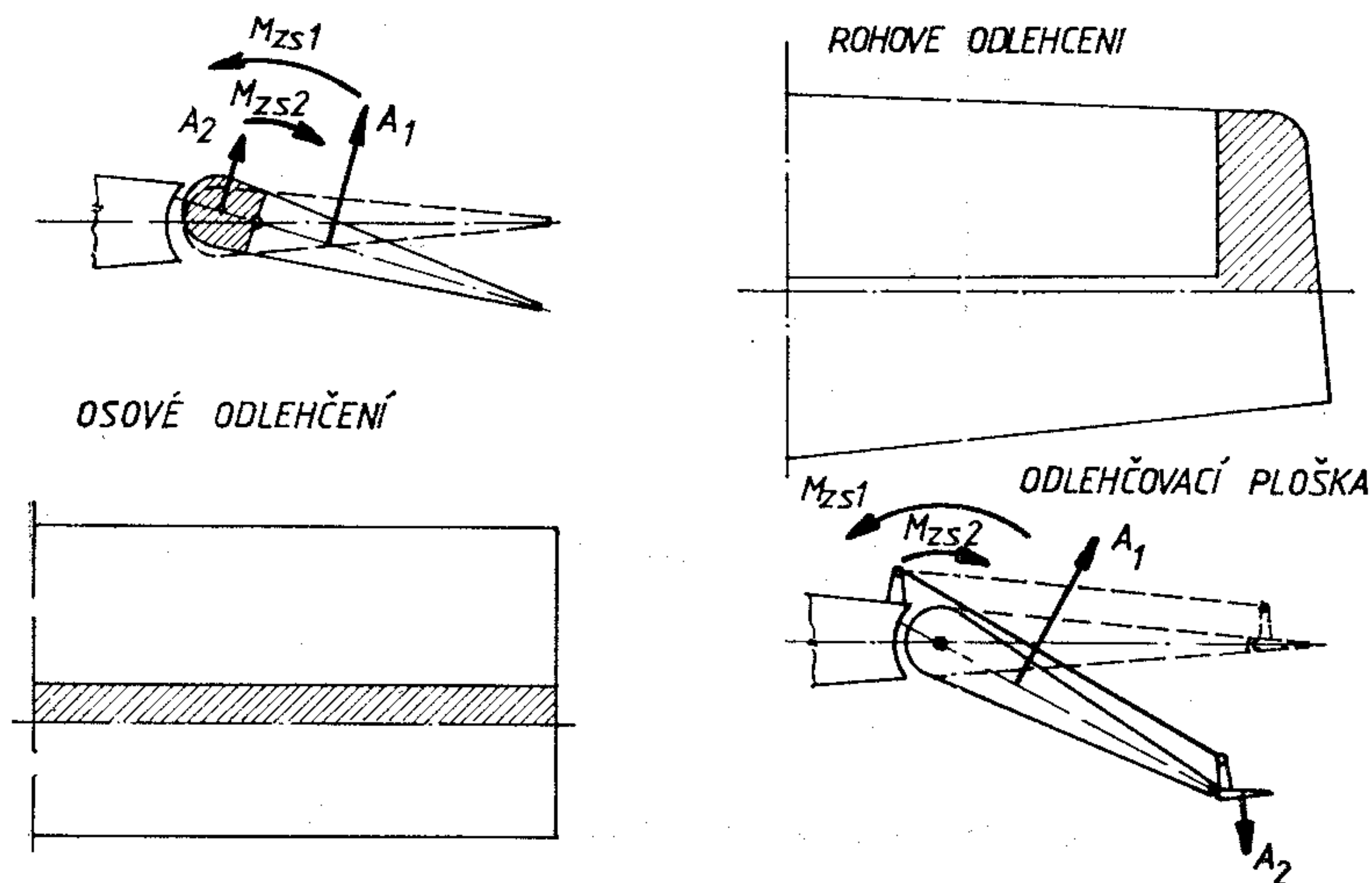
Velikost sil na řídicí páce upravujeme aerodynamickým odlehčením a vyvážením kormidel.

*Aerodynamickým odlehčením* snižujeme přírůstek síly na řídidle (řídicí páka nebo pedály) při vychýlení kormidla.

*Osově aerodynamické odlehčení*, viz obr. 3/29, spočívá v tom, že osa otáčení kormidla (osa závěsů) je posunuta

dozadu, takže před osou otáčení vznikne část kormidla, která dává opačný závěsový moment.

*Rohově odlehčení* (viz obr. 3/29) je založeno na stejném principu. Odlehčovací plocha je umístěna na konci kormidla, její těžiště je vysunuto hodně dopředu, takže její účinnost je značná, i když je v oblasti poměrně nízkého vztlaku.

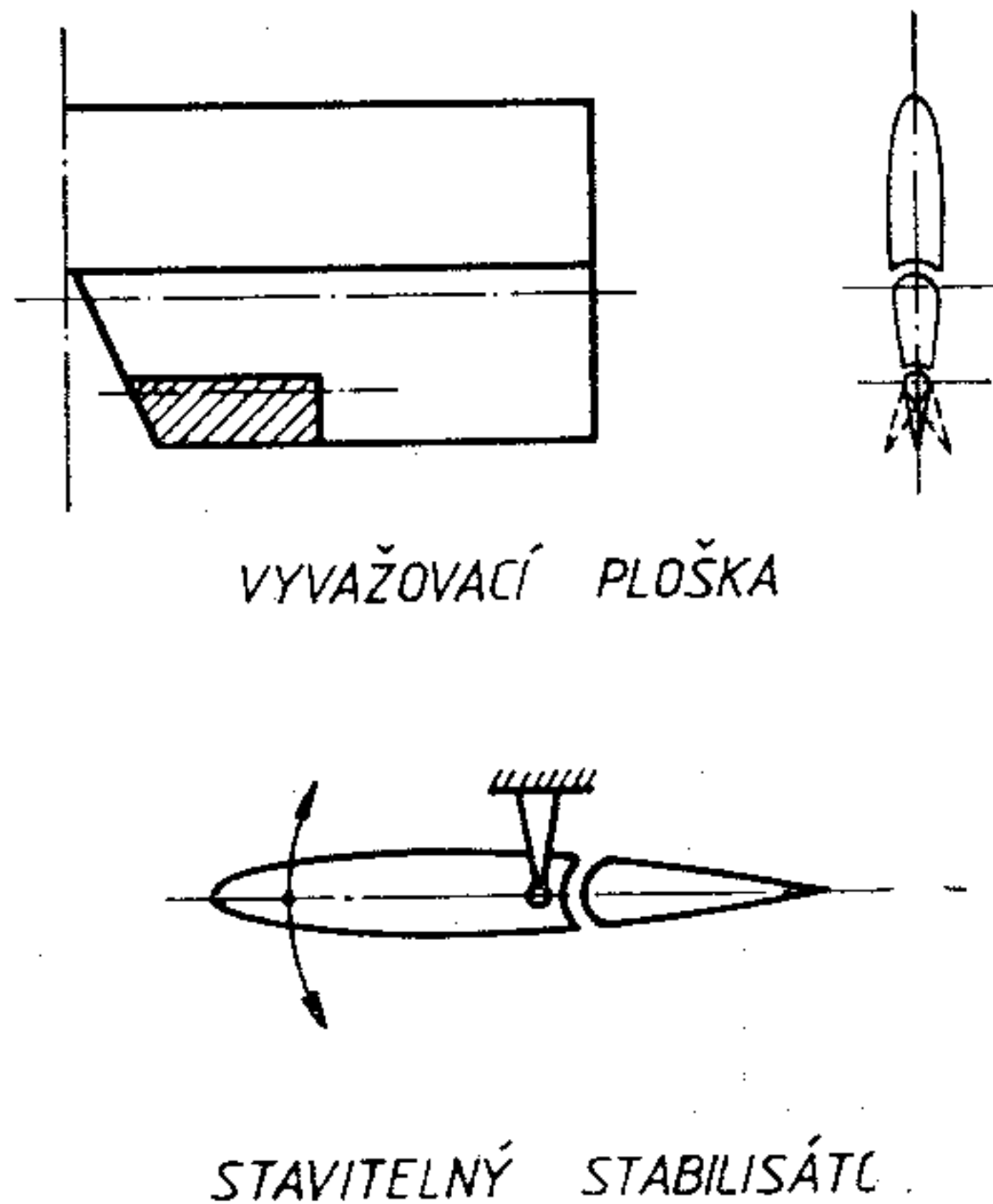


Obr. 3/29. Aerodynamické odlehčení kormidel

Aerodynamické odlehčení pomocí *odlehčovací plošky* kloubově spojené tuhým táhlem s pevnou částí plochy před kormidlem je rovněž velmi účinné. Při vychýlení kormidla se ploška automaticky vychyluje na opačnou stranu, viz obr. 3/29. Aerodynamická síla vzniklá na poměrně malé plošce dává vzhledem k větší vzdálenosti dostatečně velký moment k ose závěsů. Tento moment je opačného smyslu než vlastní závěsový moment kormidla a odlehčuje tak sílu na řídicí páce. Účinek všech uvedených odlehčení se mění plynule s výchylkou kormidla, je úměrný její velikosti.

*Aerodynamické vyvážení* kormidel zajišťuje požadovanou vyvažitelnost stanovených režimů letu. Jde o dosažení nulové síly na řídicích v co největším rozsahu režimu letů.

Nejpoužívanějším prostředkem aerodynamického vyvážení je *vyvažovací ploška*, viz obr. 3/30. Velikostí a umístěním na odtokové hraně kormidla je podobná odlehčovací plošce — viz obr. 3/31, na kterém jsou vidět dvě na první pohled stejné plošky na výškovce letounu Z-42. Jedna je však odlehčovací, zapojená podle obr. 3/29 (na spodní straně výškovky), druhá vyvažovací, ovladatelná pilotem z kabiny nezávisle na výchylce kormidla. Je-li vyvažovací



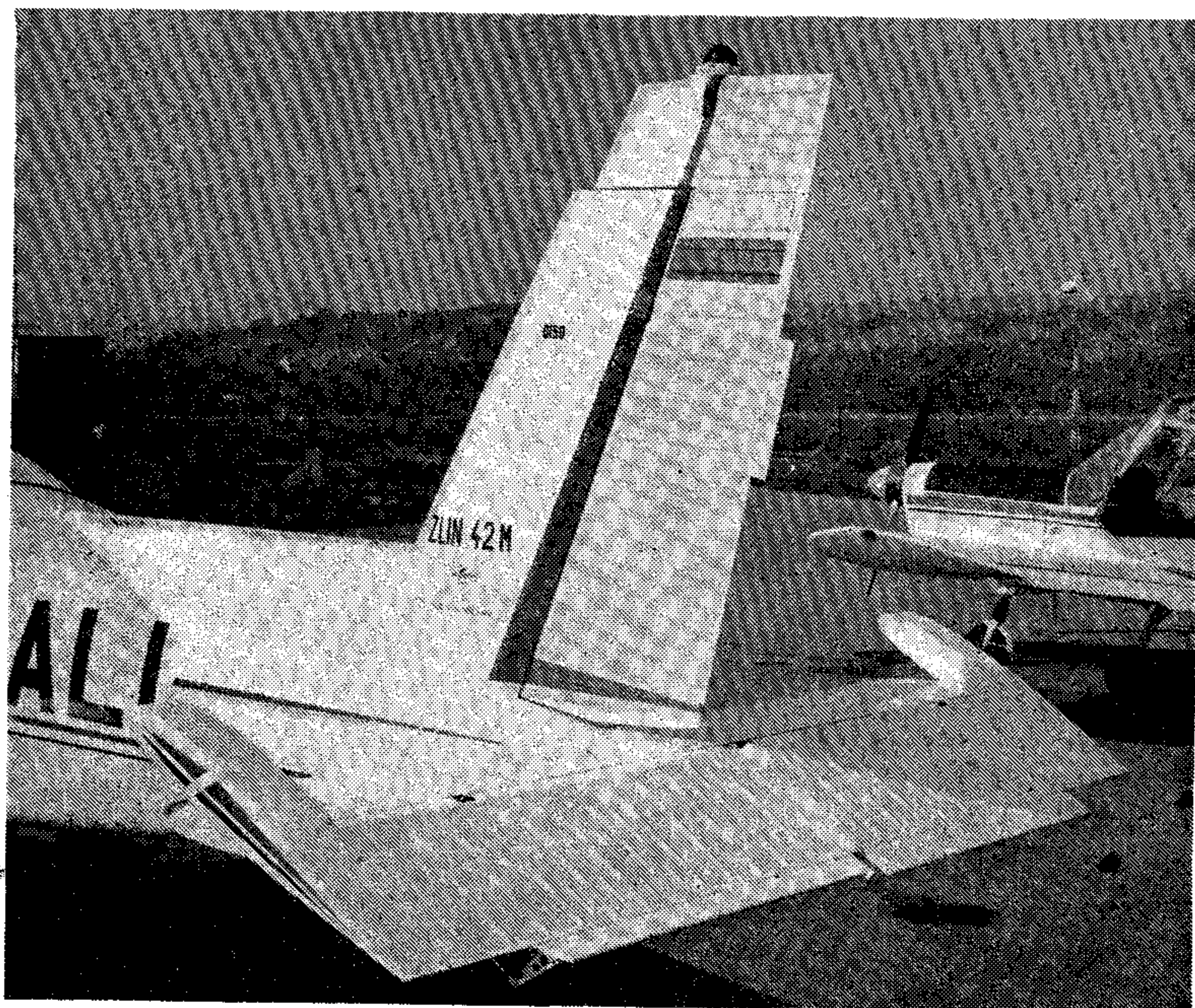
Obr. 3/30. Aerodynamické vyvážení kormidel

ploška nastavena na jednu výchylku proti kormidlu, odpovídá tomu jedna rychlost letu, při které je nulová síla na řídicí páce v podélném směru. Pro jinou rychlost (jiný režim letu) musíme znovu vyvážit, tj. přestavit výchylku vyvažovací plošky do potřebné polohy.

Nulovou sílu na řídicí páce můžeme dosáhnout i použitím *stavitelného stabilizátoru* (obr. 3/30). U něj je možno za letu měnit úhel nastavení vůči pevným částem letounu. Tím je možno dosáhnout nulové síly na řídicí páce v širokém rozsahu režimů letu i s kormidlem bez vyvažovací plošky.

Zatím jsme mluvili prakticky pouze o podélném vyvažování. K vyvážení směrovky a křidélek se často používají jen pevné plošky, přestavitelné na jiný úhel jen ohnutím na zemi. Nastaví se zkusmo tak, aby síla v řízení byla nulová nebo minimální při nejvíce používaném cestovním režimu letu.





Obr. 3/31. Ocasní plochy letounu Z-42 M

### 3.3.3. PODÉLNÁ STABILITA A ŘIDITELNOST

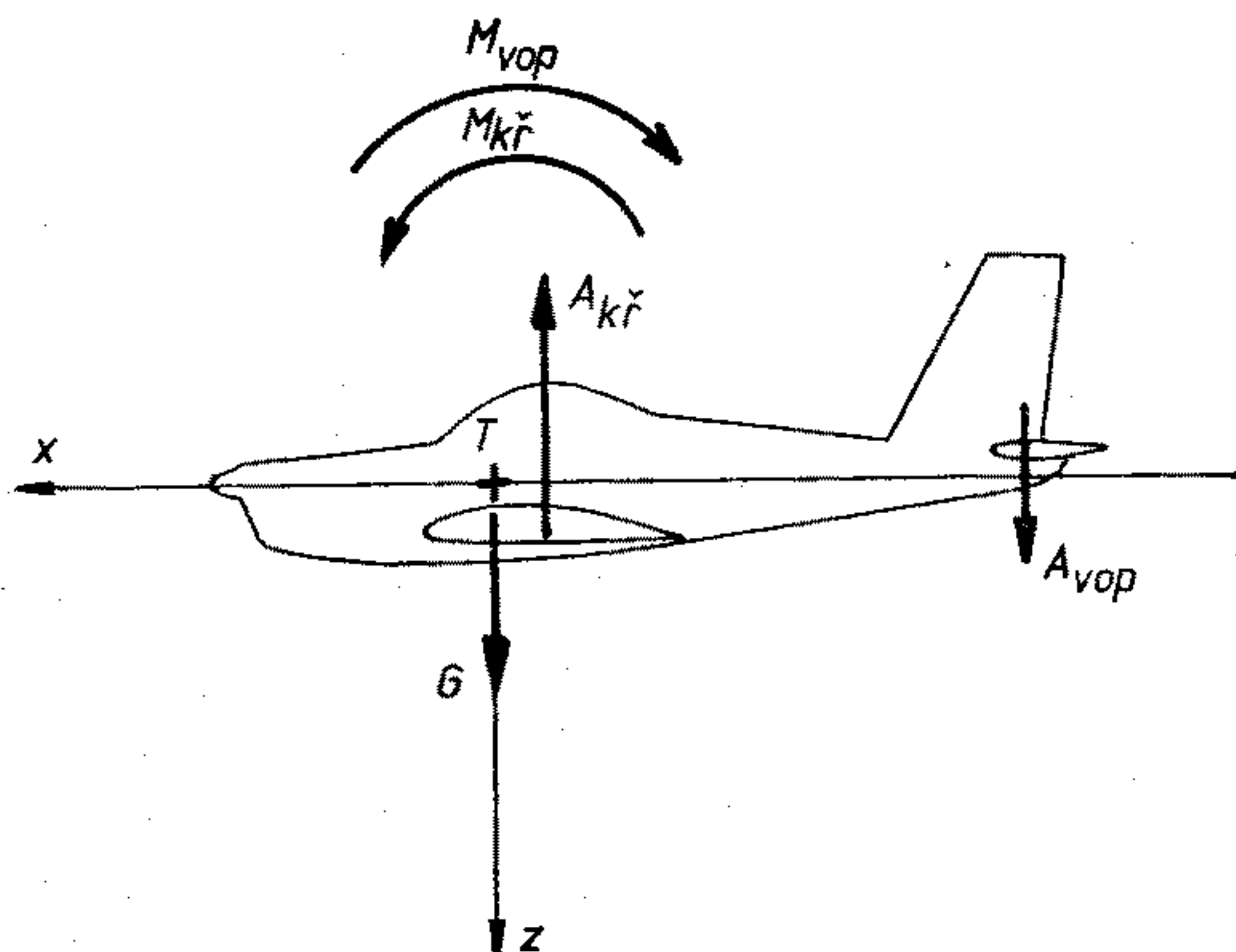
Je to stabilita letu, při němž porucha vyvolává pouze změny rychlosti letu v rovině souměrnosti a změny klopení. Dále budeme uvažovat ustálené lety. Pak představuje podélná stabilita schopnost udržovat stálou rychlost letu, tj. stálý úhel náběhu, resp. stálý sklon dráhy horizontálního stoupavého nebo klesavého letu.

Pro takový let je důležitá rovnováha momentů k těžišti letadla  $T$ . Taková rovnováha je zobrazena na obr. 3/32. Vztlak křídla  $A_{kr}$  dává k těžišti moment  $M_{kr}$ . Vztlak vodorovných ocasních ploch (VOP)  $A_{VOP}$ , zvaný často vyvažující síla, dává moment stejné velikosti, ale opačného smyslu. Tím se dosahuje momentová rovnováha k těžišti.

Případ s vyvažující silou směřující dolů je nejčastější. Při větších úhlech náběhu, a tudíž větších součinitelích vztlaku, se někdy dostává působiště vztlaku křídla před



těžiště letounu. Bývá tomu tak zejména u letounů se zadnější polohou těžiště. V těchto případech působí vyvažující síla na VOP ve smyslu nahoru a přispívá tím vhodně k celkovému vztlaku letounu. U větroňů se toho často zá-



Obr. 3/32. Momentová rovnováha k těžišti

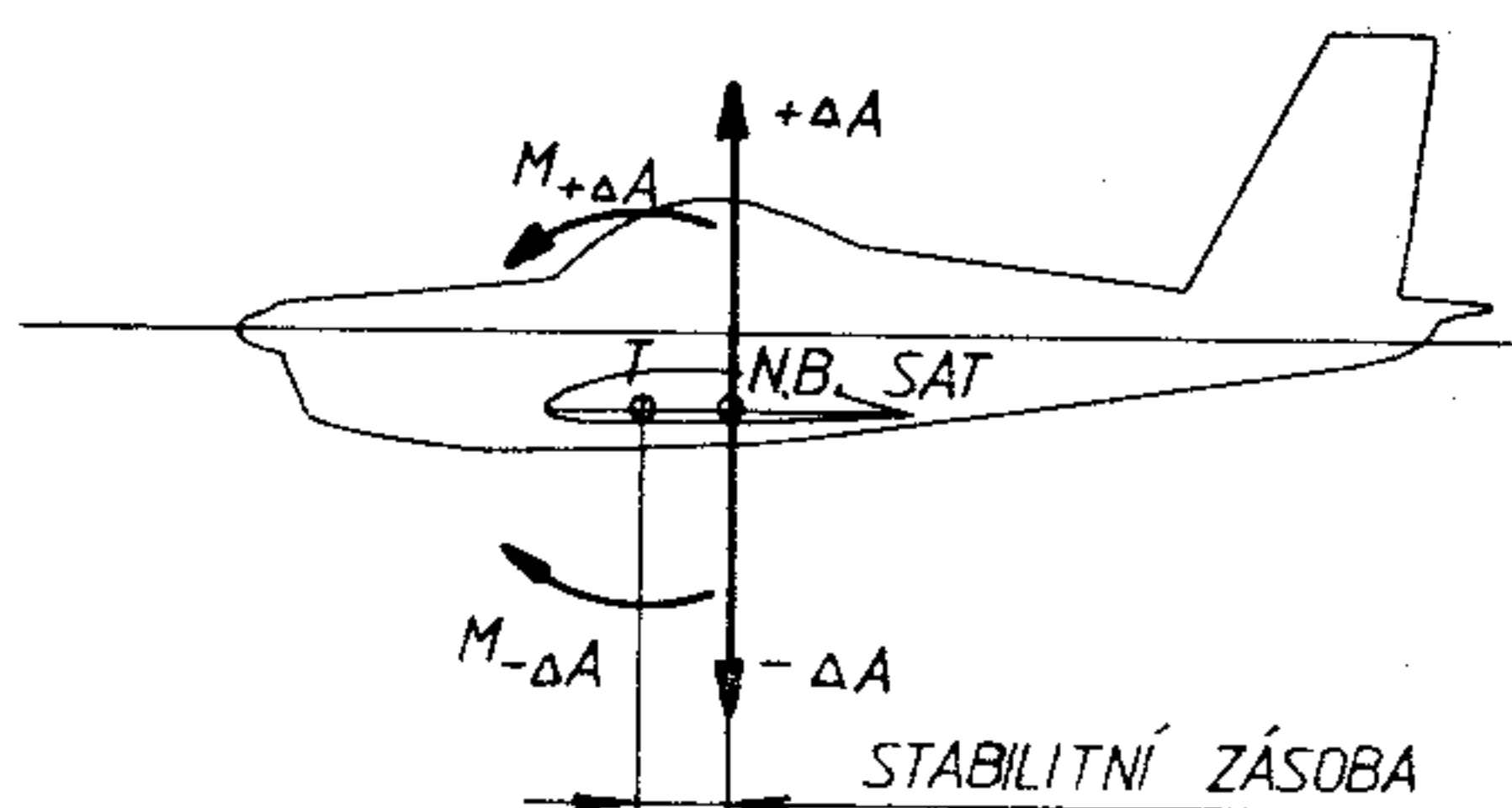
měrně využívá, protože u nich je vítané každé, i malé zlepšení aerodynamické jemnosti letadla.

Pro podélnou stabilitu letadla je rozhodující vzájemná poloha těžiště  $T$  a neutrálního bodu  $N.B.$  Poloha obou bodů bývá vtažena na střední aerodynamickou tětivu (SAT) a udává se v procentech její délky. Takto vztažené poloze těžiště se říká *centráž*. Vzájemná vzdálenost těžiště a neutrálního bodu je tzv. statická nebo stabilitní zásoba letadla.

Neutrální bod lze (za jistých předpokladů) považovat za aerodynamický střed letadla s obdobnými vlastnostmi jako má aerodynamický střed profilu, tzn. součinitel momentu k němu je stálý při jakékoliv velikosti úhlu náběhu. Při změně úhlu náběhu dochází ke změně součinitele vztlaku, ale nedochází ke změně součinitele momentu. Přírůstek nebo úbytek součinitele vztlaku a za jistých předpokladů i samotné vztlakové síly působí tedy v aerodynamickém středu nebo neutrálním bodu, viz obr. 3/33.

Předpokládejme, že letadlo letící přímočaře ustáleně vletí náhle do stoupavého proudu. Při tom se v prvním momentě zvětší úhel náběhu i vztlak. Přírůstek vztlaku

$+\Delta A$  v neutrálním bodě (obr. 3/33) způsobí k těžišti klopivý moment, který vrací letadlo zpět do původního režimu letu, na menší úhel náběhu. Při náhlém vlétnutí do



Obr. 3/33. Vznik vratných momentů k těžišti

klesavého proudu dojde ke zmenšení úhlu náběhu a vztlaku. Úbytek vztlaku  $-\Delta A$  (obr. 3/33) působící v neutrálním bodě vyvolá k těžišti letadla moment, který vrací letoun na původní, větší úhel náběhu.

Aby byl let *podélně staticky stabilní*, musí být těžiště umístěno před neutrálním bodem. Kdyby bylo těžiště za *N. B.*, měly by přírůstky vztlaku v něm působící destabilizující účinek. Např. při náhodném zvětšení úhlu náběhu by přírůstek vztlaku v *N.B.* způsobil moment k těžišti, který by dále zvětšoval úhel náběhu, let by byl *staticky nestabilní*. Při umístění těžiště v neutrálním bodě by vznikla tzv. *neutrální stabilita letu*. Po náhlé změně úhlu náběhu by nevznikal vratný moment a letoun by dále letěl na novém úhlu náběhu.

Z jednotlivých částí letounu jsou z hlediska podélné stability nejdůležitější vodorovné ocasní plochy. Mimo to, že zajišťují momentovou rovnováhu k těžišti (obr. 3/32), mají i rozhodující podíl na vzniku vratných momentů vznikajících po poruše. Při zvětšení úhlu náběhu letounu se zvětší i úhel náběhu VOP. Přírůstek vztlaku na VOP, směřující nahoru, vyvolá klopivý moment k těžišti „na hlavu“, který vrací letadlo na původní úhel náběhu. Tento stabilizující moment závisí jednak na velikosti VOP, jednak na jejich vzdálenosti od těžiště.

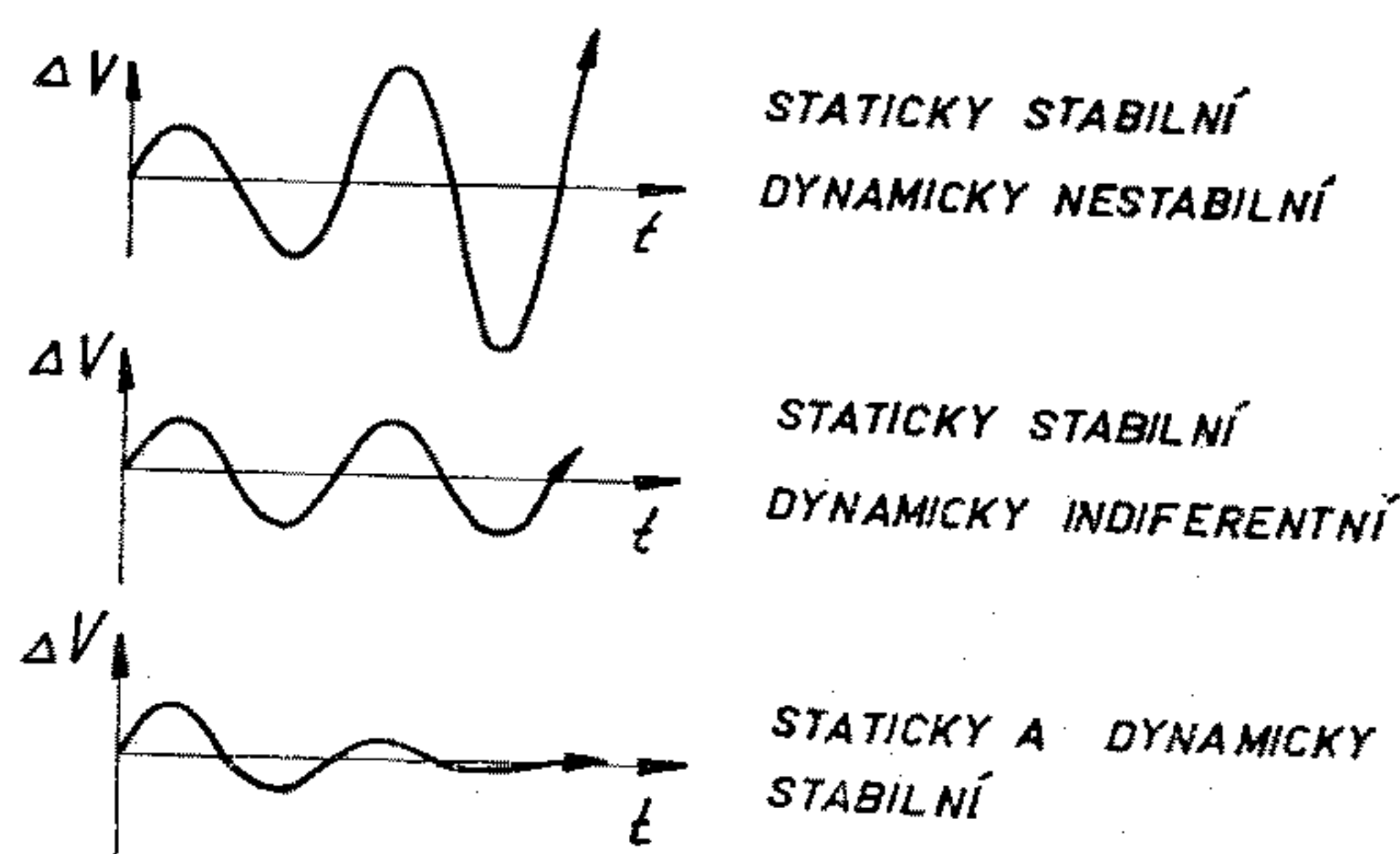
### 3.3.3.1. STATICKÁ A DYNAMICKÁ STABILITA

Při poruchách rovnovážného letu v podélném směru nastává změna úhlů náběhu, úhlu podélného sklonu a tím i změna rychlosti letadla.



U podélně staticky stabilního letu vzniká proti této výchylce moment aerodynamických sil k těžišti, který vrací letadlo zpět do původní rovnovážné polohy. Kdyby vznikal moment zvětšující výchylku, let by byl podélně staticky nestabilní. V případě, že by nevznikal k těžišti moment aerodynamických sil, režim letu by měl neutrální stabilitu.

Samotná podélná statická stabilita však nestačí, letadlo musí mít dynamicky stabilní režimy letu. Letadlo ve staticky stabilním letu se může vracet k rovnovážné poloze, ale může nastat případ, že po překmitnutí na opačnou



Obr. 3/34. Případy podélné stability letu

stranu se třeba vlivem setrvačných sil výchylka zvětšuje. Nastane netlumené kmitání se zvětšující se amplitudou (výchylkou). Režim letu je dynamicky nestabilní, viz obr. 3/34. Další případ je netlumené kmitání kolem rovnovážné polohy se stále stejnou výchylkou; let je staticky stabilní, ale dynamicky neutrální (indiferentní). Konečně ve třetím případě se letadlo po výchylce vrací do rovnovážného stavu, po překmitnutí na opačnou stranu se výchylka zmenšuje, kmitání je tlumené, let je tedy staticky i dynamicky stabilní.

Skutečný pohyb letounu po poruše v podélném směru se skládá ze dvou kmitavých pohybů. První jsou tzv. *rychlé kmity*, kterými se letoun vrací na původní úhel náběhu. Protože jde o pohyb rychlý, vyžaduje se také, aby byl silně tlumený. Druhé jsou *pomalé kmity*. Při nich je úhel náběhu již ustálen přibližně na původní hodnotě a mění se hodnota úhlu podélného sklonu, výšky a rychlosti. Poněvadž tyto kmity trvají dlouhou dobu, piloti si je obvykle neuvě-

domují. Proto nejsou tak přísné požadavky na jejich tlumení.

### 3.3.3.2. PODÉLNÁ OVLADATELNOST A OBRATNOST

Chceme-li změnit rychlost letu, musíme výchylkou výškového kormidla způsobit změnu vztlaku na VOP a tím vyvolat klopivý moment k těžišti letounu, který způsobí zmenšení nebo zvětšení úhlu náběhu, změnu rychlosti letadla a změnu sklonu dráhy. Výchylce řídicí páky odpovídá určitá síla, jejíž velikost se mění s velikostí požadované odchylky rychlosti od rychlosti původního vyváženého režimu letu. Tuto sílu můžeme použít jako měřítko *podélné ovladatelnosti*. Běžným kritériem je tzv. *síla na deset procent*. Je to síla, kterou musí pilot působit na řídicí páku, aby letadlo přešlo z vyváženého letu (s nulovou silou na řídicí páce) na rychlost o deset procent větší nebo menší.

Síla na deset procent má pro různé kategorie letadel vždy určitou optimální hodnotu. Příliš velká síla zhoršuje ovladatelnost letadla — změna režimu vyžaduje nadměrnou námahu pilota. Naopak, při malé síle na deset procent je řízení příliš lehké a síly v řízení neinformují dostatečně pilota o změně režimu letu.

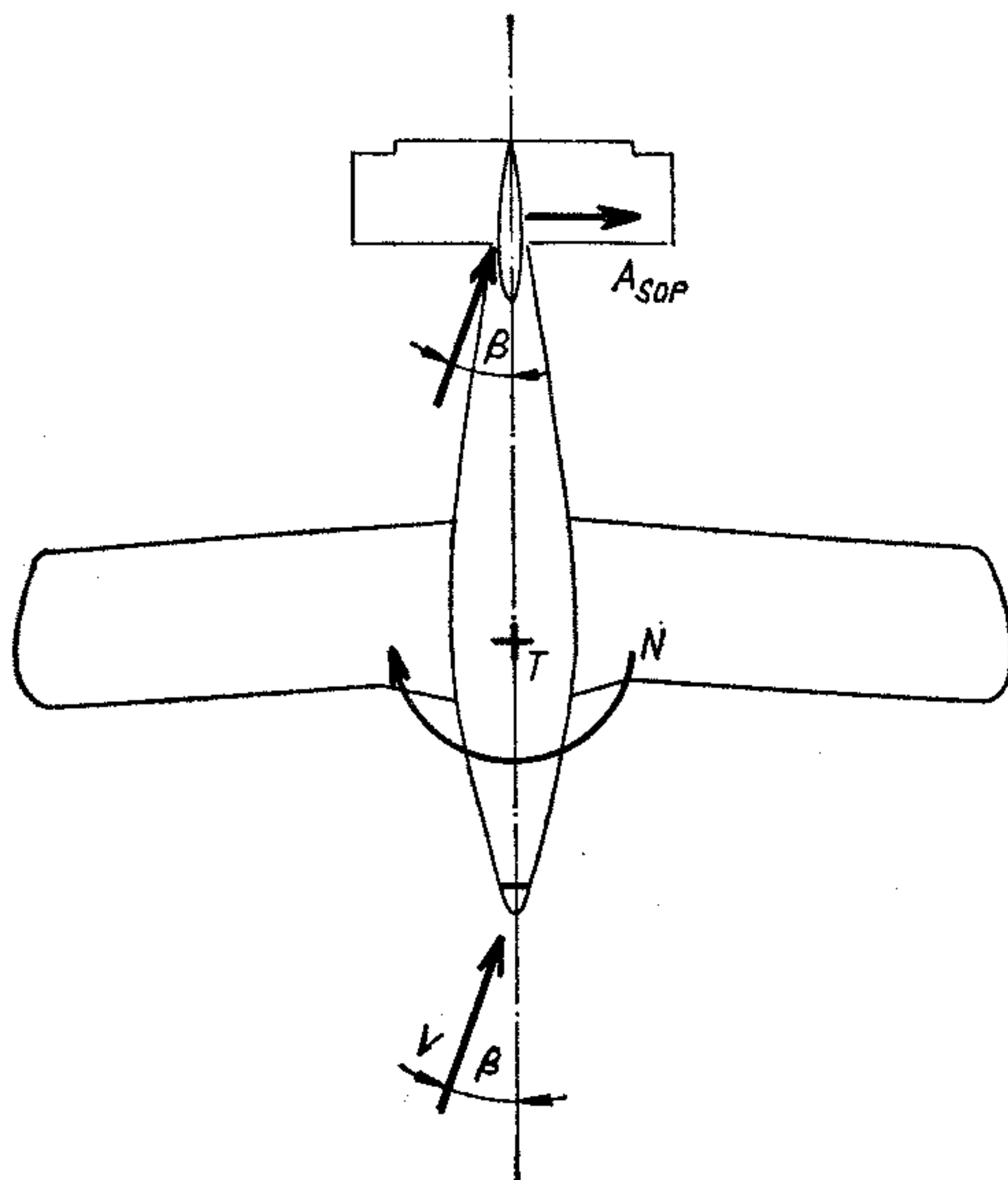
*Podélnou obratnost* letadla posuzujeme z hlediska schopnosti provádět jednoduché obraty. Přitom se letoun pohybuje po křivočarých drahách, což vyžaduje změny vztlaku a je provázeno vznikem násobků zatížení. Jako kritérium pro posouzení podélné obratnosti se používá tzv. *síla na násobek*, tj. síla potřebná ke změně násobku o jedničku (např. z  $n = 1$  na  $n = 2$ ). Příliš velká síla na násobek zhoršuje obratnost a zvyšuje námahu pilota. Při malé hodnotě této síly však hrozí nebezpečí, že pilot může malou silou vyvolat velké násobky ohrožující pevnost letadla.

### 3.3.4. STRANOVÁ STABILITA A ŘIDITELNOST

Stranová stabilita se vztahuje k letům, při nichž porucha vyvolává stranový pohyb letadla, tj. pouze změny jeho klonění, zatačení a bočení. Tyto pohyby se vzájemně ovlivňují a nemůžeme je posuzovat odděleně.

### 3.3.4.1. VZÁJEMNÁ SOUVISLOST STRANOVÝCH POHYBŮ

Případů vzájemného ovlivnění bočního sunutí (bočení), klonění a zatačení je velké množství. Chování letounu po poruše však snad nejvíce ovlivňují dva případy. Je to zatačení a klonění, vznikající při letu s vybočením.



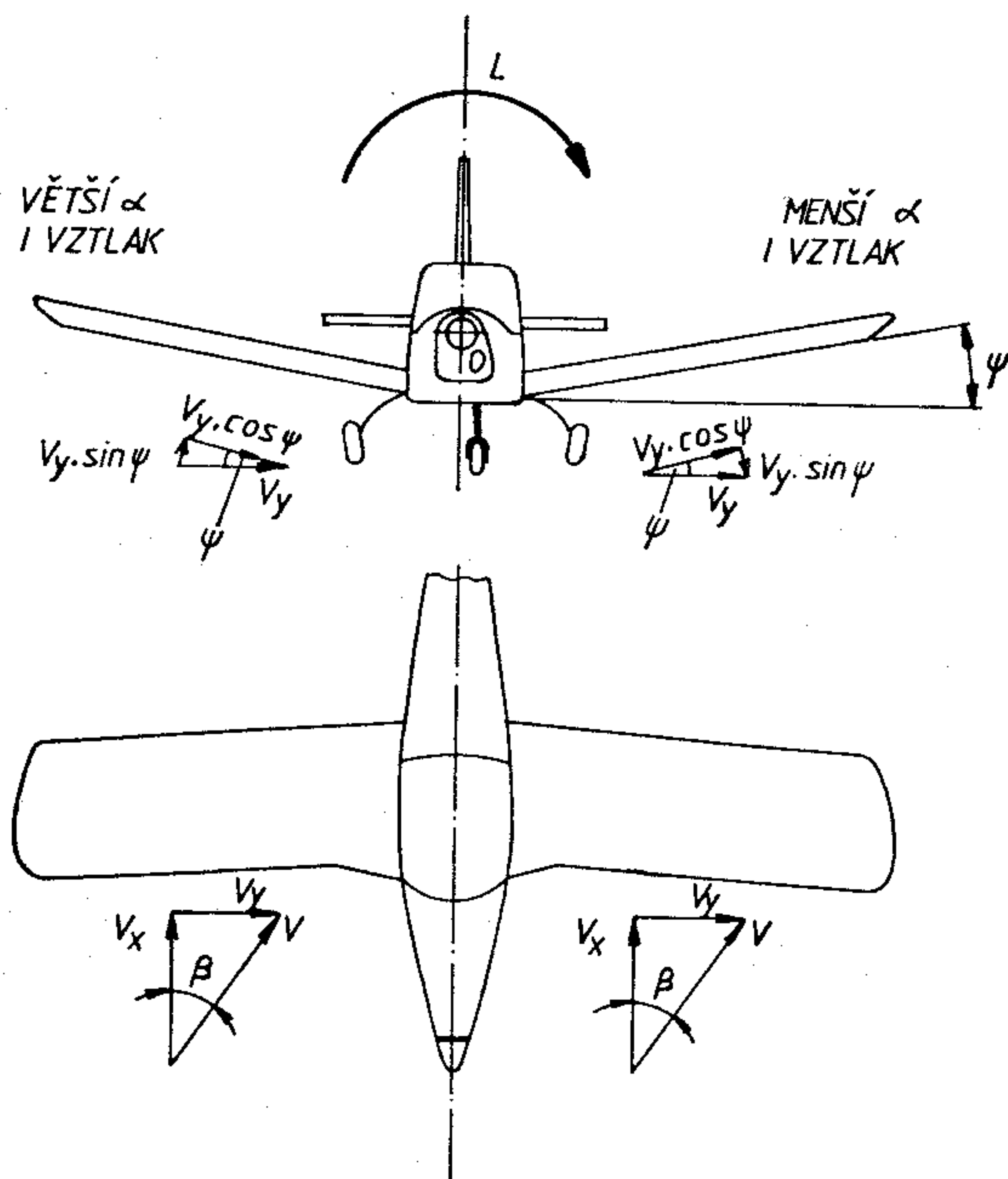
Obr. 3/35. Zatačení vznikající při vybočení

Zatačení z vybočení vzniká zejména vlivem svislých ocasních ploch (SOP), viz obr. 3/35. Při vybočení letadla o úhel  $\beta$  vznikne na SOP aerodynamická síla  $A_{SOP}$ , která vyvolá zatačivý moment k těžišti letadla  $N$ . Ten natáčí letadlo do směru rychlosti přitékajícího proudu  $V$  ve smyslu odstranění vybočení. Má stabilizační účinek, proto se někdy nazývá *statickou směrovou stabilitou*.

Klonění z vybočení vzniká zejména vlivem vzepětí křídla (obr. 3/36). Rychlost proudění vzduchu  $V$  rozložíme na obou polovinách křídla na složku ve směru podélné osy letounu  $V_x$  a na složku ve směru bočné osy  $V_y$ . Je zřejmé, že složka  $V_x$  ofukuje obě půlky křídla pod stejným úhlem náběhu a dává na obou křídlech stejný vztlak. Složka  $V_y$  se vlivem vzepětí rozkládá na obou polovinách křídla na složku rovnoběžnou s rovinou křídla  $V_y \cdot \cos \phi$  a kolmou na rovinu křídla  $V_y \cdot \sin \phi$ . Z hlediska sledova-



ného účelu je důležitá zejména kolmá složka. Ta na první polovině křídla z hlediska bočního sunutí zvětšuje úhel náběhu a tím i vztlak, na druhém křídle zmenšuje úhel náběhu i vztlak. Výsledkem je klonivý moment k těžišti letadla  $L$ . Tento moment zvedá přední část křídla ve sklu-



Obr. 3/36. Klonění vznikající při vybočení

zech (přímočarých letech s vybočením a náklonem). Jde o projev tzv. *statické příčné stability*.

Statická směrová i příčná stabilita jsou podobně jako statická podélná stabilita jen nutnou, nikoliv však dostačující podmínkou pro celkovou stranovou stabilitu, zvanou někdy též dynamickou.

Podobně jak vybočení ovlivňuje klonění a zatáčení, ovlivňuje zatáčení klonění a vybočení a klonění ovlivňuje bočení a zatáčení. Na vzájemném ovlivnění se zúčastní prakticky všechny části letadla, které přijdou do styku se vzduchem, ne však všechny stejnou měrou.

Pro dynamickou stabilitu jsou důležité ještě tlumicí momenty stranových pohybů. Je to klonivě tlumicí mo-

ment, který je způsoben hlavně křídlem a směřuje proti smyslu klonění. Potom je to zatačivě tlumicí moment, který směřuje proti smyslu zatačení a je způsoben SOP.

#### 3.3.4.2. STRANOVÁ DYNAMICKÁ STABILITA

Po „stranové“ poruše rovnovážného letu vzniknou tři druhy pohybů, které charakterizují stranovou dynamickou stabilitu letu letadla. Dva z těchto pohybů jsou nekmitavé, jeden je kmitavý.

1. *Rychlé utlumení klonění.* Projevuje se rychlým utlumením náhodného klonění. Jde o pohyb nekmitavý.
2. *Spirálový pohyb.* Je rovněž nekmitavý. Bývá často nestabilní, tzv. spirálová divergence — zejména při větších úhlech náběhu. V tom případě přechází letoun pomalu do strmé zatačky — spirály (odtud název). Přechod je ovšem tak pomalý, že pohyb není nebezpečný. Pilot si jej obvykle neuvědomuje nebo jej považuje za důsledek turbulence ovzduší a podvědomě jej vyrovná. Opakem je spirálová konvergence — tlumený nekmitavý pohyb.
3. *Stranové kmity* jsou třetím pohybem. Při nich se periodicky mění vybočení klonění a zatačení. Na rozdíl od spirálové divergence jsou stranové kmity poměrně rychlé a netlumené by mohly ohrozit bezpečnost letu. Proto se vyžaduje jejich dobré tlumení.

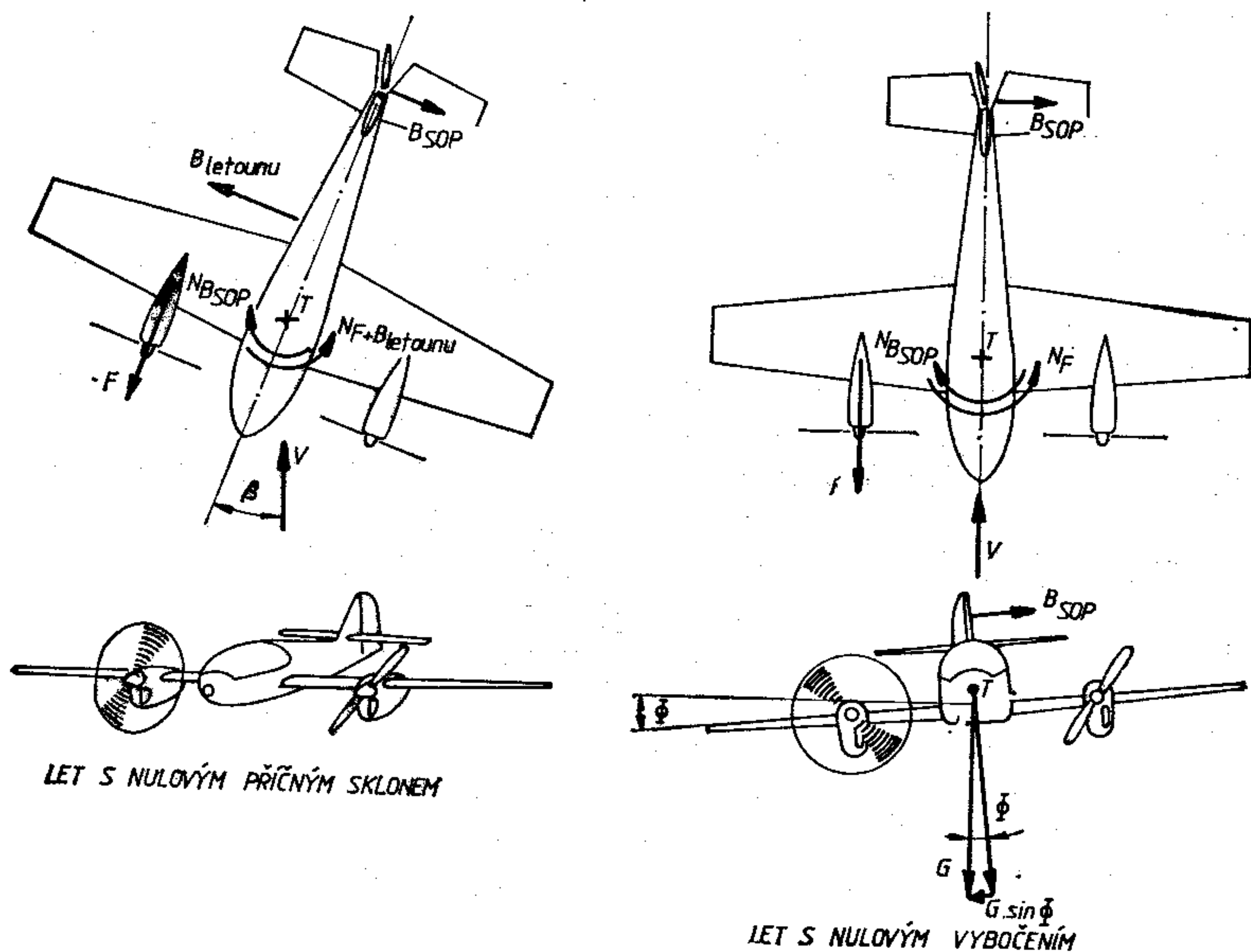
#### 3.3.4.3. STRANOVÁ OVLADATELNOST A PŘÍČNÁ OBRATNOST

Stranová ovladatelnost se týká řízení ustálených letů křídélky a směrovým řízením.

U symetrických letounů symetricky ofukovaných v přímočarých ustálených letech nejsou žádné trvalé výchylky směrovky ani křídélek. To je případ kluzáků.

U jednomotorových letounů přináší vrtule jisté nesy-metrie. Např. proti reakčnímu momentu vrtule je nutno vychýlit křídélka. Zkroucení vrtulového proudu má za následek vznik aerodynamické síly na svislé ocasní ploše, zatačivý moment k těžišti a nutnost vyrovnat jej vychýlením směrovky (viz též část 2 — Aerodynamika, kapitola 2.7.6.1.). Výchylky i síly na křídélkách a směrovce jsou však v těchto případech poměrně malé a odstraňují se částečně nebo úplně pro nejčastěji používané režimy letu jednorázovým vychýlením pevných vyvažovacích plošek na příslušných kormidlech.

U vícemotorových letadel vzniká problém ovladatelnosti letadla při nesymetrickém tahu vzniklém v důsledku vysazení některého motoru. Předpokládejme např. dvoumotorové letadlo, u kterého vysadí levý motor. Tah pravého motoru vyvolá zatačivý moment, který otáčí letadlem vlevo. Přímočarý ustálený let je možný jen vyrov-



Obr. 3/37. Způsoby letu s dvoumotorovým letounem při vysazení jednoho motoru

náním tohoto zatačivého momentu momentem od bočné síly vzniklé na SOP vychýlením směrového kormidla, v tomto případě doprava. Přitom je možno letět s nulovým příčným sklonem letadla nebo s jistým příčným sklonem, nejlépe na stranu pracujícího motoru. Při letu bez příčného sklonu letíme s vybočením a bočná síla na SOP od výchylky směrovky je vyrovnána bočnou silou letounu, plynoucí z vybočení, viz obr. 3/37. Takový let je z hlediska pilotáže lehký. Nulový příčný sklon udržujeme kuličkou mezi ryskami příčného sklonoměru. Letadlo však má díky vybočení větší odpor. Druhý způsob letu je let s potřebným příčným sklonem bez vybočení. Při pravém pracujícím motoru vychýlíme směrovku



vpravo a letoun nakloníme vpravo. Zatačivý moment motoru k těžišti je vyrovnán momentem bočné síly na SOP. Tato síla je pak vyrovnána bočnou složkou tíhy letadla, vznikající při příčném sklonu potřebné velikosti, viz obr. 3/37. Tento let je aerodynamicky výhodnější, udržování nulového vybočení je však obtížné, protože letouny nebývají vybaveny vhodným přístrojem. Lze provést i let s příčným sklonem na stranu nepracujícího motoru. Tento let však vyžaduje ještě větší vybočení než let s nulovým příčným sklonem. Je nesprávný a při malých rychlostech i nebezpečný. Pádová rychlost je díky vybočení o mnoho vyšší než při symetrickém ofukování letounu.

*Příčnou obratnost* letadla posuzujeme podle účinku křídélek. Měřítkem by mohla být úhlová rychlost klonění kolem podélné osy letounu  $\Omega_x$ . Tato veličina má však nevýhodu v tom, že se mění (roste) s rychlostí letu. Proto bývá za kritérium příčné obratnosti volena z ní odvozená bezrozměrná hodnota, která je na rychlosti letu při konstantní výchylce křídélek nezávislá. Je určena vztahem:

$$\overline{\Omega}_x = \frac{\Omega_x \cdot l}{2 \cdot V},$$

kde je  $l$  ... rozpětí křídla,

$V$  ... rychlost letu,

$\Omega_x$  ... úhlová rychlost klonění.

Je to vlastně poměr obvodové rychlosti špičky křídla  $\Omega_x \cdot \frac{l}{2}$  k dopředné rychlosti letu letadla  $V$ . Vyžaduje se, aby tento poměr dosahoval hodnoty minimálně 0,07.

### 3.3.5. KOMPLEXNÍ ŘIDITELNOST

Komplexní řiditelnost letu letadla je charakterizována účinkem hlavních řídicích a přípustí pohonných jednotek při složitějších obratech a manévrech, při kterých se používá k řízení jeden nebo více řídicích orgánů letadla současně a jejich výchylky jsou složitějšími funkcemi času.

Z případů komplexní řiditelnosti si zde všimneme pádů, vývrtek a akrobacie.

### 3.3.5.1. PÁD

Pád letadla nastane při přetažení přes kritický úhel náběhu  $\alpha_{krit}$  za předpokladu, že nastane symetrické nebo téměř symetrické odtržení proudu na obou křídlech. Letadlo může přejít do pádu neúmyslně při neopatrném provádění nějakého obratu nebo úmyslně při nácvičku jeho vybrání.

K úmyslnému provádění pádů přivedeme letoun přitahováním řídicí páky za  $\alpha_{krit}$ . Rozsáhlé odtržení proudu na křídle má za následek pokles vztlaku a tím prosedání letounu, jehož tíha není vyvážena. Přitom nastává klopení letounu ve smyslu „na nos“, které si zjednodušeně vysvětlíme tím, že na VOP vznikne v důsledku prosedání letounu a odpovídající změně úhlu náběhu (více kladný) přídatná aerodynamická síla směřující nahoru a tím klonivý moment k těžišti letounu ve smyslu „na nos“.

Charakter pádu je závislý na rychlosti přitažení řídicí páky a podélném sklonu, na který je přitom letoun přiveden. Dostaneme tak celou škálu pádů od pomalého prosedání přes mírné pády k více vytaženým neboli ostrým pádům. Na podrobný rozbor pilotáže v jednotlivých případech zde není místo. Uvedeme si jen, že v každém případě je při vybírání nutno přejít potlačením na podkritický úhel náběhu, aby nedošlo k novému pádu.

Letoun může přijít do pádu s *motorem jdoucím na volnoběh* nebo pracujícím s *určitou plynovou přípustí*. Pádová rychlost s volnoběhem je velmi blízká minimální rychlosti vodorovného letu, jak jsme si ji uvedli v kapitole 3.2.2. S motorem na vyšší plynové přípustí pádová rychlost silně klesá díky složce tahu do směru vztlaku při velkém (kritickém) úhlu náběhu.

Přivést letoun k odtržení proudu na křídle je možno i při vyšší rychlosti. Takový *pád na rychlosti* je nepříjemně prudký a vzniká při něm i vyšší násobek zatížení.

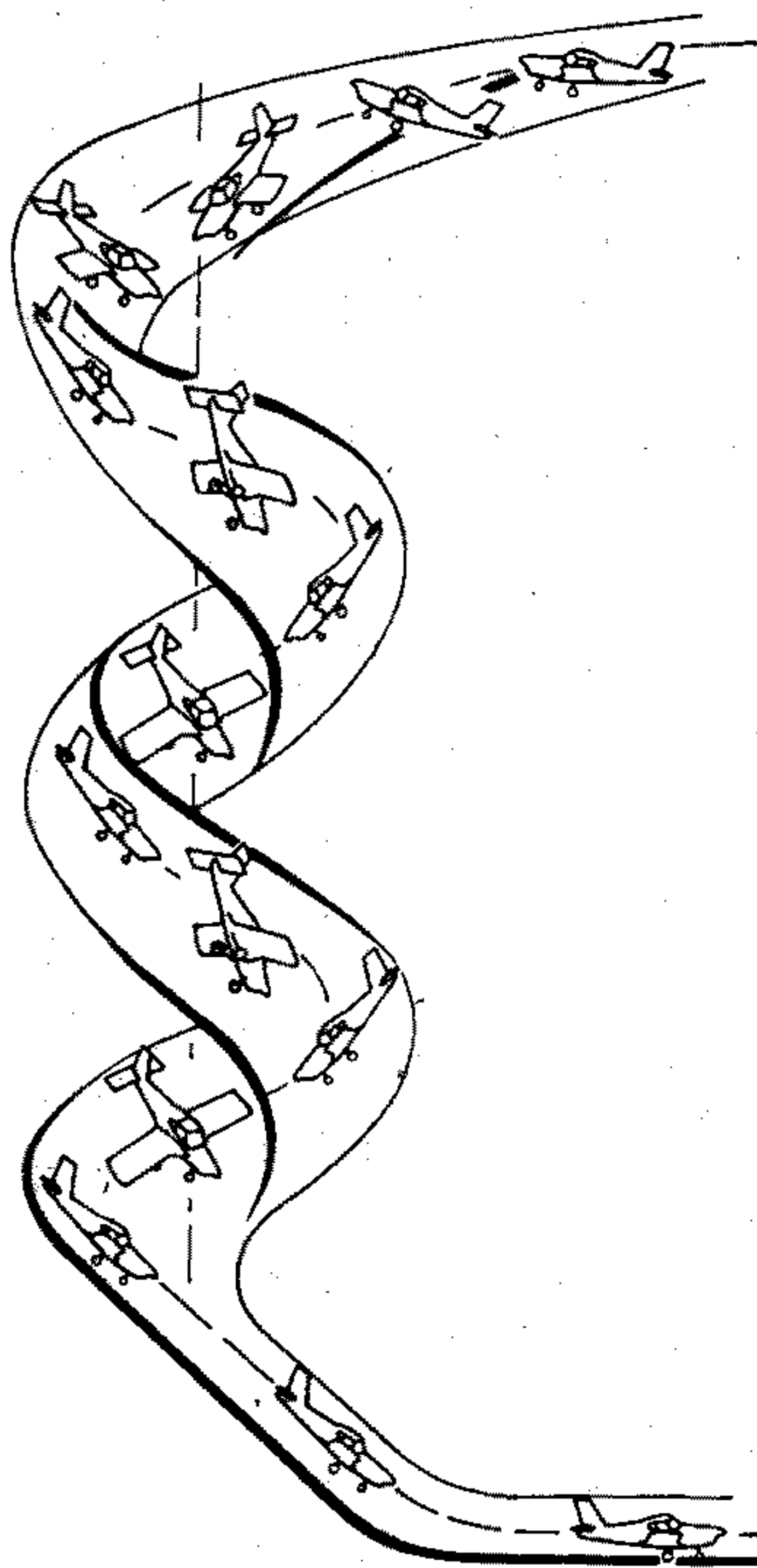
Dojde-li k mírně nesymetrickému odtržení proudu, nemusí přejít letoun hned do vývrtky. Může vzniknout jen *pád po křídle*. Součástí jeho vybrání je zásah proti vzniklému příčnému sklonu. Neprovádí se křídélky, ale směrovkou. Jejím vyšlápnutím na stranu horního křídla se urychlí křídlo padající dříve. Vznikne na něm větší vztlak a tím i klonivý moment, který vyrovná příčný sklon.

### 3.3.5.2. VÝVRTKA

Při silně nesymetrickém odtržení proudu přejde letoun do autorotace a posléze do vývrtky. Aerodynamický výklad autorotace je uveden v kapitole 2.5.7.

Nesymetrického odtržení proudu je možno snadno dosáhnout, je-li křídlo letounu ofukováno v oblasti kritického úhlu náběhu se silným vybočením. Proto při úmyslném přechodu do vývrtky vyšlapujeme těsně před dosažením pádové rychlosti nohu na doraz. Po takovém odtržení proudu s autorotací přechází letoun do strmého sestupného letu s rychlým otáčením po šroubovici malého poloměru se svislou osou, kterému říkáme vývrtka (obr. 3/38). Vývrtka bývá po asi 3 otáčkách quasiustáleným letem.

Pustíme-li v průběhu vývrtky řízení, vyjdou některé typy letadel z vývrtky samy, jiné v ní setrvají. Všeobec-



Obr. 3/38. Vývrtka



ně se při vybírání používá výchylky opačné nohy na doraz jako prostředku zastavení otáčení a povolení až potlačení řídicí páky (u zádové vývrtky přitažení) k přechodu letounu na nižší úhly náběhu. Po zastavení otáčení je nutno dát směrové řízení do neutrální polohy, aby letoun nepřešel do opačné vývrtky.

Křidélek se zásadně při řízení vývrtky nepoužívá. Zejména tzv. kontra křidélka by mohla zhoršit průběh vývrtky a znesnadnit její vybrání.

Předpisy pro stavbu letadel dnes kladou přísné požadavky na vybírání vývrtek. Při zkouškách prototypu se musí mimo jiné také prokázat, že letoun nelze žádným způsobem uvést do nevybíratelné vývrtky. Při zalétávání každého sériového letadla se prokazuje, že jej lze bezpečně vybrat z vývrtky předepsaným způsobem, uvedeným v letové příručce letadla. Předepsaný způsob vybrání se může u jednotlivých typů letounů mírně lišit. V zájmu bezpečnosti je nutné řádně si jej osvojit při přeškolování na daný typ letadla.

Vývrtky dělíme podle smyslu otáčení na levé a pravé. Podle podélného sklonu rozeznáváme vývrtky strmé a ploché. U plochých bývá utržen proud i na VOP, proto jsou někdy hůře vybíratelné. Podle polohy letounu rozeznáváme vývrtky v normální poloze a zádové.

Vývrtky letounů nutno provádět zásadně se staženým plynem na volnoběhu motoru. Přidání plynu může mít za následek přechod do hůře vybíratelné ploché vývrtky. Způsobuje to gyroskopický moment vrtule v případech, kdy je smysl zatačení letounu opačný proti smyslu otáčení vrtule. To znamená, u levotočivých vrtulí v pravých vývrtkách v normální poloze a naopak.

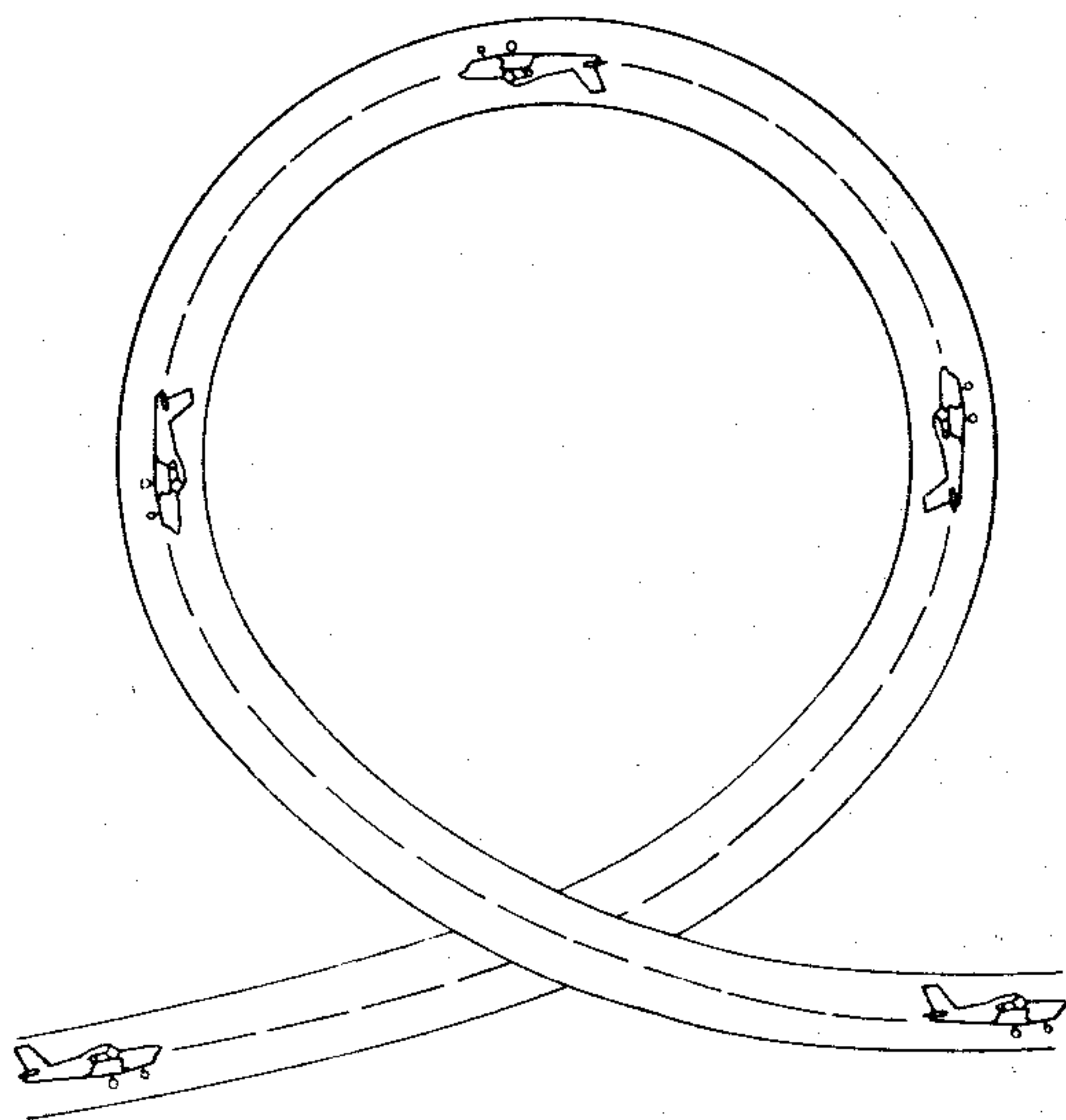
### 3.3.5.3. AKROBACIE

Zvládnutí alespoň základních akrobatických prvků, tzv. vyšší pilotáže, má pro sportovního pilota velký význam, protože rozšiřuje jeho zkušenosti, zručnost, zvyšuje schopnost prostorové orientace a tím mu umožňuje lépe zvládnout pilotáž v různých nezvyklých polohách a režimech letu, do kterých se může letoun dostat. Pro běžné létání však není znalost vyšší pilotáže nutná, proto není zařazena do základního výcviku. Ani v této základní učebnici se jí podrobně nebudeme zabývat, pouze uvedeme stručný popis některých základních prvků.

Při akrobacii vznikají veliká přetížení (násobky), která kladou zvýšené nároky na fyzickou odolnost pilota, ale také na pevnost konstrukce letadla. Výrobce letadla uvádí v letové příručce seznam povolených akrobatických prvků s doporučením vstupních rychlostí i techniky pilotáže.

V dalším výkladu si všimneme těchto základních prvků: přemet, souvrat, výkrut, překrut a zvrát.

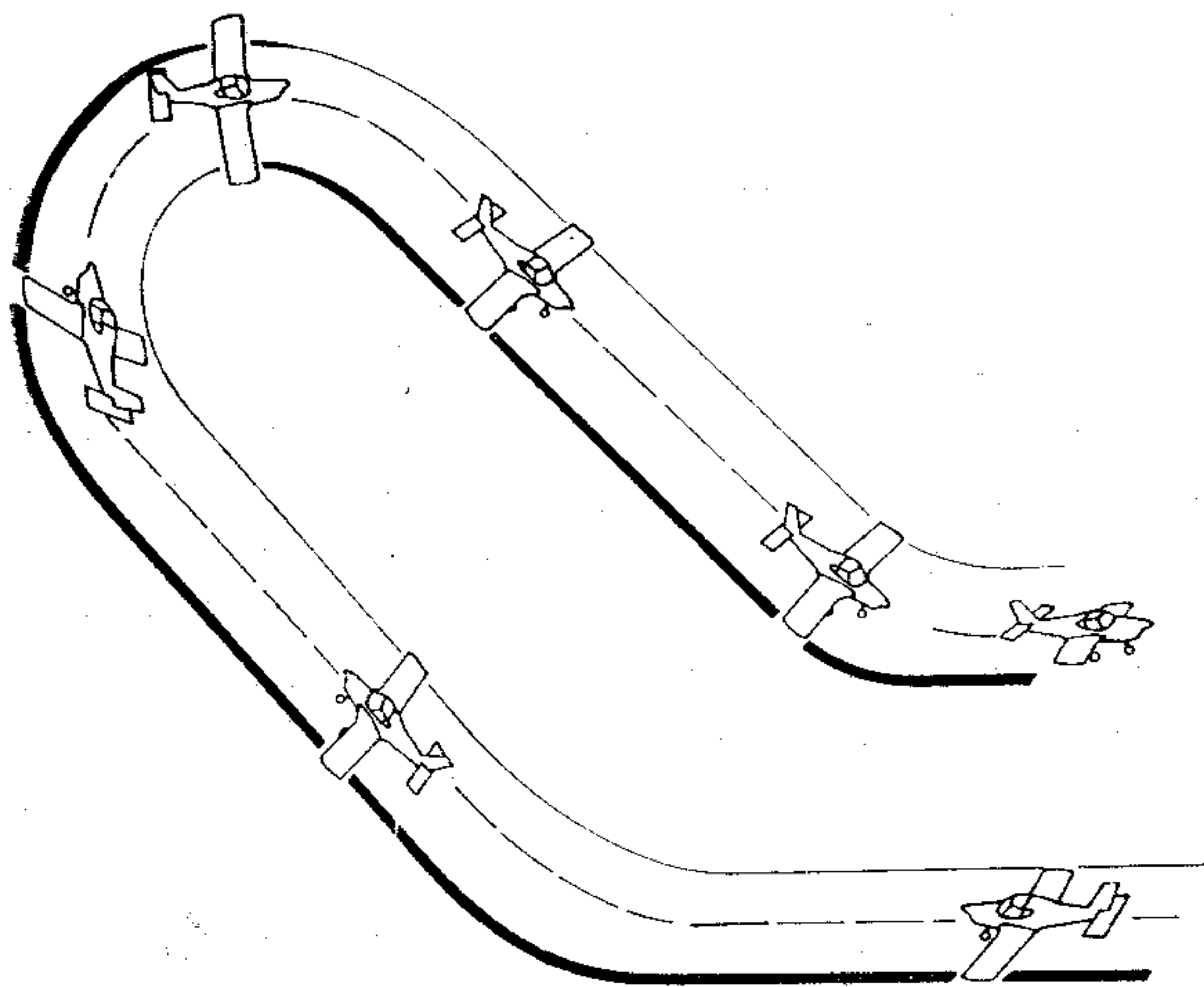
*Přemet* je základní, přitom pro diváka velmi efektní figurou. Letadlo při něm opisuje přibližně kruhovou dráhu ve svislé rovině, viz obr. 3/39. Hlavním orgánem řízení při přemetu je výškové kormidlo. Přemet je možno provést již při nepříliš vysokém zatížení, odpovídajícím násobku  $n \approx 3$ . Může být normální (tažený) a tlačný.



Obr. 3/39. Přemet

*Souvrat* (obr. 3/40) připomíná plochou zatáčku, provedenou v rovině svislé nebo šikmé s velkým úhlem sklonu, při které se letadlo otočí o  $180^\circ$  proti původnímu směru. Po získání předepsané vstupní rychlosti převedeme letadlo do strmého stoupání nad horizont pod úhlem  $70$  až  $80^\circ$  (při soutěžích  $90^\circ$ ). V horní poloze, ještě před ztrátou rychlosti, vyšlápeme plynulým pohybem nožní říze-

ní na zvolenou stranu otáčení. Překlánění letadla na stranu souvratu čelíme mírnou opačnou výchylkou křidélek. Letadlo po otočení přejde do letu střemhlav. Srovnáme



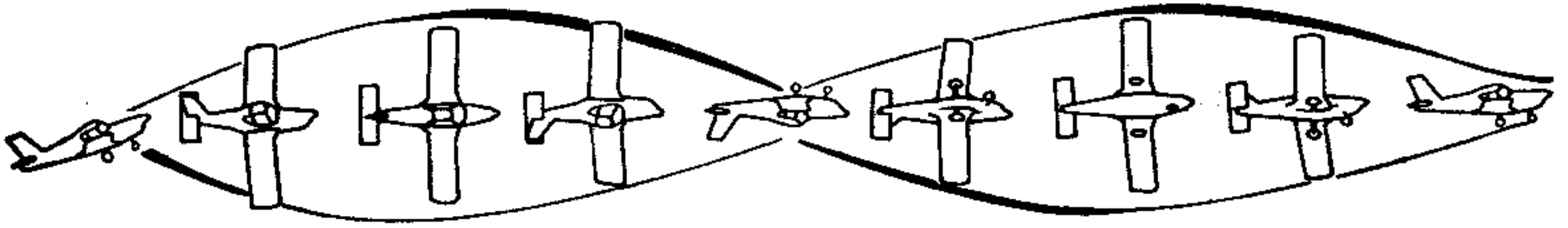
Obr. 3/40. Souvrat

řízení do normální polohy a jemným přitažením řídicí páky vybíráme střemhlavý let. Namáhání letadla při souvratu je poměrně malé. U letounu je snadnější provedení souvratu na jednu stranu. Je to zapříčiněno zešikmením proudu na svislou ocasní plochu ve vrtulovém víru. Jak jsme uvedli v části Aerodynamika, kapitola 2.7.6.1., musíme ke kompenzaci tohoto vlivu při pracujícím motoru (a ve stoupání v souvratu dáváme plný plyn) vyšlápnout příslušnou nohu na určitou výchylku. O ni se nám pak zmenší výchylka, která je k dispozici pro provedení souvratu na tuto stranu. Provedení souvratu je obtížnější. Naopak na druhou stranu se souvrat provádí snadněji.

*Výkrut* je otočení letadla okolo podélné osy o  $360^\circ$ , viz obr. 3/41. Začínáme jej z horizontálního letu při předepsané rychlosti vytažením letadla nad horizont o  $15$  až  $20^\circ$ . Potom plynulým pohybem vychýlíme úplně řídicí páku na tu stranu, na kterou chceme výkrut provádět. Letadlo se otáčí kolem podélné osy, přičemž má nos letadla směřovat po celou dobu výkrutu na vyhlédnutý bod na horizontu. V průběhu výkrutu používáme i směrovku, ze-

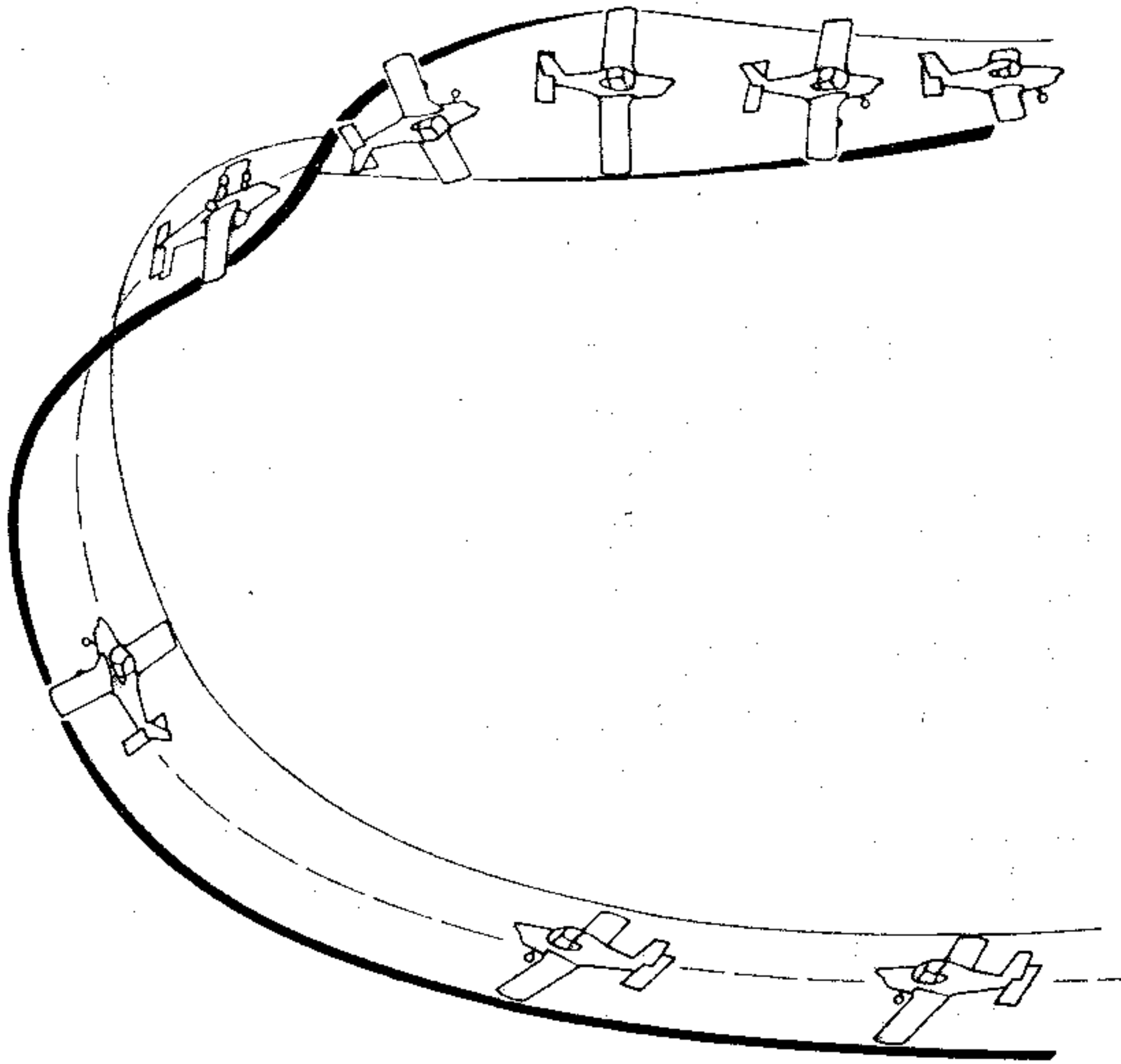


jména v polohách, kdy rovina křidel je svislá k vyvození bočné síly, působící v této poloze letounu přibližně proti tíže. Provozní násobek je poměrně malý  $n \approx 2$ .



Obr. 3/41. Výkrut

Mimo popsaného tzv. *pomalého* nebo *řízeného* výkrutu známe i tzv. *rychlý* nebo *kopaný* výkrut. Je to vlastně rychlé autorotační otáčení letadla vyvolané prudkým vyšlápnutím směrového kormidla, ale též plným použitím obou dalších kormidel, výškovky i křidélek. Je známé velké množství druhů kopaných výkrutů. Namáhání le-



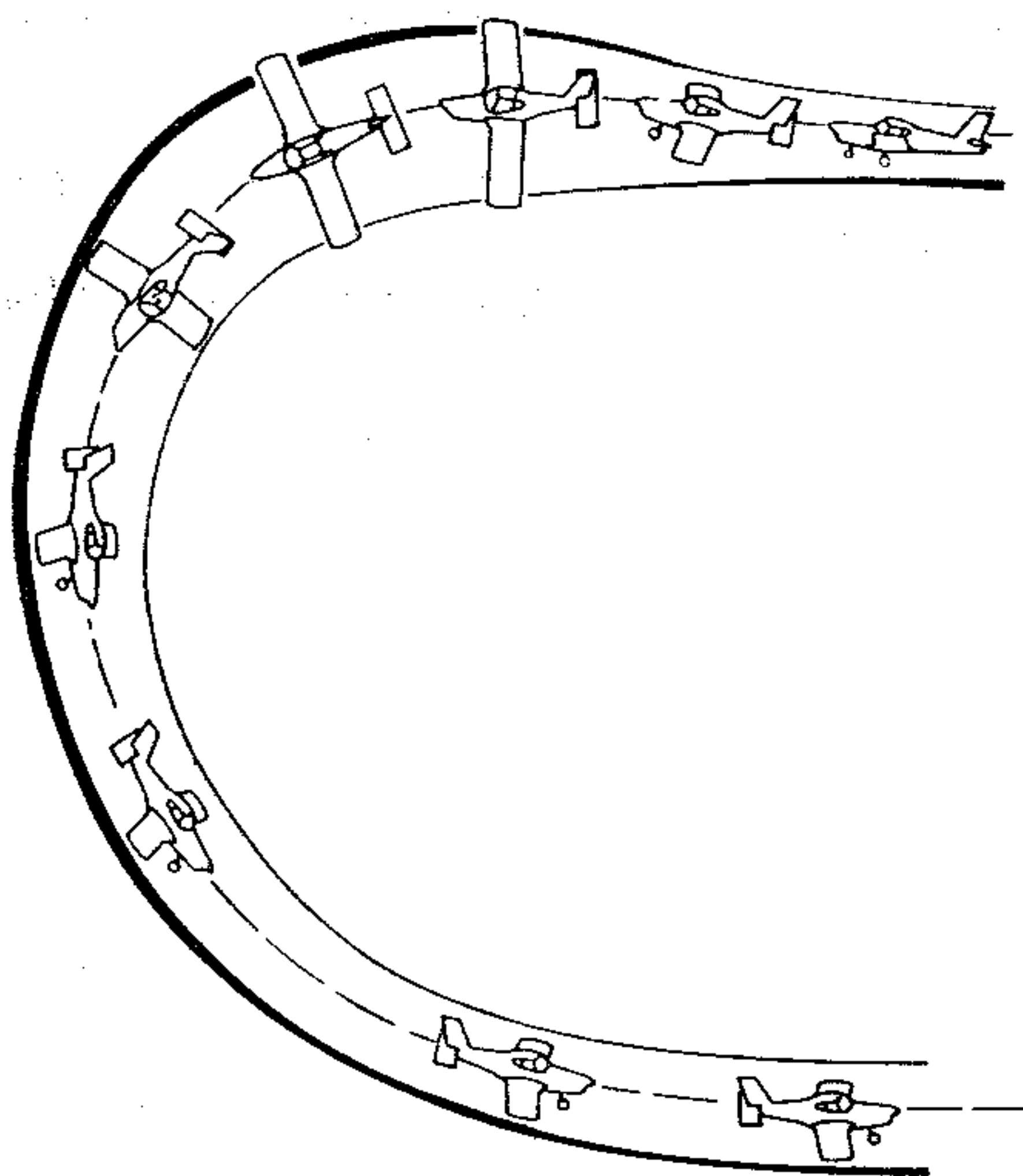
Obr. 3/42. Překrut

tadla je větší než u pomalého výkrutu a mohlo by nekontrolovatelně narůstat se zvyšující se rychlostí. Proto výrobce letadel omezuje výrazně maximální rychlost pro provádění těchto obrátů. Vzhledem k rychlému (prosto-

rovému) otáčení letounu je zde možno zaznamenat výrazné vlivy gyroskopických momentů.

*Překrut* (obr. 3/42) je obrat, při kterém letadlo změni směr letu o  $180^\circ$  se současným ziskem výšky. Překrut se skládá z půlpřemetu a půlvýkrutu. Zisk výšky při tomto obratu je zaplacen poklesem rychlosti letu. Proto je k jeho provedení zapotřebí poměrně vysoké počáteční rychlosti.

*Zvrat* (obr. 3/43) je podobně jako překrut obrat se změnou směru o  $180^\circ$ . Zvrat se skládá z půlvýkrutu a půlpřemetu. Na rozdíl od překrutu je počáteční rychlost při zvratu poměrně malá. Zvrat končí dost velkou ztrátou výšky, ale se značným ziskem rychlosti.



Obr. 3/43. Zvrat

Uvedené obraty jsou vlastně jen malým nahlédnutím do letecké akrobacie. Většinou jsou provázeny kladným násobkem zatížení. Uvážíme-li obraty se záporným zatížením, přibereme-li vývrtku, pády, další kombinace (např. různé osmičky složené ze dvou přemetů), uvážíme-li možnosti různého vstupu a ukončení jednotlivých prvků v poloze normální, na zádech, v nožovém letu, ve vodorovné rovině, na vertikálách, při stoupání a klesání (pro soutěže s úhlem  $45^\circ$ ) a další možnosti, které skýtá volný pohyb letadla v třírozměrném prostoru, dostaneme

obrovské množství akrobatických prvků. Akrobaté tyto prvky umně spojují do sestav pro soutěžní vystoupení nebo předvádění. Naprostá většina akrobatických prvků patří do tzv. vysoké pilotáže, která vyžaduje speciální výcvik.

## LITERATURA

*Kolektiv:* Učebnice pro sportovní letce. Část 2 — Aerodynamika a 3 — Mechanika letu, autor Ing. Juraj Chyba, CSc. Naše vojsko 1973.

*Kolektiv:* Aerodynamika a mechanika letu pro plachtaře. Naše vojsko 1960.

*Daněk Milan, ing.:* Aerodynamika a mechanika letu pro piloty a techniky. Naše vojsko 1958.

Nepublikované výpočty a zprávy n. p. Moravan, Otrokovice.

Normy:

ČSN 01 1300: Zákonné měrové jednotky.

ČSN 01 1301: Veličiny a jednotky ve vědě a technické praxi.

ČSN 31 0001: Letecké názvosloví.

ČSN 31 0201: Pojmy, veličiny a značky v mechanice letu.



---

## 4. NAMÁHÁNÍ, PEVNOST A SPOLEHLIVOST KONSTRUKCÍ

### 4.1. ZATÍŽENÍ A PROVOZNÍ OMEZENÍ

#### 4.1.1. ÚVOD

Letadlo a jeho části jsou v provozu namáhány mnoha způsoby. Namáhání je možno dělit z několika hledisek. Zde si všimneme dvou následujících.

*Z hlediska vzniku zatížení se dělí namáhání na letová, pozemní a na namáhání vzniklá při manipulaci s letounem na zemi (vlečení letadla, podpírání při montáži, kotvení atd.).*

Za letu působí na letoun a jeho části kromě aerodynamických zatížení síly hmotové (síly setrvačné a síly tíže zemské), zatížení od pohonné jednotky (reakční krouticí moment motoru, gyroskopické momenty vrtule a další) atd. Podobně je tomu při pohybu po zemi (při vzletu a přistání), kde navíc působí na letoun síly vznikající mezi podvozkem a zemí. Namáhání vznikající při manipulaci s letounem jsou velmi různorodá.

*Z hlediska únosnosti konstrukce dělíme namáhání na namáhání statická, únavová, aeroelastická a ostatní.*

Statické porušení konstrukce vyvolá jediné zatížení, které v průběhu postupného narůstání překročí mez únosnosti konstrukce. O únavovém porušení konstrukce rozhoduje kromě velikosti zatížení i počet proměn zatížení, které letoun absolvuje za svůj život. Přitom ani jedno zatížení nemusí ani zdaleka dosáhnout statické únosnosti konstrukce, aby došlo k jejímu porušení. Schopnost konstrukce odolávat aeroelastickým zatížením závisí na tuhosti konstrukce, rozložení hmot a na relaci mezi frek-

vencí budících sil a vlastní frekvencí konstrukce. K ostatním namáháním patří např. namáhání některých částí za vyšších teplot, požaduje se ohnivzdornost dílů apod.

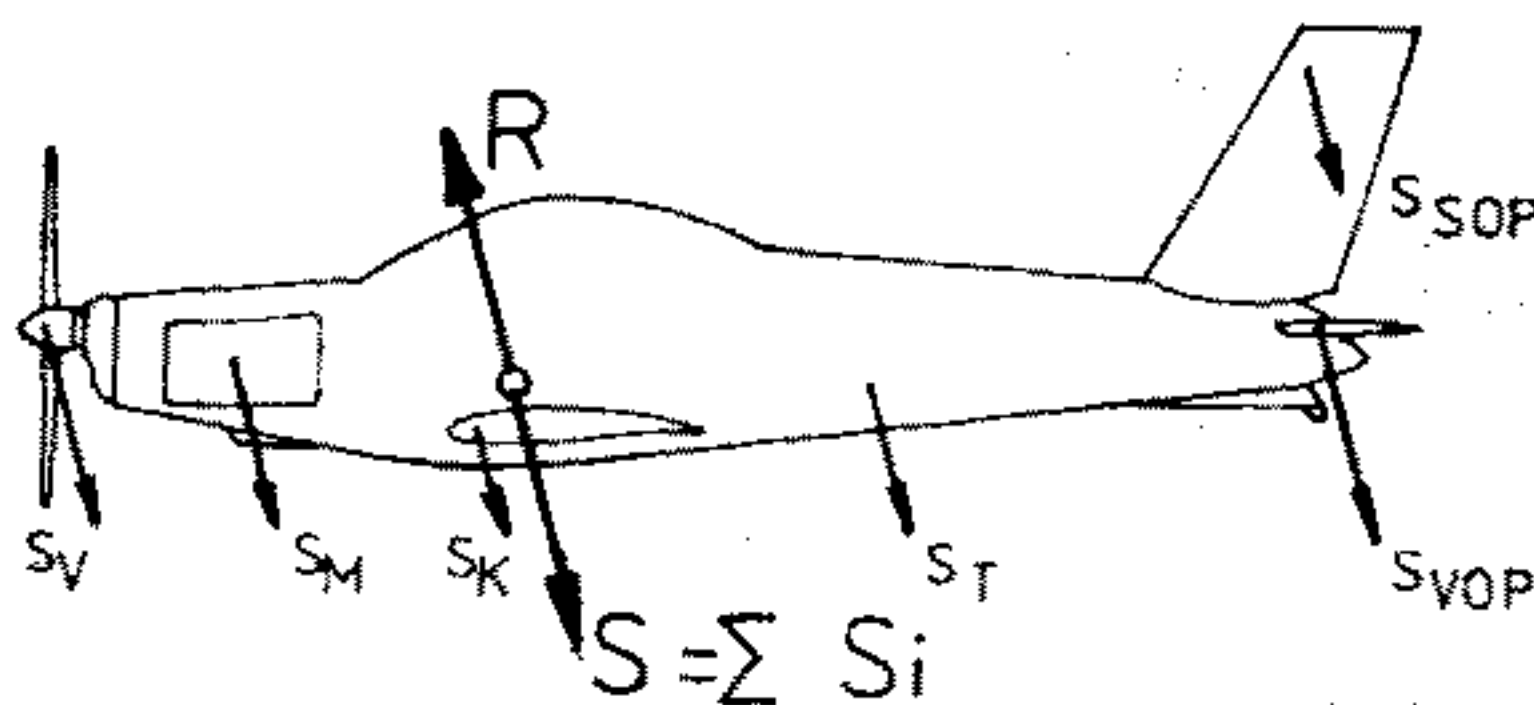
Požadavky na konstrukci jsou formulovány v předpisech o provozní způsobilosti letadel, které vydávají letecké úřady. U nás to je Státní letecká inspekce — SLI. Předpisy shrnují zkušenosti získané v průběhu dlouholetého vývoje letectví. Konstrukce letadla musí být schopna odolávat zatížením, která jsou v předpisech definována formou „případů zatížení“. Tyto předpisové případy zatížení představují na jedné straně minimální požadavky, jejichž splnění musí výrobce prokázat a uvést je do *provozní dokumentace* (do *Technického popisu* a do *Letové příručky*) jako provozní omezení. Na druhé straně jsou pak údaje v provozní dokumentaci maximálními hodnotami, které může provozovatel v provozu využívat a které *nesmí překročit*. Proto v dalších odstavcích probereme některá provozní omezení a způsob jejich kontroly v provozu. V rámci rozsahu této učebnice se zmíníme jen o několika základních případech. Přitom budeme používat označení zavedená leteckými předpisy a používaná v české provozní dokumentaci.

#### 4.1.2. ZATÍŽENÍ LETOUNU A $V$ - $n$ DIAGRAM

Jednou z hlavních charakteristik velikosti zatížení je násobek zatížení letadla  $n$  (krátce násobek). Je definován jako poměr výsledné aerodynamické síly  $R$  ku velikosti tíhy letadla  $m \cdot g$  [tíha letadla je součin hmotnosti letadla  $m$  (zjištěné vážením) a tíhového zrychlení  $g$ ]:

$$n = \frac{R}{m \cdot g} \quad (4.1.)$$

Násobek zatížení jednak vyjadřuje kolikrát je výsledné



Obr. 4/1. Prvotní výsledná síla  $R$ , druhotné dílčí síly  $S_i$  a výsledná druhotná síla  $S$

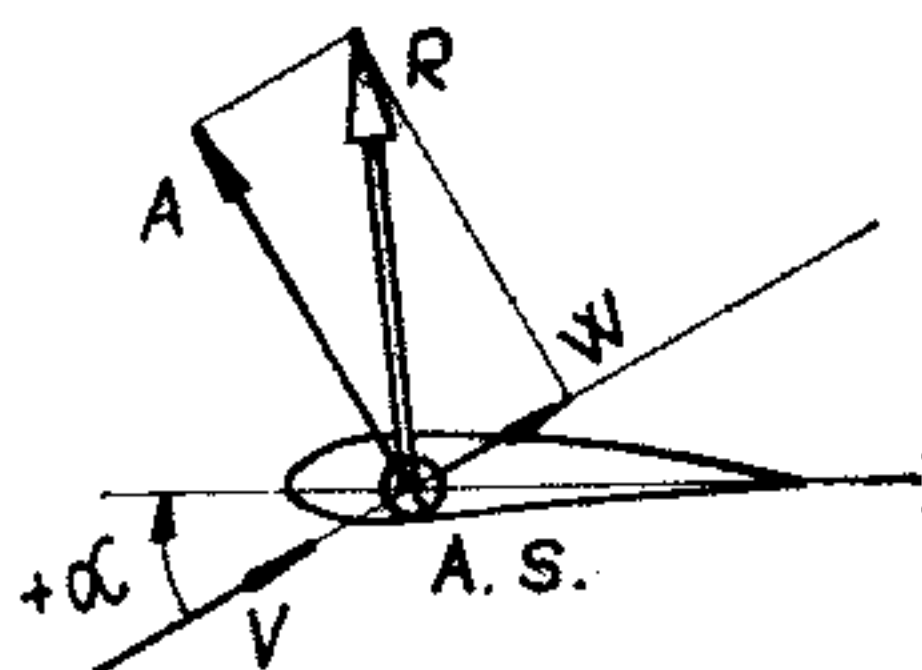
aerodynamické zatížení letadla (prvotní zatížení) větší než tíha letadla, jednak vyjadřuje kolikrát jsou setrvačné síly  $S_i$  (druhotné síly), které vznikají v každé části spoje-  
né s letounem (viz obrázek 4/1), větší než jejich tíha v klidu, např. při postoji na zemi nebo při vodorovném ustáleném letu při  $n = 1$ . Výsledná síla  $S$  je výslednicí všech dílčích setrvačných sil a působí proti výsledné aerodynamické síle  $R$ .

Jak je uvedeno v odstavci 2.3.3. je u letových případů výsledná vzdušná síla určena vztahem

$$R = C_R \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S. \quad (4.2.)$$

Zde součin  $(\frac{1}{2} \rho \cdot V^2)$  je kinetický tlak a  $S$  je plocha křídla (viz bod 2.3.2.).

Symboly mají stejný význam jako v kapitole 2. — Aero-  
dynamika. Zavedeme-li do rovnice (4.1.) za  $R$  pravou



Obr. 4/2. Výsledná aerodynamická síla  $R$  a její složky, vztlak  $A$  a odpor  $W$

stranu rovnice (4.2.), dostaneme vzorec pro výpočet násobku pro každý okamžitý letový stav letounu:

$$n = \frac{R}{m \cdot g} = \frac{C_R \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{m \cdot g}. \quad (4.3.)$$

Z této rovnice je vidět, že násobek je v daném okamžiku letu tím větší, čím větší je součinitel výsledné aerodynamické síly  $C_R$  (čím je větší úhel náběhu  $\alpha$ ), čím je menší výška letu (s klesající výškou letu roste  $\rho$ ), čím je větší rychlost letounu  $V$  a nižší hmotnost letadla  $m$  (nebo čím je menší plošné zatížení —  $m/S$ ). Rozdíl mezi maximální a minimální hmotností je u sportovních letadel poměrně malý, proto je malý i vliv hmotnosti na velikost násobku zatížení letadla. Vytvoříme-li konstantu  $K_1$ :

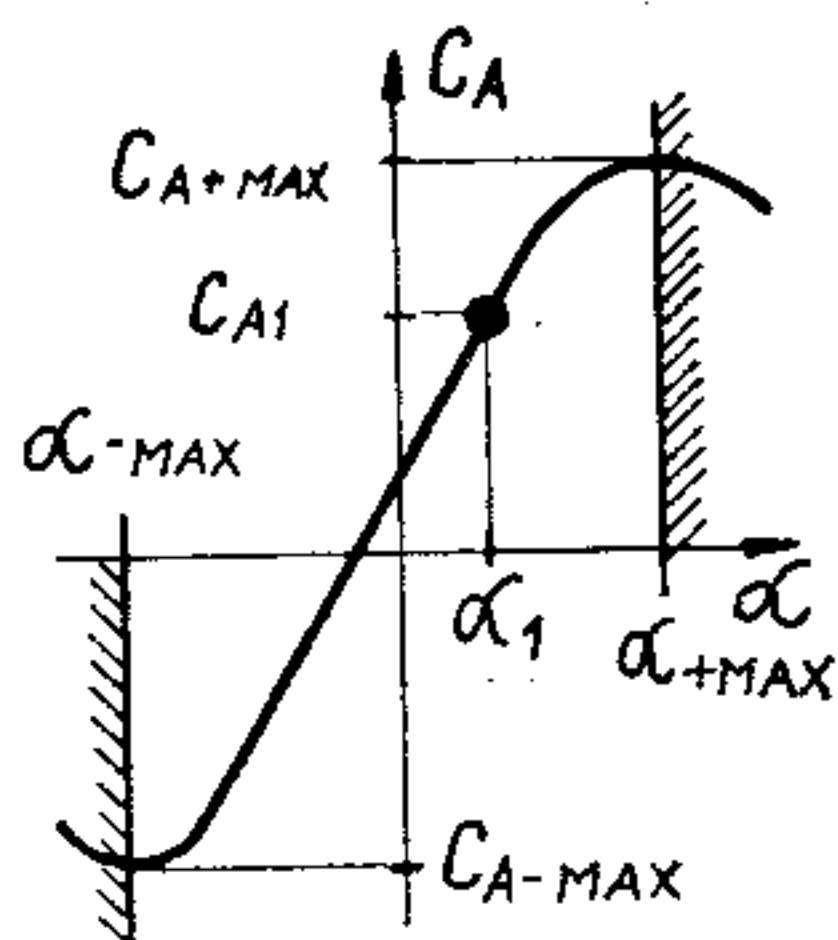
$$K_1 = \frac{\rho}{2 \cdot g \cdot \frac{m}{S}}, \quad (4.4.)$$



můžeme zjednodušit vztah pro výpočet hodnoty násobku na:

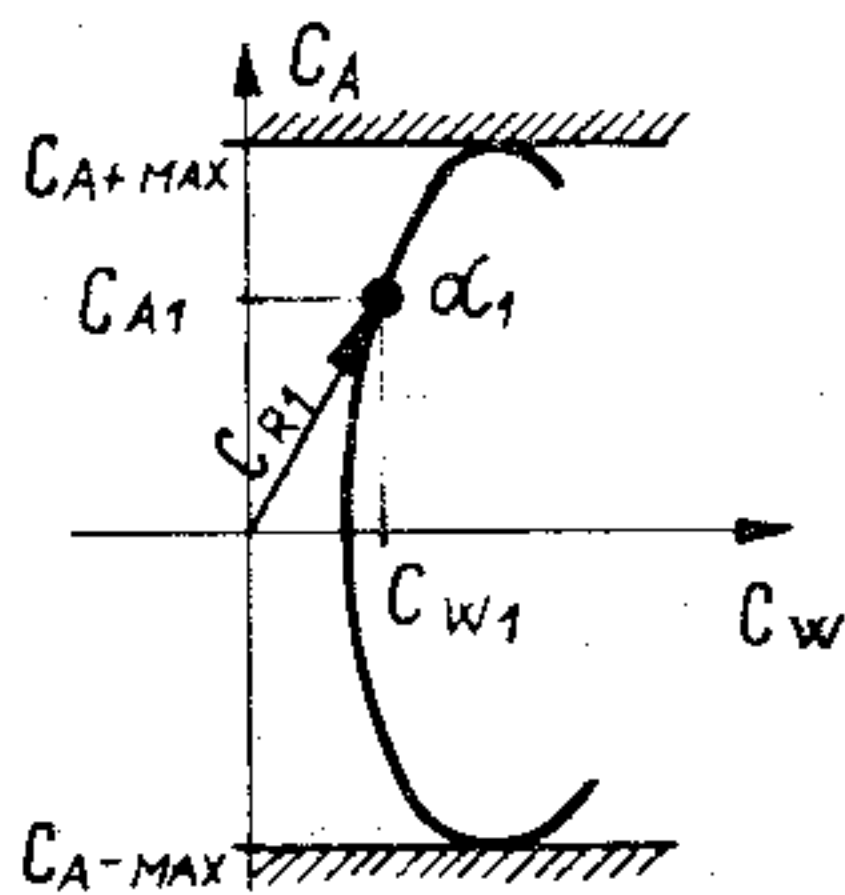
$$n = K_1 \cdot C_R \cdot V^2. \quad (4.5.)$$

Konstanta  $K_1$  charakterizuje letoun letící ve výšce  $H$  (odpovídající hodnotě  $\rho$ ) při hmotnosti  $m$ .



Obr. 4/3. Vztlaková křivka

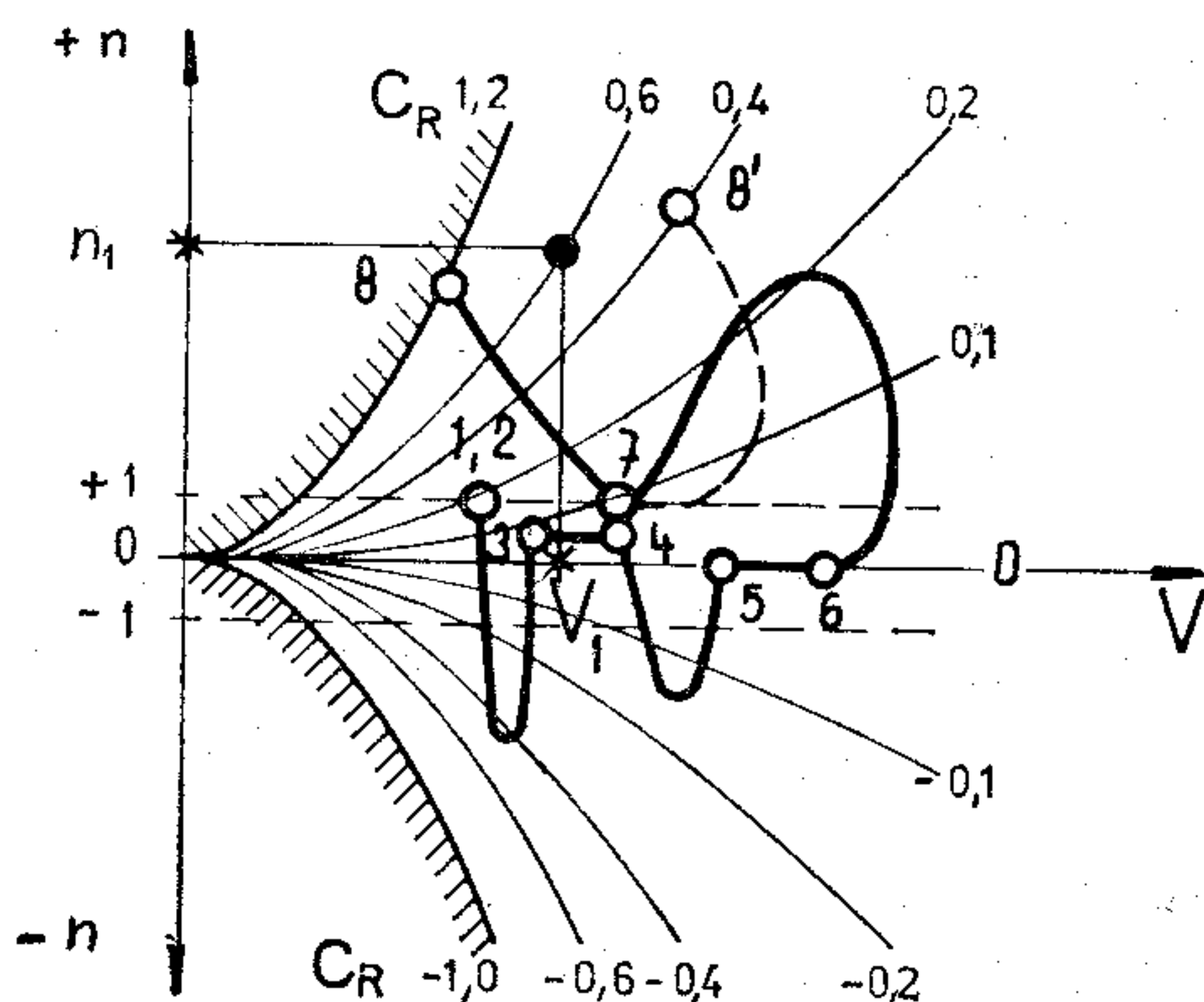
Z rovnice (4.5.) je patrné, že násobek zatížení letadla závisí na okamžité hodnotě součinitele výsledné aerodynamické síly  $C_R$  (tzn. na velikosti úhlu náběhu  $\alpha$ ) a na druhé mocnině okamžité rychlosti letu. Tento vztah se znázorňuje v *diagramu V-n* (viz obr. 4/5), kde se na vodorovnou osu vynáší rychlost letu  $V$  a na svislé ose se odečítají hodnoty násobku  $n$  pro libovolné hodnoty  $C_R$ . Křivky, odpovídající konstantním hodnotám součinitele  $C_R$ , je možno vykreslit pomocí rovnice (4.5.).



Obr. 4/4. Polára letadla

Z diagramu na obr. 4/5 je vidět, že např. let rychlostí  $V_1$  při součiniteli výsledné aerodynamické síly  $C_{R1} = 0,6$  (tj. při odpovídajícím úhlu náběhu  $\alpha_1$  — viz obr. 4/3 a 4/4) se děje při násobku  $n_1$ . (Hodnotu násobku je možno vypočítat z rovnice (4.5.) pro rychlost  $V_1$  a součinitel  $C_{R1}$ .) Tento letový případ je ve *V-n* diagramu představován *jediným bodem* — v obrázku vyznačeným  $\bullet$ . Podobně

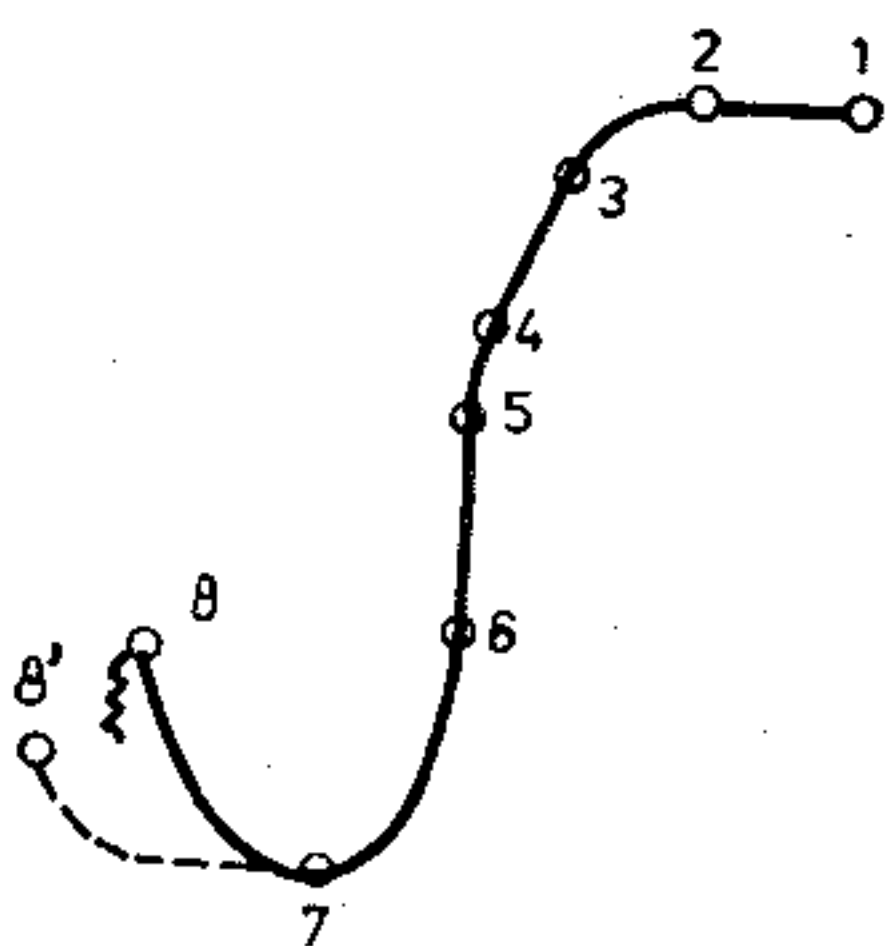
jako tento bod vyjadřuje každý jiný bod diagramu V-n jeden letový případ o hodnotách  $n$ ,  $C_R$ ,  $V$ . Jak je vidět z poláry letadla (obr. 4/4) a z diagramu vztlakové křivky (viz obr. 4/3), nemůže letadlo vyvodit větší výslednou aerodynamickou sílu  $R$  než tu, která odpovídá maximální



Obr. 4/5. V-n diagram

hodnotě  $C_{A+MAX}$ , nebo  $C_{A-MAX}$ . Těmto mezním hodnotám odpovídají *letové případy* — body diagramu V-n — které jsou v obrázku 4/5 znázorněny šrafovanými — mezními — křivkami.

Plocha V-n diagramu, vpravo od mezních křivek, představuje tedy množinu všech možných symetrických letových případů (bodů diagramu V-n). Symetrických proto, že popisujeme případy letu, při nichž nevzniká ani klonění, ani zatačení.

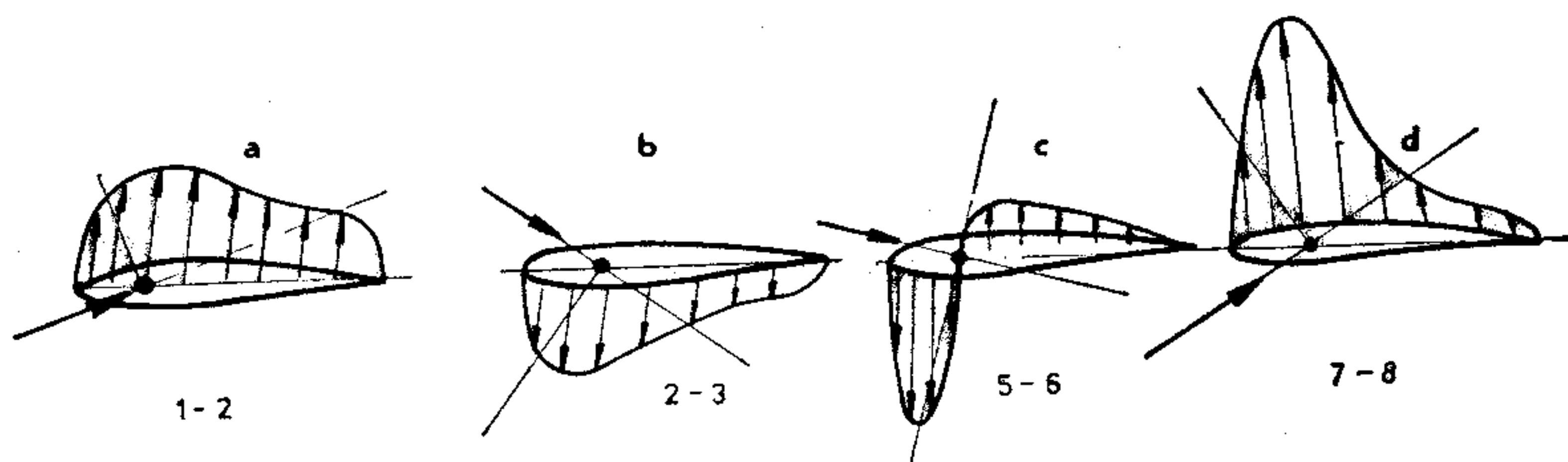


Obr. 4/6. Dráha letu

Na obrázku 4/5 je také schematicky znázorněn průběh rychlostí, násobků a součinitelů výsledné aerodynamické síly  $C_R$  odpovídajících letu letadla po dráze znázorněné na obrázku 4/6. Pro snazší sledování vztahu násobků, rychlostí a aerodynamických charakteristik s polohou letadla na letové dráze, je křivka letu rozdělena na typické úseky, jejichž meze jsou označeny čísla. Stejná čísla mají odpovídající body diagramu V-n.

Jednotlivé úseky dráhy letu na obr. 4/6 představují:

- 1—2 — vodorovný ustálený let konstantní rychlostí;
- 2—3 — přechod do letu střemhlav;
- 3—4 — let střemhlav při konstantním násobku menším než 1;
- 4—5 — přechod do strmého letu střemhlav;
- 5—6 — strmý let střemhlav při nulové vztlakové síle — křídlo je zatíženo jen odporovou silou  $W$  a kroučícím momentem;
- 6—7 — vybrání letu střemhlav;
- 7—8 — přechod do strmého stoupání, utržení proudění — pád;
- 7—8' — vodorovný let s rostoucí rychlostí letu vyvolanou zvýšením tahu motoru (úhel náběhu klesá) s následujícím přechodem do stoupavého letu.



Obr. 4/7. Rozložení výsledných tlaků po hloubce křídla

Na obrázcích 4/7 a—d je schematicky znázorněno rozdělení výsledných tlaků po hloubce profilu křídla (součet tlaků na horní a dolní straně profilu) v některých úsecích dráhy letu z obr. 4/6.

Záznam průběhu násobků a rychlostí v diagramu V-n je možné pořídít za letu pomocí přístroje, který se nazývá „V-g metr“. Přístroje se používá ke kontrole dodržování provozních mezí nebo pro zjištění rozsahu skutečných provozních mezí u letadel, jejichž využití podléhá stálému vývoji (např. letouny užívané k létání akrobacie).



Směr výsledné aerodynamické síly  $R$ , měřený vzhledem k podélné ose letounu, se mění se změnou úhlu náběhu a tahu vrtule. Proto se mění i směr násobku zatížení letounu  $n$ . „V-g metrem“, který je pevně spojen s konstrukcí letadla, se tedy měří jen složka výsledného násobku. Obvykle je to složka kolmá na podélnou osu letounu.

Z náčrtu V-n diagramu je patrné, že letadlo je svými vlastnostmi schopno dosahovat velmi vysokých rychlostí a při vyšších rychlostech neomezeně vysokých násobků (kladných i záporných). Konstrukci letadla není však možné navrhovat na neomezeně velké násobky a rychlosti a nebylo by to ani rozumné s ohledem na odolnost lidského organismu. Je nutno stanovit vhodné meze, které by zaručovaly vysokou bezpečnost a současně dovolovaly navrhovat letadla lehká.

Tyto meze stanovují letecké úřady v předpisech o letové způsobilosti letadel. V některých zvláštních případech výrobce zpřesňuje požadavky pomocí podrobných měření a rozborů. Ke zpřísnění požadavků předpisů došlo při vývoji speciálních akrobatických letounů čs. výroby — Z-526 AFS a Z-50 L — neboť vývoj akrobacie, sledovaný pracovníky Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu a vývojovými odděleními výrobce, zaznamenal významné změny. Podrobněji bude o požadavcích předpisů pojednáno v dalších odstavcích.

### 4.1.3. OBÁLKA OBRATŮ

V tomto odstavci budou vysvětlena provozní omezení, týkající se symetrických obrátů, tj. těch případů letu, které pilot vyvolává změnou tahu motoru a zásahy do podélného řízení letadla. Těmito změnami mění pilot úhel náběhu letadla.

Obálka obrátů je V-n diagram, v němž jsou vyznačeny mezní — výrobcem povolené — symetrické případy letu. Název „obálka obrátů“ (nebo též obrátová obálka) vznikl z toho, že povolené mezní obraty „obalují“ ve V-n diagramu ostatní povolené symetrické případy letu. Je samozřejmé, že výrobce vychází při návrhu obálky obrátů z požadavků předpisů o letové způsobilosti letadel, a pokud rozsáhlé zkoušky neukáží potřebu jiných mezí, považuje předpisové hodnoty za minimální, které musí použít při

návrhu. Výpočty a zkouškami výrobce pak dokazuje, že letoun je schopen snést všechna tato zatížení, aniž by vznikly nebezpečně velké pružné deformace nebo trvalé deformace, porušení konstrukce, či nebezpečné jevy aeroelastické. Pro provozovatele představují tyto meze maximální možné využití letadla. Jejich překročení vede ke katastrofě, i když katastrofa nemusí nastat ihned po prvním nebo několikátém překročení povolených mezí.

Provozní omezení jsou závislá na účelu, ke kterému je letadlo určeno. Předpis FAR (americký předpis o letové způsobilosti letadel, podle nějž jsou konstruovány letouny Z-526 F, Z-526 AFS, Z-42, Z-43 a Z-50 L) rozlišuje tři základní kategorie. Kategorii akrobatickou, užitkovou a normální. Základní omezení jsou uvedena v následující tabulce:

Kategorie	A Akrobatická	U Užitková	N Normální
Mezní násobky	+ 6 - 3	+ 4,4 - 1,76	Velikost násobku je závislá na hmotnosti letounu — viz pozn. 1.
Povolené obraty viz pozn. 2	Bývají povoleny všechny známé akrobatické obraty	Povolené obraty jsou vyjmenovány v letové příručce	Všechny akrobatické obraty bývají zakázány

Poznámky:

1. Pro letadla v kategorii normální jsou požadovány do hmotnosti 2000 kg mezní násobky + 3,8 a - 1,52. Pro vyšší hmotnosti mohou být mezní násobky menší.
2. Povolené akrobatické obraty včetně doporučených vstupních rychlostí jsou uvedeny v „Letové příručce“ a na štítku v kabině letounu. Štítek je umístěn v zorném poli pilota.

Podobně jako předpis FAR i československý předpis člení letadla z hlediska říditelnosti a namáhání. Rozděluje letadla na třídu akrobatickou, cvičnou a normální. Jejich popis odpovídá popisům uvedeným v tabulce.

Omezení násobků je v obr. 4/8 vyznačeno vodorovnými šrafovanými čarami, které odpovídají násobkům  $n_{+MAX}$  a  $n_{-MAX}$ .

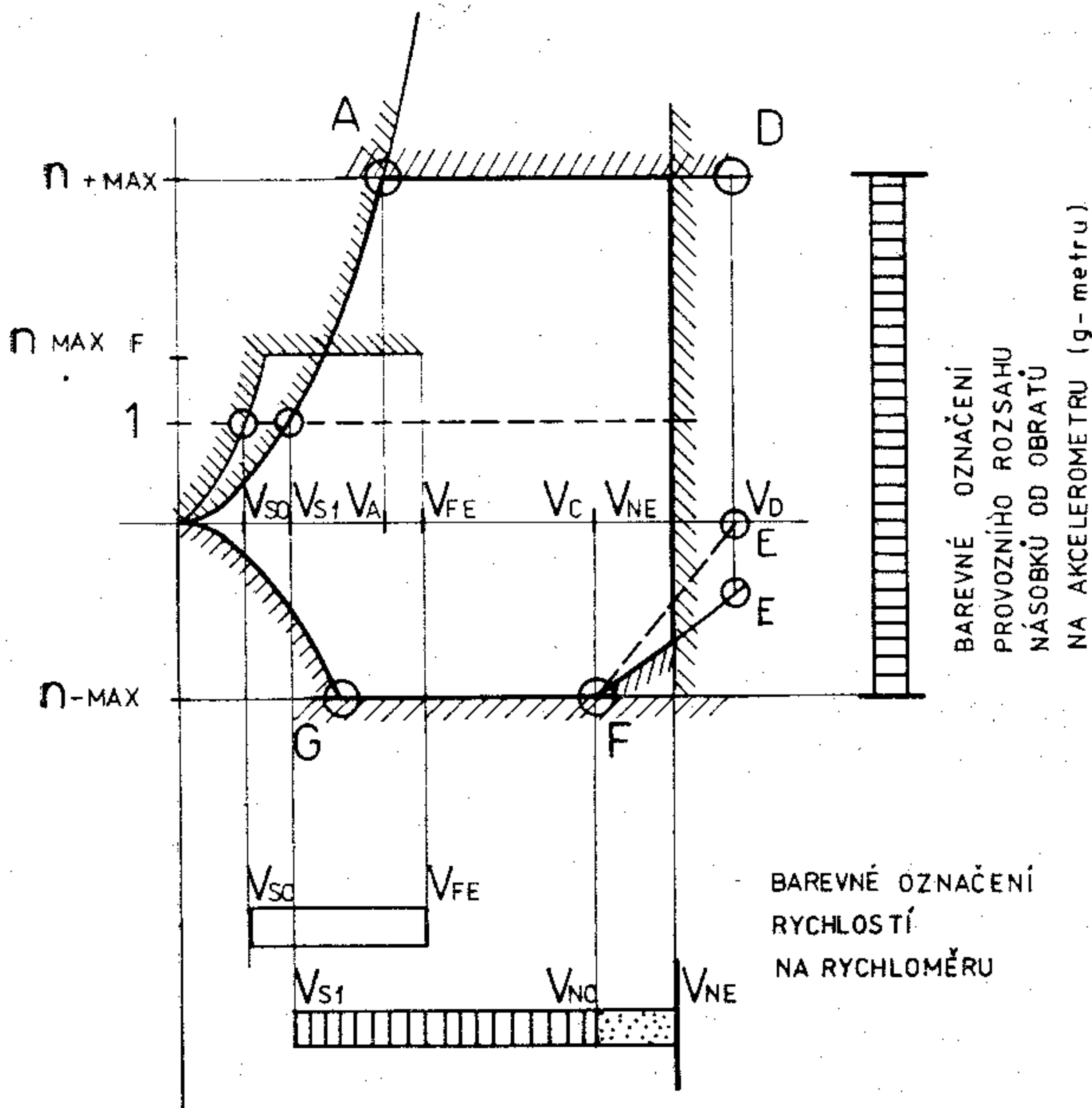
Násobkem  $n$  se rozumí složka výsledného násobku

$$n = \frac{R}{m \cdot g},$$

která působí ve směru kolmém na podélnou osu letounu — viz poznámku o „V-g metru“ v odstavci 4.1.2. Takto je nutno chápat i násobky uváděné v provozní dokumentaci.

Kromě mezních násobků stanovuje předpis i mezní rychlost letu, kterou je „maximální přípustná rychlost letu (ve výjimečných případech)  $V_{NE}$ “, v obrázku 4/8 znázorněná svislou šrafovanou čarou. Tato rychlost je bezpečně vyšší než „maximální normálně dovolená rychlost při cestovním letu  $V_{NO}$ “, zvláště u kategorie akrobatické.

Protože tvůrci předpisu nepředpokládají využívání dolní části obálky v oblasti vysokých rychlostí, je obálka v této části mírně modifikována (viz obrázek 4/8). Čárkovaně je vyznačena modifikace pro N-kategorii (normální kategorii), plně pro akrobatickou a užitkovou kategorii.



Obr. 4/8. Obálka obrátů podle předpisu FAR



Měřeními za letu se zjistilo, že se při akrobacii dosahuje vyšších násobků než  $+6$  a  $-3$  (zvláště v záporné oblasti), a že se dosahuje velkých záporných násobků při vysokých rychlostech letu. Proto mají obratové obálky některých československých sportovních letounů větší rozsah povolených násobků než požaduje předpis. Obálka obrátů letounu Z-50 L nemá „uříznutý“ pravý dolní roh.

Na obrázku 4/8 je kromě obratové obálky schematicky znázorněna obálka obrátů s vysunutými klapkami. Tvarově se podobá horní části obratové obálky. Křivka vymezující oblast utrženého proudění je strmější než u normální obálky obrátů, neboť maximální součinitel výsledné aerodynamické síly s vysunutými klapkami  $C_{R + MAX KL}$  je vyšší než  $C_{R + MAX}$ . Při výpočtu této mezní křivky je možno použít vztahu (4.5.), kde se za  $C_R$  dosadí hodnota  $C_{R + MAX KL}$ . Maximální násobek letu s vysunutými klapkami bývá obvykle  $n_{MAX F} = +2,0$ , maximální přípustná rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami je  $V_{FE}$ .

Další provozní omezení jsou specifikována v „Letové příručce“. Mezi ně patří např. omezení z hlediska práce pohonné jednotky, povolený maximální počet otoček ve vývrtce, omezení hmotnosti a centráží apod.

Letadla o malé hmotnosti mohou být navržena pro několik kategorií najednou. Jejich vymezení je uvedeno v „Letové příručce“ a některé důležité údaje jsou uvedeny na štítcích v pilotní kabině. U sportovních letadel bývají kategorie vymezeny hmotností a někdy také rozsahem povolených centráží a dodatečnými podmínkami (jako je např. omezení množství paliva pro akrobatické lety, dodržení předepsaného tolerančního pásma otáček vrtule v závislosti na rychlosti letu, omezení rychlostí letu apod.). Tak např. letoun Z-42 je v kategorii akrobatické do maximální vzletové hmotnosti 920 kg. Vyjmenované akrobatické prvky může provádět v libovolném pořadí v sólu i ve dvojím obsazení při dodržení dalších podmínek. Do maximální vzletové hmotnosti 970 kg je letoun v kategorii normální. Rozsah centráží je pro obě kategorie shodný.

Ve schematickém nákresu obálky na obrázku 4/8 jsou vyznačeny charakteristické rychlosti. Zde se o nich stručně zmíníme.

Označení	Název, vysvětlivky
$V_{SO}$	<i>Pádová rychlost v přistávací konfiguraci</i> — je dolní mezí provozního rozsahu s vysunutými klapkami, na rychloměru označeného bílým obloukem.
$V_F$	<i>Minimální rychlost letounu v přistávací konfiguraci</i> při maximálním povoleném násobku s vysunutými klapkami, je obdobou rychlosti $V_A$ obrátové obálky, nebývá uváděna v provozní dokumentaci, leží mezi hodnotou $V_{SO}$ a $V_{FE}$ .
$V_{FE}$	<i>Maximální přípustná rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami</i> (v přistávací konfiguraci). Na této rychlosti na rychloměru končí bílý oblouk vymezující provozní rozsah s vysunutými klapkami.
$V_{SI}$	<i>Pádová rychlost letounu bez vysunutých přistávacích klapek</i> při návrhové hmotnosti — je dolní rychlostí normálního provozního rozsahu. Na této rychlosti začíná zelený oblouk na rychloměru.
$V_A$	<i>Návrhová obrátová rychlost</i> — nejnižší rychlost, při níž je možno dosáhnout maximálního dovoleného násobku při návrhové hmotnosti — je uvedena v „Letové příručce“ a je ji možno též odečíst z obálky obrátů v „Letové příručce“. Bývá také uvedena na štítku v pilotní kabině.
$V_C$	Je základní <i>návrhová rychlost</i> , pomocí níž jsou stanoveny rychlosti $V_{NO}$ , $V_{NE}$ , $V_D$ . Je základní rychlostí provozní obálky a svou velikostí je blízká rychlosti $V_{NO}$ . Nebývá uvedena v „Letové příručce“.
$V_{NO}$	<i>Maximální normálně dovolená rychlost při cestovním letu</i> , svou velikostí je blízká (někdy je totožná) rychlosti $V_C$ , je horní rychlostí normálního provozního rozsahu a současně dolní rychlostí režimu zvýšení pozornosti, na této rychlosti končí na rychloměru zelený oblouk a začíná žlutý oblouk.
$V_H$	<i>Maximální rychlost vodorovného ustáleného letu</i> , nebývá uváděna v „Letové příručce“.
$V_{NE}$	<i>Maximální přípustná rychlost letu</i> (ve výjimečných případech), na rychloměru je vyznačena červenou radiální čarou.
$V_D$	<i>Návrhová rychlost střemhlavého letu</i> zvýšená proti $V_{NE}$ přibližně o 11 %, používá se při pevnostní kontrole letadla.

#### 4.1.4. KONTROLA PROVOZNÍCH OMEZENÍ ZA LETU — VZTAH MEZI OBÁLKOU OBRATŮ A ÚDAJI AKCELEROMETRU A RYCHLOMĚRU

Pilot je povinen dodržovat předepsaná provozní omezení. Jejich kontrolu z hlediska dodržení obálky obrátů provádí pilot pomocí vlastních pocitů, údajů akcelerometru (g-metru) a rychloměru. Jak akcelerometr, tak rychloměr jsou označeny barevnými značkami, které umožňují snadnou kontrolu dodržení provozních mezí.

Na akcelerometru jsou mezní hodnoty ( $n_{+MAX}$  a  $n_{-MAX}$ ) vyznačeny červenými radiálními čarami a provozní pole násobků ležící mezi nimi je označeno zeleným obloukem.

Na rychloměru jsou vykresleny tři barevné oblouky, vymeziující tři provozní rozsahy, a několik radiálních čar označujících mezní rychlosti. Vztah barevných oblouků — „*provozních rozsahů*“ — k obálce obrátů je patrný z obr. 4/8. Význam provozních rozsahů je následující.

*Bílý oblouk* — znázorňuje rozsah rychlostí mezi pádovou rychlostí s vysunutými klapkami  $V_{SO}$  a maximální přípustnou rychlostí letu s vysunutými klapkami  $V_{FE}$ . Pádová rychlost při maximálním povoleném násobku s vysunutými klapkami (obdoba bodu A obratové obálky) nebývá v provozní dokumentaci uváděna. Leží mezi krajními body bílého oblouku. Maximální povolený násobek je uveden v „Letové příručce“ (obvykle bývá  $n = 2$ ).

*Zelený oblouk* — znázorňuje *normální provozní rozsah*. Dolní mez je na pádové rychlosti se zasunutými přistávacími klapkami —  $V_{SI}$ , horní mez je na maximální normálně dovolené rychlosti při cestovním letu  $V_{NO}$ . Tento provozní rozsah zahrnuje dvě oblasti:

1. *Oblast snížených násobků* vlivem maximálního součinitele výsledné aerodynamické síly  $C_{R+MAX}$  leží mezi rychlostí  $V_{SI}$  a návrhovou obratovou rychlostí  $V_A$ . Hodnota  $V_A$  je pro každou kategorii jiná a je ji možno odečíst z obálky obrátů.

2. *Oblast plných násobků* leží mezi rychlostmi  $V_A$  a  $V_{NO}$ . V této oblasti je možno využít celého rozsahu násobků.

*Žlutý oblouk* vymezuje *oblast režimů zvýšené pozornosti* — oblast končí maximální přípustnou rychlostí  $V_{NE}$ . U většiny letadel bývá v této oblasti snížena hodnota maximálního záporného násobku — viz obr. 4/8.

*Červenou radiální čarou* na horní mezi žlutého oblouku



je vyznačena maximální přípustná rychlost letu  $V_{NE}$ . U vícemotorových letounů bývá navíc na rychloměru vyznačena:

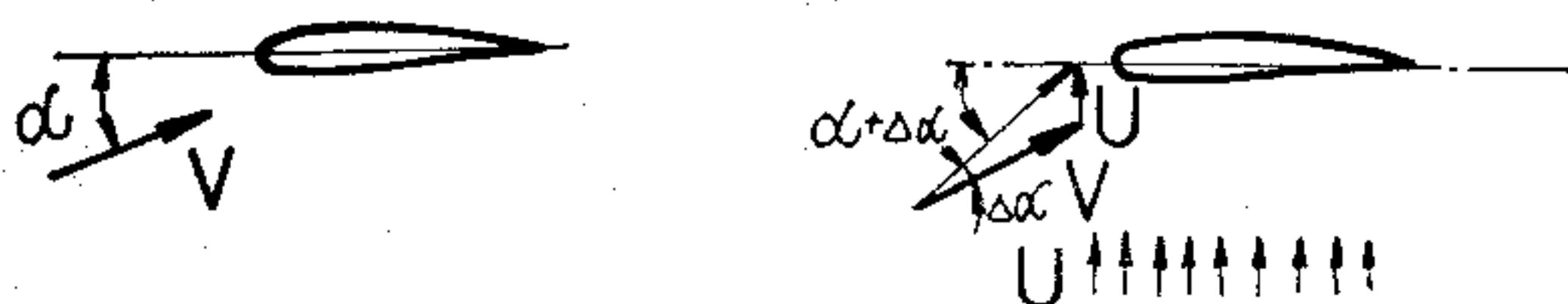
*modrá radiální čára*, vyznačující rychlost odpovídající největší stoupací rychlosti s jedním nepracujícím motorem,

*červená radiální čára*, označující nejmenší říditelnou rychlost s jedním nepracujícím motorem  $V_{MC}$ .

Dodržení provozních omezení při provádění obrátů se usnadní, dodrží-li pilot doporučené vstupní rychlosti do obrátů. Hodnoty rychlostí jsou uvedeny v „Letové příručce“ a na štítku v kabině letounu.

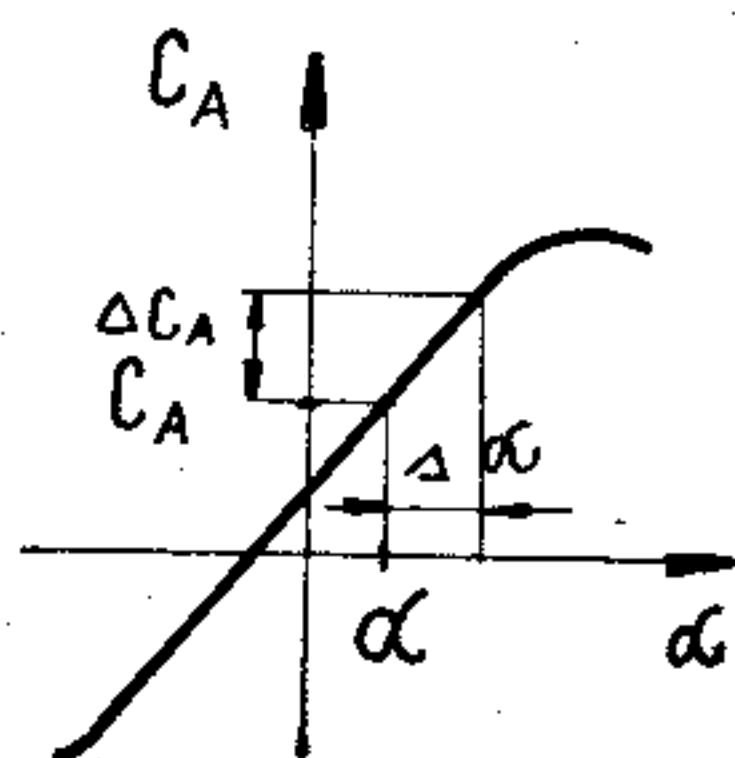
#### 4.1.5. OBÁLKA PORYVŮ A KONTROLA PROVOZNÍCH OMEZENÍ

Ovzduší, v němž se letoun pohybuje, není klidné. Rychlost proudícího vzduchu je příčinou změn obtékání letounu a tím i příčinou změn v zatížení letounu. Letecké předpisy zavedly pojem *poryv*, což je stoupající nebo klesající proud vzduchu, pohybující se rychlostí  $U$ . Vlétne-li



Obr. 4/9. Sečítání rychlosti letu  $V$  a rychlosti poryvu  $U$

do něj letoun rychlostí  $V$ , změní se úhel náběhu z hodnoty  $\alpha$  na hodnotu  $\alpha + \Delta\alpha$ , neboť rychlosti  $U$  a  $V$  se sčítají (viz obr. 4/9). Změna úhlu náběhu vyvolá změnu souči-



Obr. 4/10. Změna součinitele vztlaku vyvolaná změnou úhlu náběhu

nitele vztlaku  $C_A$  (viz obr. 4/10) na  $C_A + \Delta C_A$  a tím podle vztahu (4.5.) i změnu násobku.

Pro výpočet násobku vyvolaného poryvem byl odvozen vzorec:

$$n = 1 \pm K \cdot \frac{\rho \cdot U \cdot V}{m} = 1 \pm \Delta n. \quad (4.6.)$$

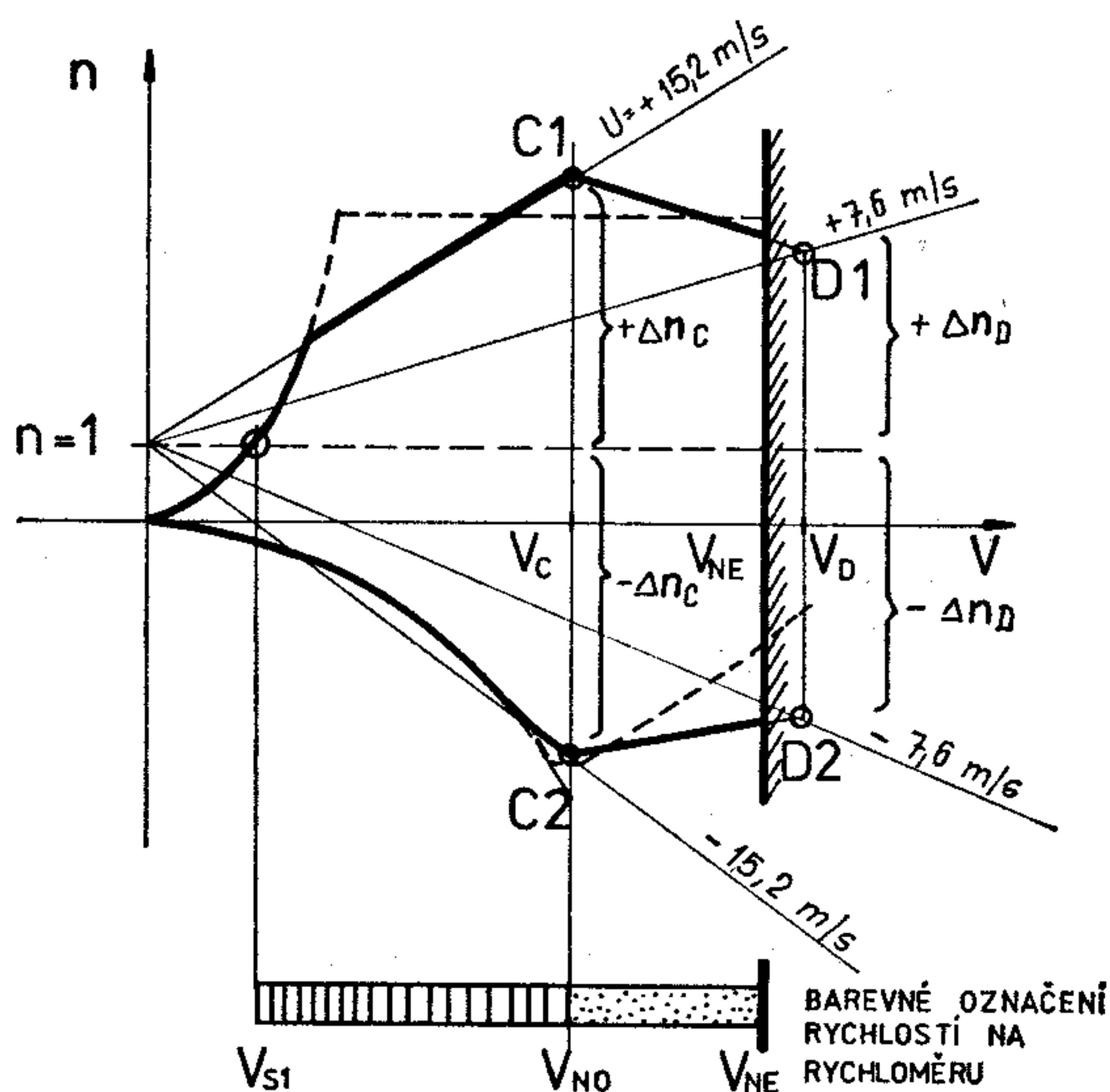
Ze vzorce je vidět, že letoun o hmotnosti  $m$ , který letí vodorovným ustáleným letem při násobku  $n = 1$  a vletne rychlostí  $V$  do svislého poryvu o velikosti  $U$ , bude zatížen vzdušnými a setrvačnými silami odpovídajícími násobku  $1 \pm \Delta n$ . Kladné znaménko odpovídá poryvům stoupajícím, záporné poryvům klesajícím. Přírůstek  $\Delta n$  je tím větší, čím větší je rychlost letu  $V$ , čím je silnější poryv (čím má poryv vyšší rychlost  $U$ ) a čím je hmotnost letounu menší. Lehká letadla jsou poryvy zatížena více než letadla s velkou hmotností. S rostoucí výškou letu přírůstek násobku klesá, neboť hodnota  $\rho$  (měrné hmotnosti vzduchu) s rostoucí vzdáleností od země klesá. Veličina  $K$  je konstanta pro dané letadlo.

Zatížení od poryvů se, stejně jako zatížení od obrátů, znázorňuje v diagramu  $V$ - $n$ . Schéma obálky je na obr. 4/11. Poryv v diagramu  $V$ - $n$  je představován přímkou vycházející z bodu, který odpovídá rychlosti letu  $V = 0$  km/h a násobku  $n = 1$ .

Stoupající poryvy vyvolávají kladné přírůstky násobků a jsou v diagramu  $V$ - $n$  znázorněny přímkami, podle nichž vyšším rychlostem letu odpovídají vyšší násobky (stoupající přímkou). Klesajícím poryvům odpovídají klesající přímkou. Čím je poryv větší, tím je přímkou, která ho v diagramu znázorňuje, strmější. K obrázku obálky je slabě čárkovaně přikreslena obálka obrátů, jejíž mezní hodnoty násobků bývají u  $N$  kategorie menší než je maximální násobek od poryvů. U letounů navrhovaných v  $A$  kategorii je poryvová obálka obvykle překryta obálkou obrátů.

Letecký předpis FAR požaduje provádět kontrolu letadla na poryvy o velikosti  $U = \pm 15,2$  m/s při rychlosti letu  $V_C$  (kterou je možno z tohoto hlediska považovat za shodnou s rychlostí  $V_{NO}$ ) a na poryvy o velikosti  $U = \pm 7,6$  m/s při rychlosti letu  $V_D$  kterou je možno z praktického hlediska považovat za rychlost  $V_{NE}$ ). Tyto případy zatížení jsou v obrázku znázorněny body  $C 1$ ,  $C 2$ ,  $D 1$ ,

D 2. Maximální násobky od poryvů dosahují obvykle hodnot  $+4 \div +6$  a  $-2 \div -4$  při rychlosti letu  $V_C$ , tj. přibližně při  $V_{NO}$ . V oblasti mezi rychlostmi  $V_{NO}$  a  $V_{NE}$  jsou povolené násobky menší než při  $V_{NO}$ .



$$n = 1 \pm K \cdot \frac{\rho \cdot U \cdot V}{m} = 1 \pm \Delta n$$

Obr. 4/11. Obálka poryvů podle předpisu FAR

Pro praxi z uvedeného vyplývá, že letoun je konstruován na rychlosti poryvu  $\pm 7,6$  m/s v celém rozsahu rychlostí až po  $V_{NE}$ . V případě vyšších poryvů je nutno snížit rychlost letu pod hodnotu  $V_{NO}$  (pod rozhraní zeleného a žlutého oblouku na rychloměru). Při rychlostech letu do  $V_{NO}$  je možné létat až do poryvů o rychlosti  $\pm 15$  m/s, případně po hodnotu maximálních násobků dovolených při obratech  $n_{+MAX}$  a  $n_{-MAX}$ .

Kontrolu dodržení povolených mezí může pilot provádět pomocí variometru a rychloměru. Uvedené hodnoty mezních rychlostí poryvu jsou vzaty z amerického předpisu FAR a jsou na ně kontrolovány československé le-



touny Z-526 F, Z-526 AFS, Z-726, Z-42, Z-43 a Z-50 L. Ostatní letadla létající v ČSSR jsou navrhována podle jiných předpisů (podle sovětského předpisu NLGS, britského BCAR nebo německého BVF). Rozsah učebnice nedovoluje probrat více variant zatížení, proto je nutné v naléhavých případech konzultovat vzniklé otázky s pracovníky Státní letecké inspekce.

#### 4.1.6. ZATÍŽENÍ OSTATNÍCH ČÁSTÍ

V předchozích odstavcích jsme probrali hlavní případy zatížení letadla, pro které je typické, že zatěžují téměř celou nosnou konstrukci letadla a že jsou základním zatížením některých částí, na které působí navíc další, specifická zatížení (viz např. motorové lože). Zvláštní pro tyto případy zatížení je to, že je možné je za letu kontrolovat. Všechna ostatní zatížení (zatížení vrtule, přistávacího zařízení apod.) jsou v praktickém provozu nekontrolovatelná. Proto tvůrci předpisů stanovili na základě zkušeností takové požadavky, které se v běžném provozu vyskytnou jen s krajně malou pravděpodobností. Mezních hodnot těchto případů nebo jejich překročení se v provozu dosahuje při řešení havarijní situace nebo v případě krajní nedbalosti.

Dále se stručně zmíníme jen o několika případech, které pilot nemůže kontrolovat, ale které může způsobem řízení ovlivnit natolik, že vzniklá zatížení nepoškozují příliš konstrukci letounu.

##### *Zatížení vrtule*

Na listy vrtule působí hlavně:

- aerodynamické síly a momenty, které zatěžují listy vrtule ohybem a krutem;
- odstředivé síly, zatěžující listy vrtule velmi významně tahem;
- setrvačné síly vznikající při naskočení motoru — zatěžují listy vrtule ohybem;
- gyroskopické momenty — jsou zvláště významné proto, že zatěžují listy vrtule, ale i části motoru a motorového lože proměnným zatížením, které vyvolává únavové poškození materiálu.

### *Zatížení motorového lože*

Motorové lože je hlavně zatíženo:

- hmotovými silami vyvolanými hmotou motoru, na kterou působí zrychlení od obrátů a poryvů a rotačních zrychlení;
- tahem vrtule;
- krouticím momentem motoru;
- gyroskopickými momenty.

Velikost gyroskopických momentů se mění v závislosti na poloze listů vrtule vzhledem k letadlovým osám  $y$  a  $z$ . Maximální velikost gyroskopických momentů je dána vztahem

$$Mg = \omega_v \cdot \omega \cdot J_{vx},$$

kde  $\omega_v$  je úhlová rychlost otáčení vrtule,

$\omega$  úhlová rychlost klopivého nebo zatáčivého pohybu letadla,

$J_{vx}$  moment setrvačnosti vrtule.

Ze vztahu je patrné, že zatížení vrtule, částí motoru, motorového lože a jeho uchycení na konstrukci letadla vyvolané gyroskopickými momenty budou tím menší, čím menší budou úhlové rychlosti  $\omega_v$  a  $\omega$ . Je proto z hlediska životnosti uvedených částí vhodné vyhýbat se vysokým rychlostem obrátu nebo, pokud to neohrozí bezpečnost letu, alespoň snižovat otáčky motoru (snižovat úhlovou rychlost  $\omega_v$ ) v letových případech s velkými úhlovými rychlostmi letounu  $\omega$ .

### *Zatížení vyvolaná vychýlením křidélek*

Zatížení vyvolaná vychýlením křidélek jsou poměrně složitá a nebudeme je zde podrobně rozebírat. Vzniklá zatížení vyvolaná vychýlením křidélek se sečítají se zatížením od obrátů a poryvů a rostou s rostoucí rychlostí letu a s rostoucí výchylkou křidélka. Předpis FAR požaduje provedení pevnostních kontrol na vliv plné výchylky křidélka při rychlostech letu až do rychlosti  $V_A$  a při obrátu s násobkem rovným  $2/3 n_{+MAX}$ . Při vyšších rychlostech letu nepožaduje již plnou výchylku křidélek.

### *Zatížení přistávacího zařízení*

Přistání letounu může být provedeno třemi způsoby. Správný způsob je ten, kdy podrovnání letounu je provedeno těsně nad zemí a dotyk se zemí je proveden s téměř nulovou svislou — klesací — rychlostí  $V_y$ . Při dalším



způsobu nastane podrovnání šikmého klouzavého letu příliš brzy, ve větší výšce nad zemí, takže po ztrátě vztlaku dojde k pádu z výšky — dotyk se zemí se děje při určité hodnotě klesací rychlosti. Poslední možný způsob přistání je, že není včas provedeno podrovnání a k dotyku se zemí dojde přímo z klouzavého letu. Také v tomto případě se přistání děje při určité hodnotě klesací rychlosti. O velikosti namáhání letadla rozhoduje hmotnost letadla a hlavně druhá mocnina složky rychlosti kolmé k povrchu země zvané — *klesací rychlost*  $V_y$ , neboť pohybová energie, kterou musí konstrukce pohltit a utlumit, je dána vztahem

$$E = \frac{1}{2} \cdot m \cdot V_y^2.$$

Další zatížení letadla vyplývá z maření pohybové energie dané vodorovnou složkou rychlosti letounu  $V_x$ .

Předpisy pro stavbu letadel počítají s nedokonalými přistáními a předepisují klesací rychlosti, které musí konstrukce letounu vydržet. Přesto je však vhodné věnovat nácvikům správných přistání velkou pozornost, aby poškození podvozků a okolní konstrukce, vyvolávaná hlavně únavovým procesem namáhání, byla co nejmenší.

Přistávací hmotnost bývá u malých letadel shodná se vzletovou hmotností. U velkých dopravních letadel, kde hmota paliva představuje velké procento celkové hmotnosti, se přistávací zařízení navrhují na hmotnost nižší než vzletovou. Přistávací zařízení jsou potom lehčí. Tato letadla jsou vybavena rychlovýpustí paliva pro případ přerušených startů.

## 4.2. PŘENOS ZATÍŽENÍ KONSTRUKCÍ

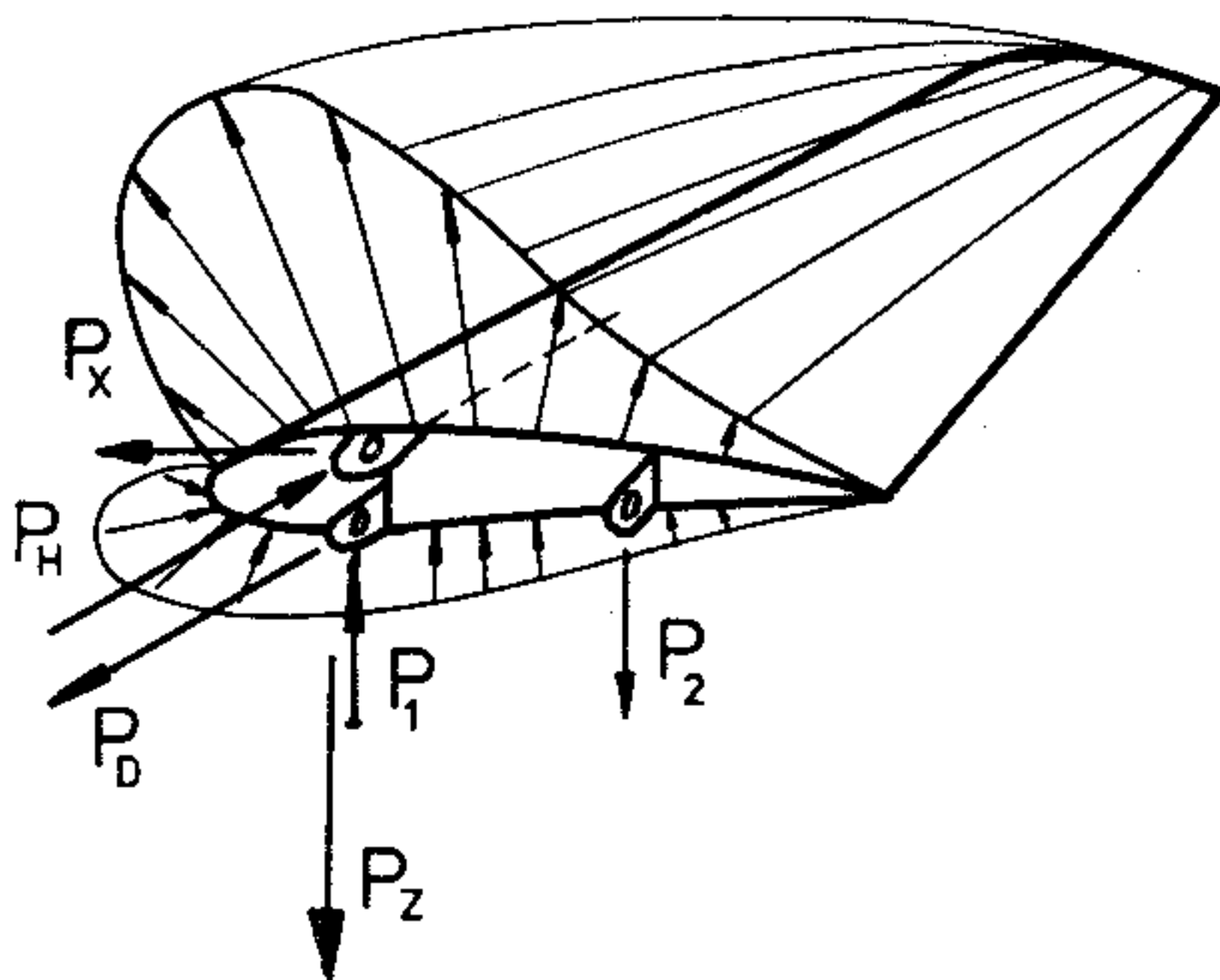
### 4.2.1. KŘÍDLO

Křídlo letounu je za provozu zatíženo vzdušnými silami (podtlakem a přetlakem), silami hmotovými (setrvačnými a silami vyvolanými zrychlením tíže) a někdy silami od přistávacího zařízení. Síly vzdušné působí po celém povrchu křídla, síly hmotové působí v každé hmotě (v po-



tahu, žebrou, v palivu umístěném v palivové nádrži). Výsledné zatížení konstrukci křídla kroučí, ohýbá a snaží se posunout jednotlivé příčné řezy křídla proti sousedním (nahoru nebo dolů, dozadu nebo dopředu). Zatížením vyvolávajícím posuvy se říká *posouvací síly*. Tím, že se konstrukce křídla deformuje, vznikají v jednotlivých částech konstrukce vnitřní síly (napětí), které „vyvažují“ — uvádějí do rovnováhy — zatěžující síly. Porušení konstrukce nastane, až některý prvek konstrukce přestane být schopen vyvodit potřebnou reakci zatěžujícími silami, tj. až dosáhne meze své únosnosti a žádný jiný prvek ho nebude schopen nahradit.

Přenos zatížení dvoudutinovou, dvounosníkovou konstrukcí křídla lze stručně popsat takto: Vzdušné síly působící na potah mají snahu na sací straně křídla odtrhnout



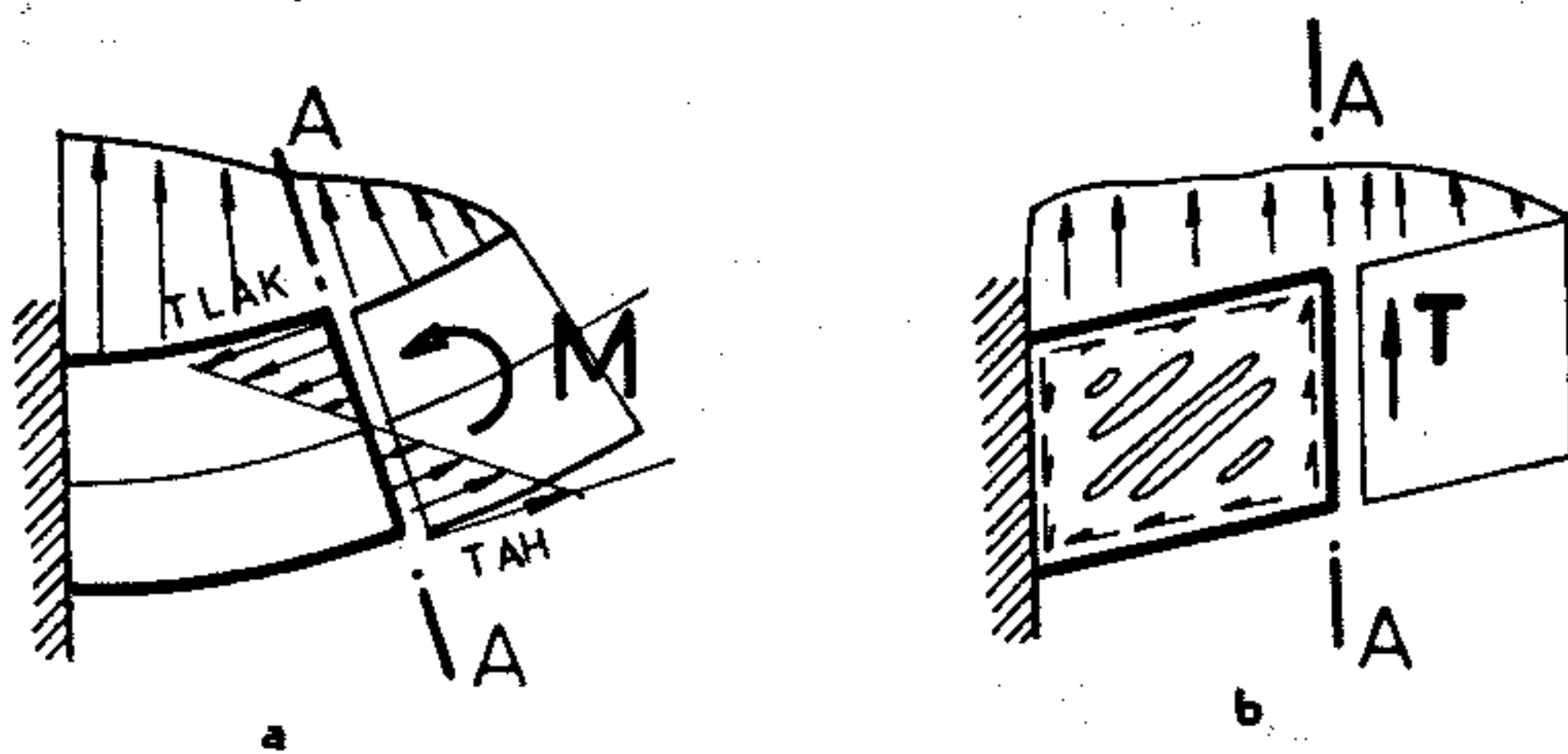
Obr. 4/12. Zatížení křídla

potah od žeber a nosníků, na tlakové straně přitlačit potah na kostru křídla — viz obr. 4/12. Svislá zatížení žeber, převzatá od potahu, předávají žebra do nosníků. Přitom dochází k deformaci jak žeber, tak i nosníků. Tyto části jsou zatěžovány ohybem a posouvajícími silami, což je příčinou vzniku ohybových a smykových napětí v žebrech a nosnících. Část výsledného zatížení působícího dozadu (nebo dopředu) — tečná složka výsledného zatížení — vyvolává posuv příčných řezů křídla dozadu a ohyb křídla v jeho rovině. Posuv křídla dozadu vyvolá zkos polí potahu a tím vznik vnitřních smykových napětí v potazích, které „vyvažují“ tečnou složku výsledného

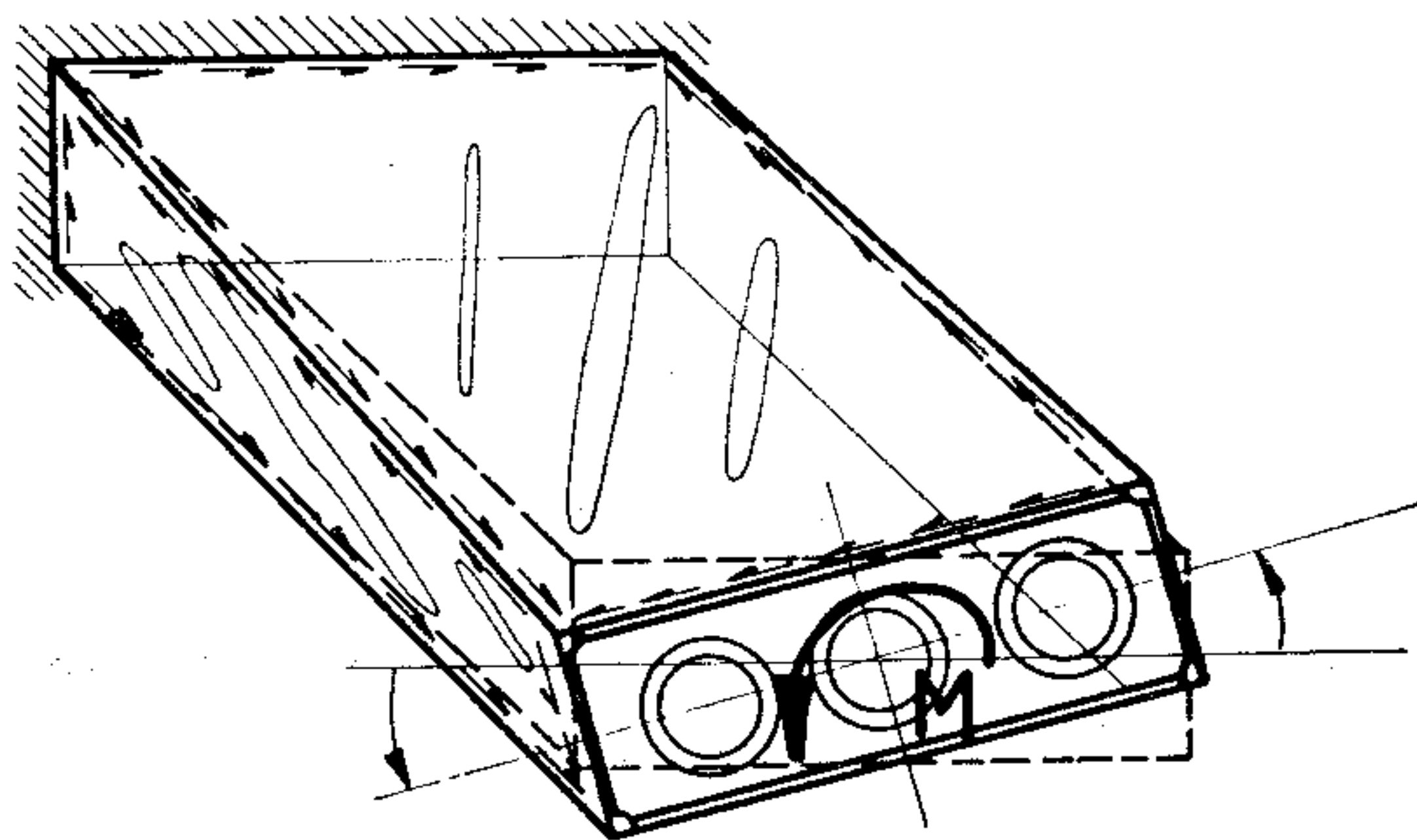
zatížení. Ohyb křídla dozadu zachytí hlavně nosníky křídla, přední tahovým napětím, zadní tlakovým napětím.

Na obrázku 4/13 je znázorněno zatížení jednoho řezu (řez A-A) nosníku křídla (nebo žebra) ohybovým momentem  $M$  a posouvající silou  $T$ . Obě zatížení působí současně. Pro větší názornost je však vliv ohybu znázorněn na obr. 4/13a a vliv posouvající síly na obr. 4/13b. Zatížení libovolného řezu nosníku nebo žebra (v obrázku 4/13 označeného A-A) je možno si představit jako by sousední velmi blízký řez působil na sledovaný řez A-A.

Ohybový moment  $M$  vyvolává na jedné straně nosníku zkrácení, na druhé straně prodloužení vláken materiálu a tím tlaková a tahová napětí. Zkrácení a prodloužení vláken je při ohybu části rozdílné pro vlákna různě vzdá-



Obr. 4/13. Zatížení nosníku ohybovým momentem a posouvající silou



Obr. 4/14. Deformace jednodutinové konstrukce po zatížení krouticím momentem

lená od povrchu, proto je i napětí v různých vzdálenostech od povrchu různé. V obr. 4/13a je znázorněno rozložení napětí po výšce nosníku.

Svislá síla  $T$  — posouvající síla — se snaží posunout libovolný řez  $A-A$  nosníku proti sousednímu, vyvolává zkos pole a tím vznik smykových napětí (v obrázku znázorněných šipkami) a případně diagonální vlnění stojiny nosníku (viz obr. 4/13b). Podobně jsou zatíženy potahy od tečných složek výsledného zatížení.

Krut křídla vyvolaný výsledným zatížením je zachycen ohybem nosníků (např. přední se ohýbá dolů, zadní nahoru) a zkosem potahů a stojin nosníků. Na obr. 4/14 je znázorněn vliv krouticího momentu na zkroucení jednodutinové konstrukce. Při tomto zatížení nastává zkos všech čtyř obvodových stěn, v nichž vzniká smykové napětí. Podobně pracuje vícedutinová konstrukce, přitom nezáleží na tom, zda příčný řez dutiny je tvaru trojúhelníka, lichoběžníka či má obecný tvar.

Žebra křídla plní z hlediska přenosu krutu velmi důležitou roli. Udržují tvar příčného řezu dutiny. Zachování tvaru dutiny má významný vliv na únosnost konstrukce v krutu. Čím větší je potahem obestavená dutina, tím větší krouticí moment je schopna konstrukce přenést při stejných potazích a stejném nýtovém spoji. U konstrukcí, které nemají podélné výztuhy (např. skořepinový trup), dochází při zatížení velkým krouticím momentem ke vzniku hlubokých vln mezi sousedními přepážkami a tím ke zmenšení příčných řezů a ke snížení únosnosti konstrukce.

Na obrázku 4/12 je znázorněno rozložení vzdušných sil po povrchu křídla a síly, které vznikají ve spoji křídlo-trup. Síly  $P_H$  a  $P_D$  „vyvažují“ vzniklý ohyb křídla, síly  $P_Z$  a  $P_X$  „vyvažují“ výslednou posouvající sílu svislou a tečnou (působící dozadu nebo dopředu). Dvojice sil  $P_1$  a  $P_2$  „vyvažuje“ krouticí moment vyvolaný vzdušnými a hmotovými silami. Všechny tyto síly zatěžují kování křídla, spojovací čepy spoje křídlo-trup a kování trupu.

Z uvedeného je vidět, že jednotlivé prvky konstrukce křídla plní několik funkcí najednou. Tak např. potah vytváří aerodynamický tvar, zachycuje vzdušné zatížení a předává je žebrům a nosníkům a vzniklým smykovým napětím „vyvažuje“ svislé a tečné síly a krouticí momenty zatěžující křídlo. Je proto nutné při kontrolních prohlídkách, opravách, ale i při zacházení s letadlem na zemi, pohlížet na každou část z hlediska komplexu funkcí, které tato část plní.



## 4.2.2. TRUP

Konstrukce trupu je za provozu zatěžována aerodynamickými silami, zatížením od křídel, ocasních ploch, hnačí skupiny a někdy přistávacího zařízení, hmotovými silami, které vznikají v hmotách spojených s konstrukcí trupu a v konstrukci samé a silami, kterými působí pilot na řídicí a ovládací mechanismy. Zatížení a jejich kombinací je mnoho. Jako u každé jiné konstrukce vyvolává působící zatížení deformace nosných prvků, což má za následek vznik napětí v konstrukci, která „vyvažují“ působící vnější zatížení.

U příhradových konstrukcí přenášejí zatížení pruty tahovým nebo tlakovým napětím, které v nich vzniká působením vnějších zatížení.

U poloskořepinových konstrukcí, které se skládají z kostry (přepážek a podélníků) potažené potahem (obvykle velmi tenkým), přenášejí ohyb podélníky, v nichž vzniká tahové nebo tlakové napětí. Krouticí moment a posouvající síly přenáší potah, podobně jako u křídla. Přepážky slouží k udržení tvaru příčných průřezů trupu, případně k zavedení sil (od hmot, od řízení atd.) do nosné konstrukce trupu. Do přepážek, podélníků a potahů se zavádějí síly pomocí zvláštních kování tak, aby působily v rovině tenkého plechu. V žádném případě nesmějí působit ve směru kolmém na rovinu tenkého plechu. Plech zatěžovaný ve své rovině (zatížení smykem) vydrží velká zatížení, zatížení působící kolmo na rovinu plechu způsobuje velké deformace a snadné poškození materiálu. Zatížení působící šikmo se rozkládají pomocí kování na dvě nebo více složek, z nichž každá je zaváděna do roviny plechu. Např. jedna složka do potahu, druhá do přepážky (rohová kování) apod.

Zásadu „nezavádět síly nikdy kolmo do tenkého plechu“ je nutno dodržovat vždy, i při manipulaci s letounem na zemi.

U skořepinových konstrukcí, které jsou tvořeny poměrně tlustým potahem (např. sendvičového typu) a přepážkami, přenáší všechna zatížení potah. Přepážky plní stejné funkce jako žebro u poloskořepinové konstrukce.

### 4.2.3. OSTATNÍ ČÁSTI

V předchozích dvou odstavcích jsme popsali, jakým způsobem přejímají zatížení některé typické části letecké konstrukce. Podobně přenášejí zatížení i vodorovné a svislé ocasní plochy, křídélka a klapky. Ostatními částmi se nebudeme v této učebnici zabývat. Je však nutné si uvědomit, že je povinností dodržovat všechna nařízení a pokyny uvedené v provozní dokumentaci, nápisy na letounu (např. „zde nestoupat“ ...) apod., neboť každé nařízení má své vážné opodstatnění.

Současně je nutno si uvědomit, že uživatel *nesmí* provádět žádné zásahy do konstrukce mimo ty, které jsou přímo nařízeny v provozní dokumentaci. Všechny jiné úkony a zásahy do letadla může provést jen oprávněná opravna (v omezené míře) nebo výrobce, a to v některých případech jen se souhlasem Státní letecké inspekce.

## 4.3. ÚNOSNOST KONSTRUKČNÍCH PRVKŮ

### 4.3.1. ÚNOSNOST Z HLEDISKA STATICKÉHO ZATÍŽENÍ

Statickou únosností se rozumí takové zatížení, při kterém dojde k porušení části. O únosnosti konstrukčních dílů rozhoduje často, kromě vlastností materiálu, způsob zatížení, tvar části, tvar příčného průřezu, teplota okolí atd. Zde se zmíníme o únosnosti částí konstrukce letadel zatížených několika základními druhy zatížení.

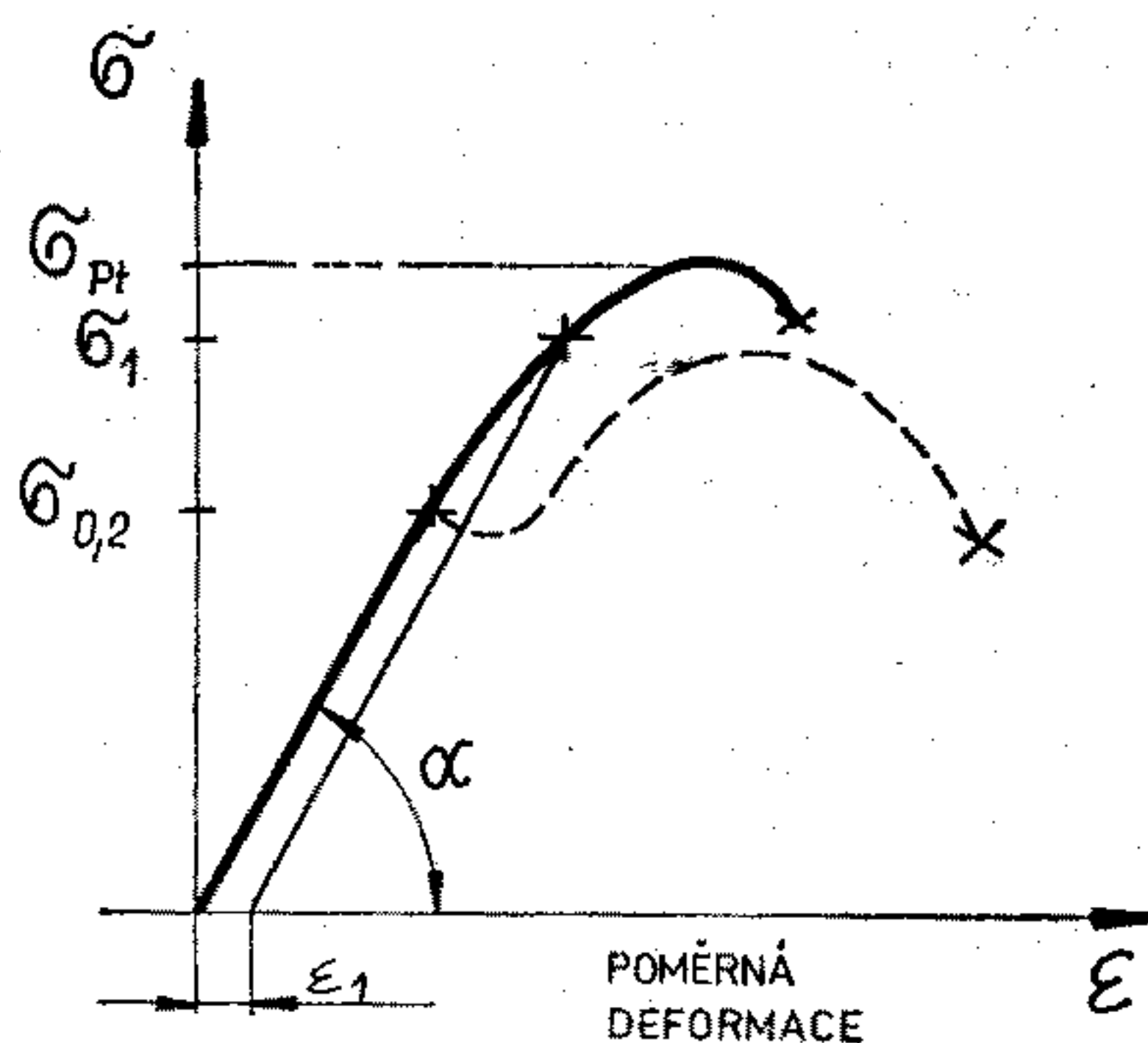
#### *Tah*

Pevnost materiálu v tahu (označovaná  $\sigma_{Pt}$ ) je nejzákladnější charakteristikou materiálu. Dosáhne-li se této meze, materiál se poruší. Zjišťuje se tahovou zkouškou vzorků, při níž se získají další důležité charakteristiky materiálu. Jsou to smluvní mez kluzu  $\sigma_{0,2}$  (nebo u méně kvalitních materiálů mez kluzu  $\sigma_K$ ) a modul pružnosti materiálu, označovaný  $E$ . Modul pružnosti vyjadřuje tuhost materiálu. Materiál zatížený po mez kluzu se po odlehčení vrátí do původního tvaru a rozměru. Při zatížení nad tuto mez se trvale deformuje. Součást zatížená napětím  $\sigma_1$  zůstane po odlehčení prodloužena o hodnotu  $\varepsilon_1$  a je možno na ní



pozorovat v některém místě i změnu příčného průřezu (viz obr. 4/15).

Diagram získaný při tahové zkoušce materiálu je znázorněn na obr. 4/15. Modul pružnosti materiálu je tím



Obr. 4/15. Tahový diagram materiálu

větší (materiál je tím tužší), čím strmější je přímková část diagramu (čím je úhel  $\alpha$  větší). Tužší materiál má vyšší hodnotu modulu pružnosti  $E$ . Plnou čarou je vykreslen graf legovaných ocelí, čárkovaně graf nízkouhlíkové oceli. Za nízkých teplot materiály křehnou a jsou-li již částečně porušeny, nebo obsahují-li vnitřní vadu, poruší se při velmi nízkých hodnotách napětí. *Není proto vhodné přelétávat letouny, byť s malou vadou, za nízkých teplot.*

Tahem jsou namáhány pásnice nosníků křídla, ocasních ploch, pruty příhradové konstrukce, ale také lemy žeber apod.

#### *Tlak*

Zatěžování tlakem je obdobou zatěžování tahem, jen s tím rozdílem, že při zatížení tlakem se součásti zkracují a rozšiřují. Pro zatěžování tlakem existují podobné charakteristiky jako pro tah. Vysokých hodnot zatížení v tlaku je možno dosáhnout jen u částí velmi krátkých a tlustostěnných. Části tenké a dlouhé se při zatížení tlakem deformují a ztrácejí únosnost — hovoříme o vzpěru. Trhliny a vady materiálu nesnižují významně únosnost konstrukčních prvků zatížených tlakem. Tlakem jsou zatěžovány obvykle ty prvky, které jsou v jiném okamžiku zatěžovány



tahem. Střídání tahu a tlaku souvisí často se střídáním letů v poloze „normál“ a „na zádech“.

### Ohyb

Konstrukční prvek zatížený ohybem je znázorněn na obr. 4/13, z něhož je vidět, že jedna strana je zatížena tahem, druhá tlakem. Trvalá deformace konstrukčního prvku nastane, až vlákna blízko povrchu materiálu překročí smluvní mez kluzu. K porušení dojde, jakmile jedna ze stran překročí mez únosnosti (u prvků tlustostěnných a krátkých je to mez pevnosti v tahu nebo tlaku, u prvků tenkostěnných či štíhlých je to mez pevnosti v tahu nebo kritické napětí — viz vzpěr).

Ohybem jsou zatěžovány osy kol, podvozkové pružiny, zčásti pásnice nosníků křídel, ocasních ploch, nosníky motorového lože atd.

### Vzpěr

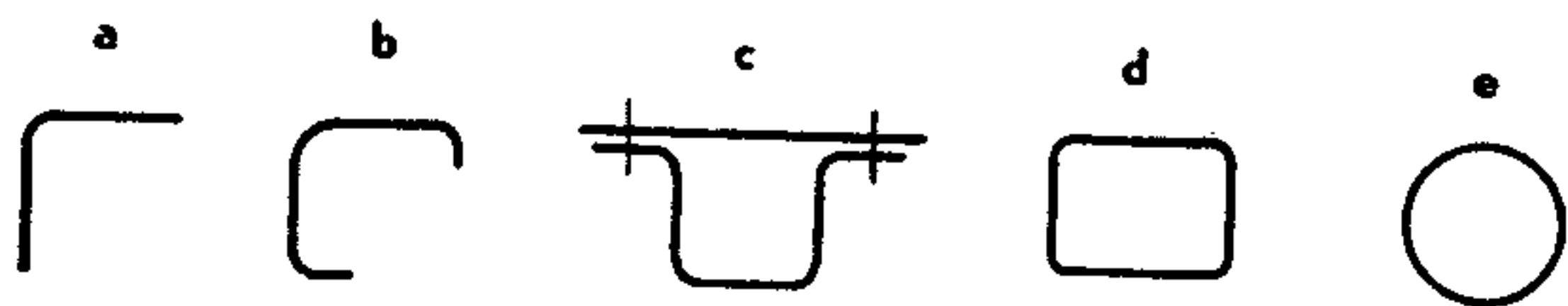
Součásti štíhlé (dlouhé a tenké) a součásti s tenkými stěnami zatížené tlakem ztrácejí, při určitém zatížení menším než je mez pevnosti materiálu v tlaku, tvar a nastává jejich zhroucení — ztráta stability (ztráta schopnosti přenášet zatížení). Takovému zatížení říkáme kritické.

Vzpěrová pevnost rozhoduje u většiny prvků o jejich únosnosti, neboť téměř všechny díly letecké konstrukce jsou štíhlé a tenkostěnné. Máme tři druhy ztrát stability.

*Celková ztráta stability* nastává u prvků po délce volných, zatížených tlakem (pruty příhradové konstrukce). Prut zatížený silou blízkou kritické hodnotě se prohne a dalším zvyšováním zatížení vybočí do strany a zlomí se.

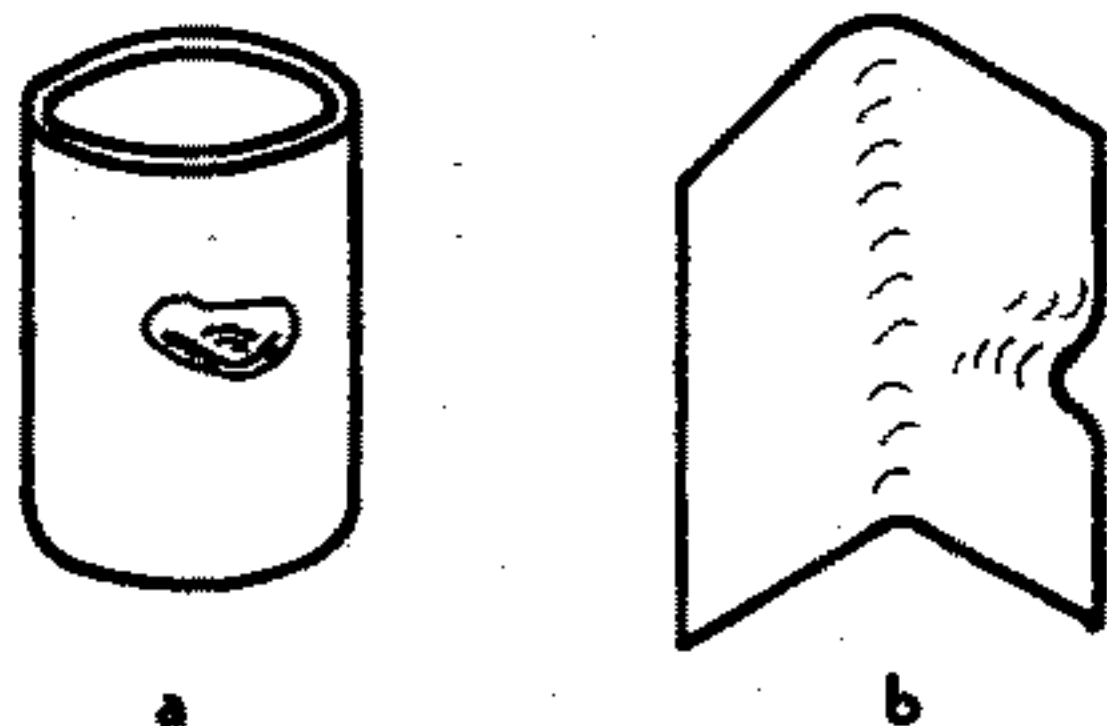
*Ztráta stability vykroucením* je podobná předchozímu případu jen s tím rozdílem, že vzniká u otevřených průřezů, jejichž příčný průřez má tvar písmene L nebo U (viz obr. 4/16 a, b). Pruty s tímto průřezem se před celkovou ztrátou stability začínají kroutit a porucha nastane dříve než u prutů s uzavřeným průřezem tvaru kruhového, čtvercového apod. (viz obr. 4/16 c, d, e).

Třetím případem ztráty stability je *ztráta místní (lokální) stability*. Nastává u částí poměrně krátkých, ale



Obr. 4/16. Příčné průřezy podélných výztuh

tenkostěnných. Porucha vypadá takto: Tenká stěna (otevřeného, ale i uzavřeného průřezu) při zatížení tlakem, nebo na tlačené straně ohybem zatížené části, začne vybočovat z původního tvaru (viz obrázek 4/17). Tím dojde ke změně tvaru a únosnosti části a k jejímu celkovému zhroucení.



Obr. 4/17. Ztráta místní (lokální) stability

Vyšší kritické únosnosti mají profily s mnoha ohyby a lemy příčného průřezu — viz obr. 4/16 *b* proti 4/16 *a*. Vyšší únosnost mají profily uzavřené (obr. 4/16 *c, d, e*) než otevřené (obr. 4/16 *a, b*).

Únosnost prvků zatěžovaných vzpěrem výrazně snižují vady tvaru — křivý prut v příhradové konstrukci má mnohem nižší únosnost než prut přímý. Rovněž tak vyhnutý lem podélníku snižuje únosnost konstrukce. Při zjištění těchto vad je nutno zjednat vhodnou nápravu.

### *Smyk*

Pevnost materiálu ve smyku  $\tau_P$  rozhoduje o únosnosti částí konstrukce zatížených posouvající silou (viz kapitulu 4.2.1.), stříhem (svorníky, čepy, nýty) a krutem (hřídele, podvozkové pružiny atd.). Mezní hodnota pevnosti ve smyku  $\tau_P$  je přibližně rovna 60 % meze pevnosti v tahu  $\sigma_{Pt}$ .

Zvláštním případem je únosnost tenkých plechů zatížených smykem — pole potahu, stojiny nosníků, žeber apod. (viz obr. 4/13*b*, 4/14). Tenká plechová pole zůstávají do určitého „kritického“ zatížení hladká. Při dosažení kritické hodnoty naskočí na polích vlny. Od tohoto okamžiku nesou plechy další vyšší zatížení tahem, působícím přibližně ve směru vln. Naskočení vln neznamena tedy ztrátu únosnosti pole. K té dojde až po překročení meze pevnosti materiálu plechového pole v tahu.

### *Otlačení*

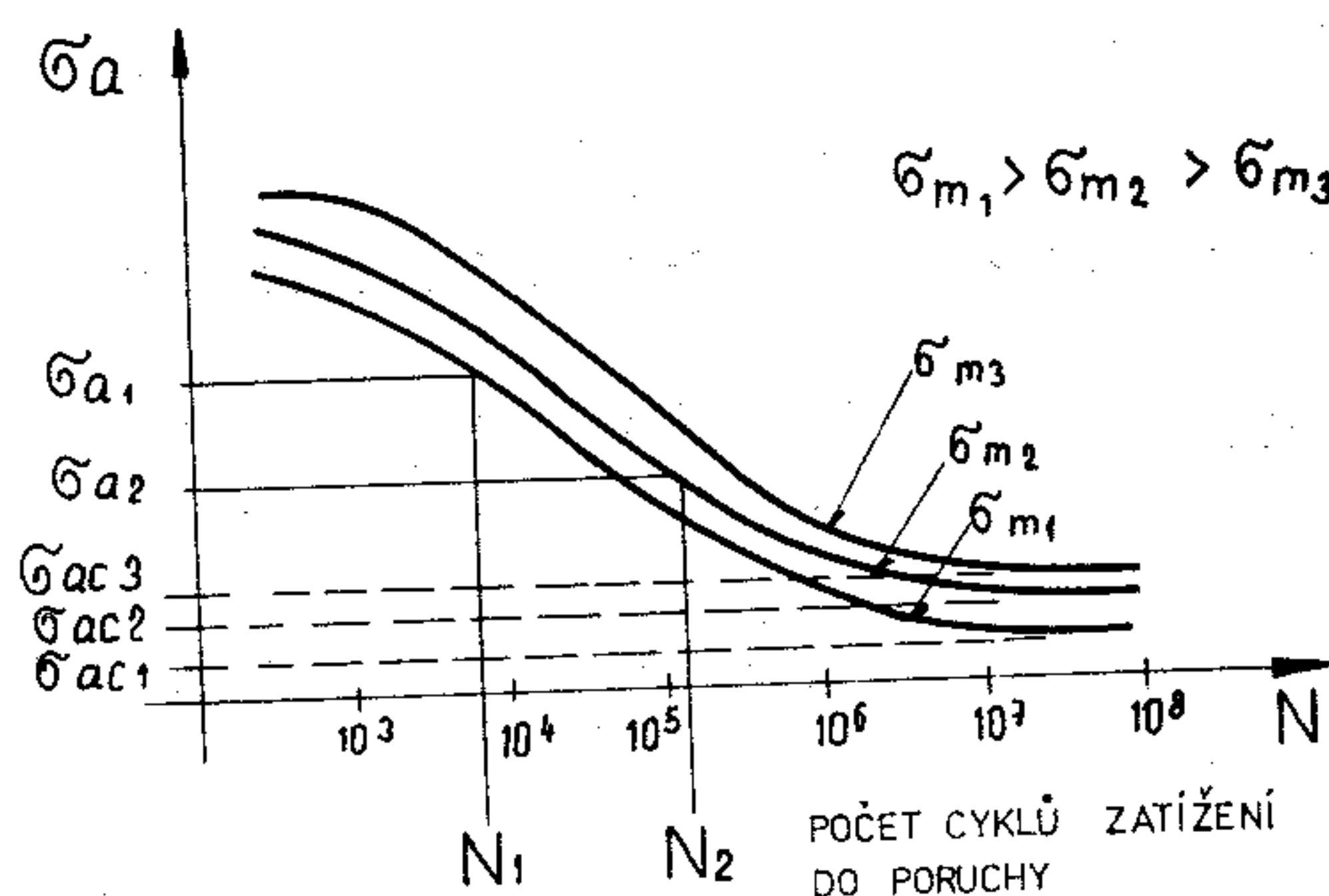
Na povrchových plochách spojovacích elementů (nýtů, svorníků) a u částí spojovaných (u tenkých potahových



plechů, ok kování atd.) dochází ke zvláštnímu poškození povrchu, které se nazývá otláčení. Povrchová plocha je omačkaná, někdy poškozená jako od zadírání. U nýtových spojení se může objevit uvolňování nýtů. Poškozené části je nutno vyměnit. Výměnu a opravy provádí opravna nebo výrobní závod.

#### 4.3.2. ÚNOSNOST Z HLEDISKA ÚNAVY MATERIÁLU

Materiál konstrukce letadla, zatěžovaný proměnným zatížením, se může porušit, aniž by bylo v průběhu zatěžování dosaženo kterékoliv meze únosnosti popsané

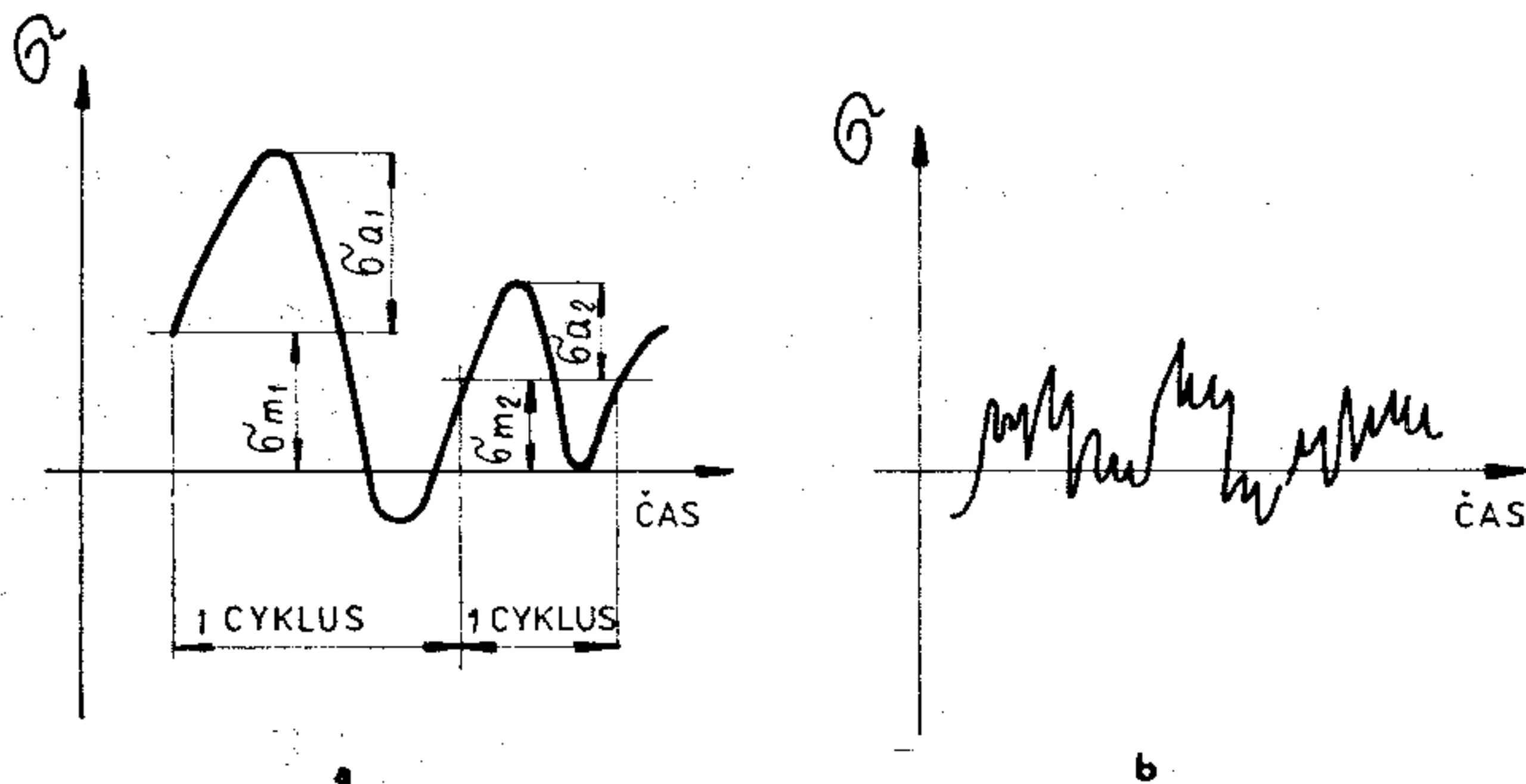


Obr. 4/18. Diagram rodiny Wöhlerových křivek

v předchozím odstavci. Tento jev se nazývá *únavu materiálu*. Mírou únosnosti materiálu z hlediska únavy je počet cyklů (proměn) zatížení  $N$ , které materiál vydrží do porušení. Hlavní charakteristikou únosnosti konstrukce je *diagram rodiny Wöhlerových křivek* (viz obr. 4/18), který udává, kolik cyklů zatížení  $N$  vydrží konstrukce do porušení, je-li její kritické (nejslabší) místo zatěžováno napětím, jehož střední velikost je  $\sigma_m$  a amplituda (výkmit)  $\sigma_a$ . Z rodiny Wöhlerových křivek a z obr. 4/19 a je vidět, že počet cyklů zatížení do zlomu  $N$  je tím menší, čím je větší  $\sigma_a$  a  $\sigma_m$ . Na obr. 4/19 a je část průběhu napětí změřeného v provozu a uvedeného v obr. 4/19 b. Wöhlerova křivka má dolní mez napětí, pod kterou vydrží materiál (ocel) nekonečně mnoho cyklů zatížení. Tato mez se na-



zývá *mez únavy*  $\sigma_{ac}$  (obr. 4/18). Kdyby bylo letadlo navrženo na hodnoty napětí ležící pod mezí únavy, bylo by neúnosně těžké. Tím, že je navrženo na hodnoty vyšší, je nutno konstrukci nebo její část po určité době vyřadit z provozu.



Obr. 4/19. Průběh zatížení v kritickém místě konstrukce

Každý díl konstrukce (křídlo, trup, ocasní plochy, podvozek atd.) a jejich spoje mají své vlastní únavové charakteristiky.

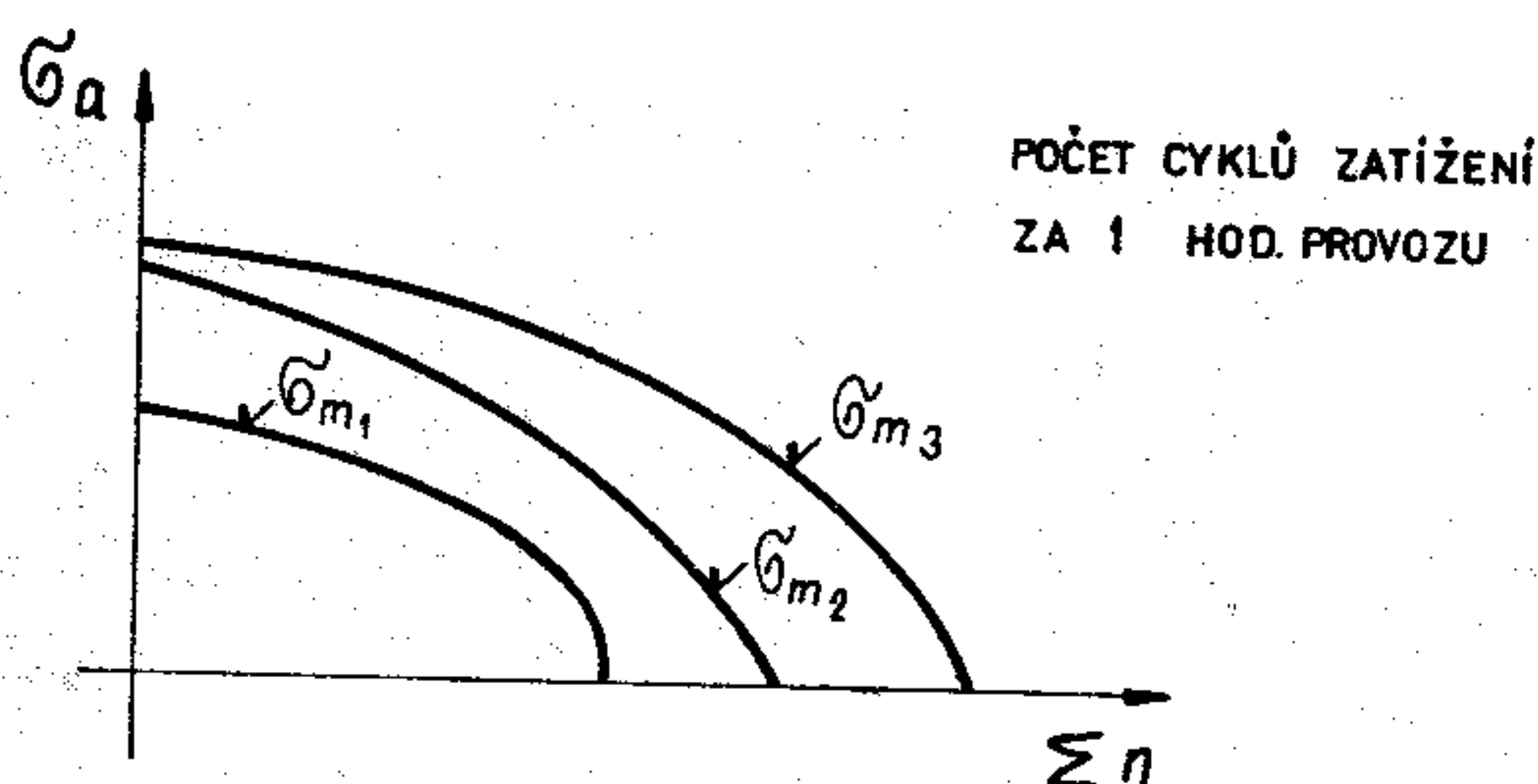
Na únosnost konstrukce z hlediska únavy má vliv kvalita zhotovení konstrukce, její údržba a opravy a využití letadla v provozu.

Vliv výroby, údržby a oprav se projeví v diagramu únavových vlastností posunem křivek. Dobře vyrobená konstrukce, správně udržovaná a ošetřovaná, případně dobře opravovaná má Wöhlerovy křivky posunuty proti průměrným doprava, do vyšších počtů cyklů do poruchy. Vady, poškození konstrukce a nesprávně provedené opravy posouvají křivky doleva, což znamená snížení odolnosti konstrukce proti působení proměnných zatížení.

Druhým významným vlivem ovlivňujícím životnost konstrukce je způsob využívání letadla v provozu. Letadlo je navrženo k plnění určitých úkolů, z nichž každý je charakterizován souborem zatížení. Soubory zatížení se nazývají *spektra provozních zatížení* a jsou různá pro různé druhy provozu.

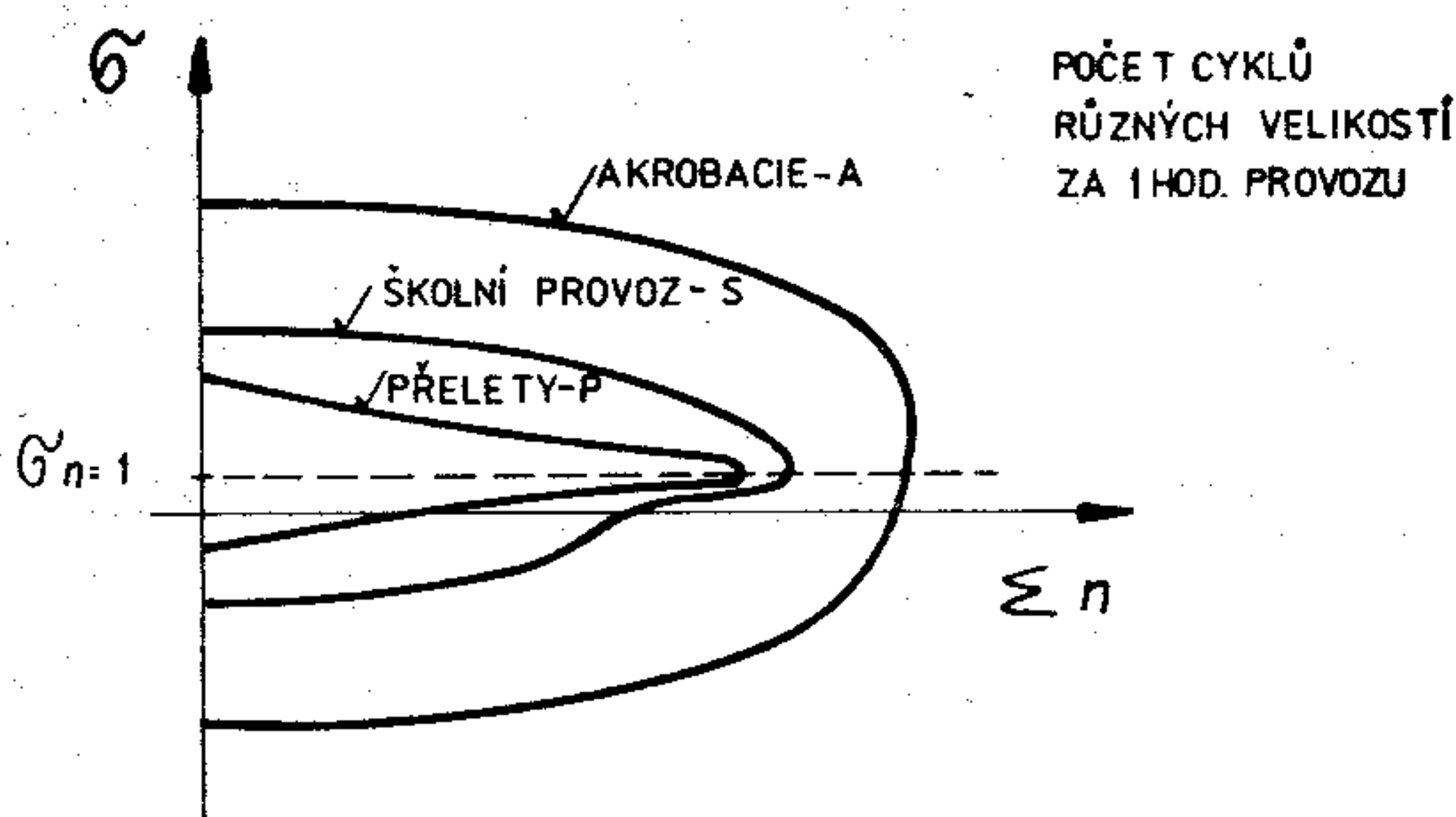
Spektrům provozního zatížení je graf, který udává celkový (sumární) počet cyklů zatížení  $\Sigma n$ , jejichž velikost je větší nebo rovna hodnotě  $\sigma_a$ , kterými je konstrukce zatížena za jednu hodinu určitého druhu provozu (akro-

bacie, přelety atd.). V obrázku 4/20 je znázorněno spektrum přeletů s vyjádřením vlivu středního napětí. V současné době se spektra vyhodnocují většinou bez vyjádření vlivu



Obr. 4/20. Spektrum zatížení s vyjádřením středního napětí

středního napětí  $\sigma_m$ . Pak se spektrum znázorňuje v diagramu  $\sigma - \Sigma n$ . Grafy takovýchto spekter platných pro různé druhy provozu (akrobacie, školní provoz, přelety) jsou

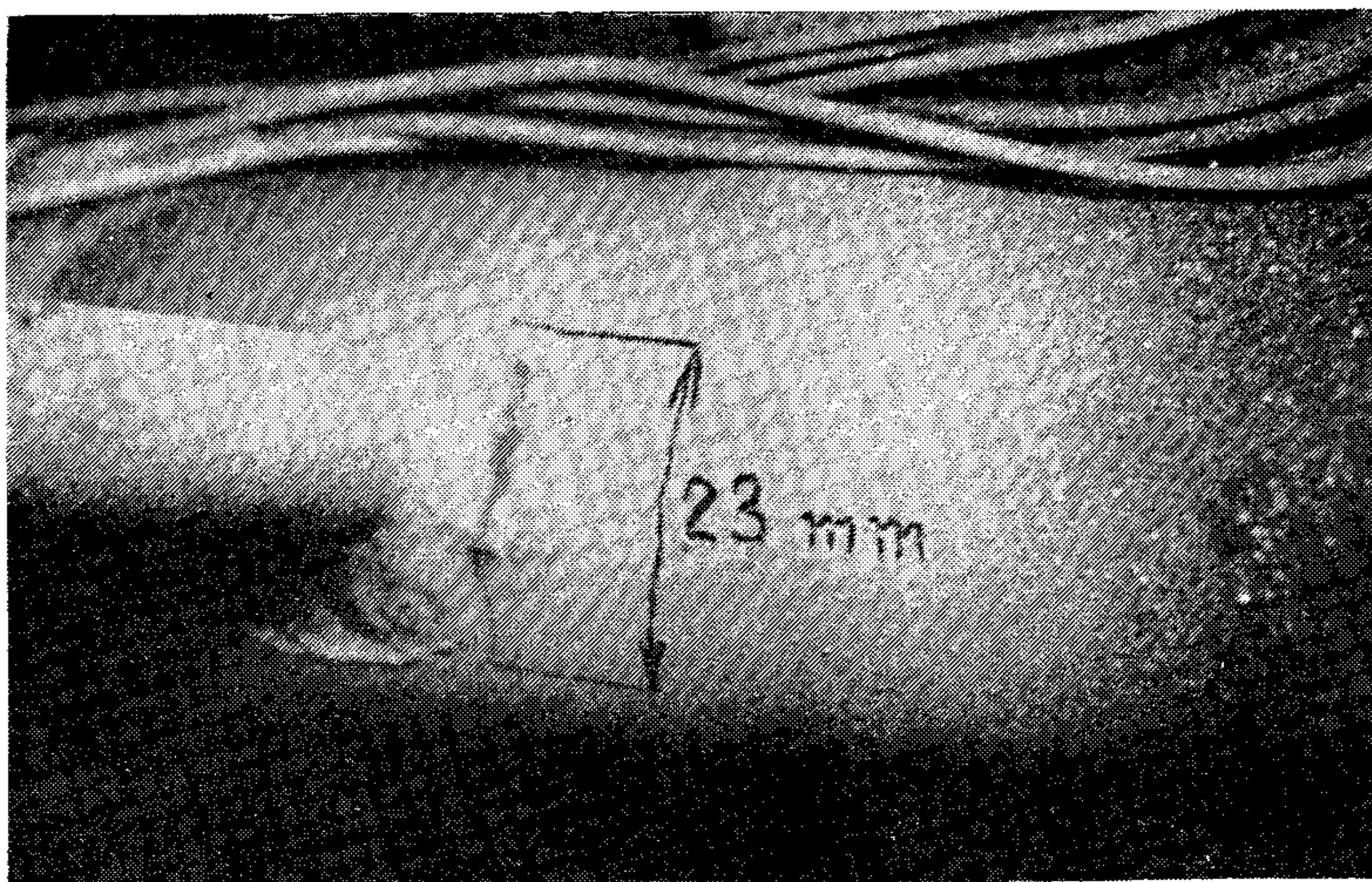
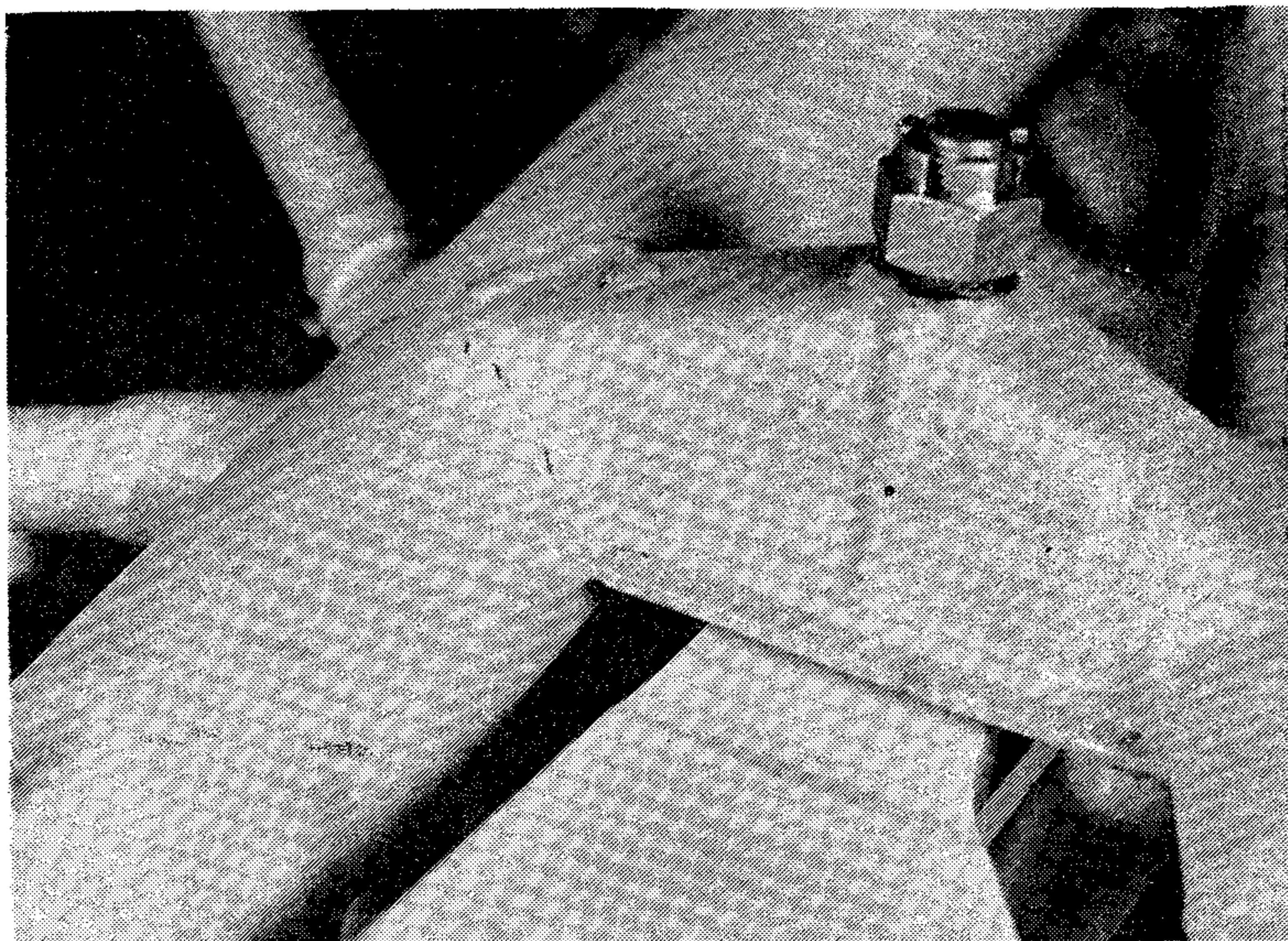


Obr. 4/21. Spektra zatížení tří druhů provozu — střední napětí není vyjádřeno

znázorněny na obr. 4/21. Čím větší plochu křivka v diagramu  $\sigma - \Sigma n$  vymezuje, tím tvrdší provoz spektrum představuje. V obrázku jsou schematicky vyjádřeny vztahy mezi třemi uvedenými druhy provozu. Školní provoz trvajících 1 hodinu „poškodí“ konstrukci mnohem více než 1 hodina přeletů. Největší „poškození“ konstrukce způsobí létání akrobacie. Skutečná životnost jednotlivých letadel je tedy silně závislá na složení provozu a bude se lišit letoun od letounu tak, jak bude rozdílné jejich užití. To platí obzvláště pro sportovní letouny, které mohou být používány od plného využití pro létání akrobacie až po pouhé

létání přeletů. Poměr životnosti „akrobata“ k „přeletovému letadlu“ může být i 1 : 10.

Na životnost letadla má velký vliv dodržování povole-



Obr. 4/22. Ukázky únavových trhlin



ných mezí násobků. Úvaha o tom, jaký vliv má překračování horních mezí obálky (což je z hlediska spekter zvětšení rozpětí spektra zatížení ve směru svislé osy nahoru a dolů) na životnost letadla, je provedena v Letectví a kosmonautice v číslech 22—25 z roku 1966. Uvádí se tam, že zvětšení násobků (nebo též napětí v konstrukci) o  $\frac{1}{6}$  směrem nahoru a o  $\frac{1}{3}$  směrem dolů (tj. zvětšení násobků z hodnoty 6 na 7 a z hodnoty —3 na —4) sníží životnost dílu konstrukce přibližně na  $\frac{1}{3}$ , tedy o 66 %, a tím zvýší amortizaci některých částí letadla až na 300 %.

Jak bylo řečeno, proměnné zatížení poškozují materiál konstrukce. Poškození materiálu probíhá po většinu doby životnosti v mikroobjemech materiálu a není je možné sledovat. Teprve během několika posledních procent životnosti (1—10 %) je možno pozorovat na povrchu kritického místa jemné trhlinky svědčící o poškození části. Trhliny se objevují v místech, kde je materiál zeslaben otvory nebo zářezy, v místech, kde se rychle mění tvar (kouty, zápichy), v těsném sousedství svarů nebo přímo ve svarech, ale také v místech, kde se zavádějí do konstrukce velké síly — v ukotvení podvozku, blízko kování (zavěšení křídel, ocasních ploch apod.). Životnost částí může také výrazně snížit vrub způsobený neopatrným zacházením, nesprávně provedenou opravou atd. Je proto vhodné všimnout si uvedených míst při běžných prohlídkách, zvláště u letounů užívaných k akrobacii nebo u letounů s vysokým počtem nalétaných hodin a v případě, že se v některém místě objeví trhlina, je nutné se spojit s opravou nebo s výrobním závodem. Trhliny se v některých případech dosti nesnadno rozlišují od prasklin v laku, podobají se položenému vlasu. Proto jsou pro získání názoru na obr. 4/22 uvedeny fotografie únavových trhlín, které byly získány při únavových zkouškách prováděných v n. p. Moravan. Trhliny jsou zvýrazněny pomocí červeného Indikalu v křídovém nástřiku.

#### 4.4. PRŮKAZ LETOVÉ ZPŮSOBILOSTI

Letadlo zaváděné do výroby a později i do provozu musí splňovat požadavky předpisů o letové způsobilosti. Prů-

kaz letové způsobilosti je rozdělen do dvou fází. V první fázi prokazuje výrobce, že nové letadlo splňuje požadavky pevnostní, že nemá nebezpečné vlastnosti a že po stránce výroby a kontroly je učiněno dostatek opatření, která zajistí výrobu letadel ve shodě s technickou dokumentací. Po provedení uspokojivých průkazů získá výrobce od Státní letecké inspekce (SLI) *Typové osvědčení*, které umožňuje zahájení sériové výroby.

Druhou fází je ověřování jednotlivých sériově vyráběných letadel. Každé vyrobené letadlo musí mít potvrzení stavebního dozoru o souladu s výrobní dokumentací a musí projít letovou zkouškou. Splní-li tyto požadavky, vydá SLI *Osvědčení o letové způsobilosti*, které je nutno časem obnovovat a platí jen pro jediné letadlo.

Z hlediska průkazu pevnosti je nutno mimo jiné v první fázi prokázat statickou pevnost, únavovou životnost a způsobilost letadla z hlediska aeroelastických jevů. V poslední době přibyl požadavek na zajišťování spolehlivosti systému: letadlo—provoz—údržba—opravy.

#### 4.4.1. KONTROLA STATICKÉ PEVNOSTI

Předpis o letové způsobilosti letadel požaduje z hlediska statické pevnosti splnění těchto požadavků:

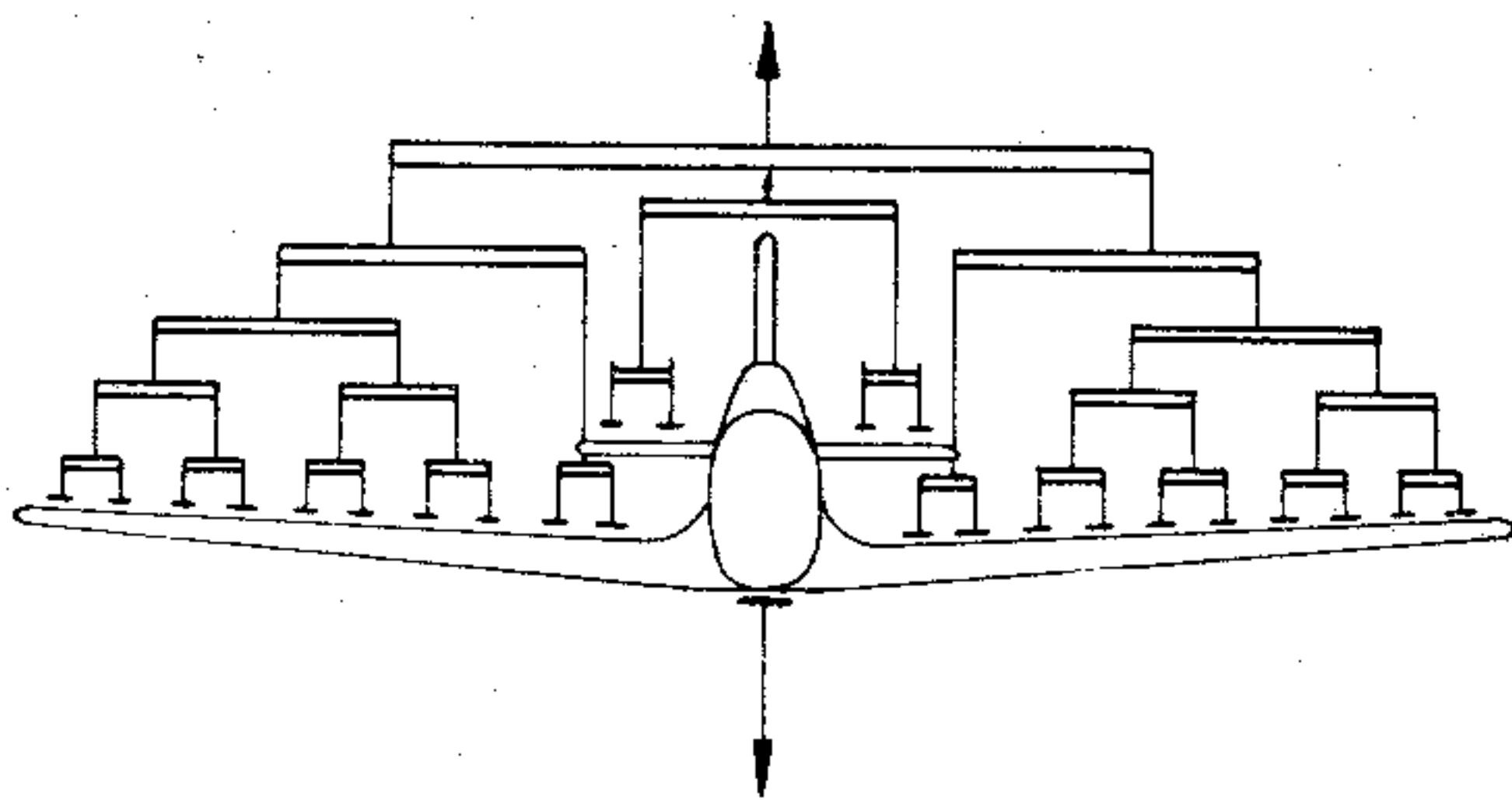
1. Konstrukce letadla musí snést provozní zatížení, aniž by došlo ke vzniku trvalých deformací. Vzniklé pružné deformace nesmějí narušit bezpečný provoz. Provozním zatížením se rozumějí všechny případy letu dané obratovou a poryvovou obálkou a řada jiných případů uvedených v předpise, z nichž některé jsou popsány v kap. 4.1.6.
2. Konstrukce a její části musí bez porušení snést nejméně po dobu 3 sekund početní zatížení, které je o 50 % vyšší než provozní zatížení. To znamená, že musí být splněna podmínka:  $(\text{provozní zatížení}) \times 1,5 \leq (\text{zatížení na mezi únosnosti})$ , přičemž  $(\text{provozní zatížení}) \times 1,5 = (\text{početní zatížení})$ . Součinitel 1,5 se nazývá *součinitel bezpečnosti* a u starších německých předpisů byl 1,8. O únosnosti prvků konstrukce je pojednáno v bodě 4.3.

Splnění těchto požadavků se ověřuje statickým výpočtem a statickou pevnostní zkouškou.

Při *početní kontrole* je postup následující. Podle požadavků předpisu se formulují případy zatížení, vypočtou se průběhy posouvajících sil, ohybových a krouticích momentů a vypočte se zatížení jednotlivých prvků konstrukce, které se porovná s únosností těchto prvků. Je-li únosnost prvku nižší než jeho početní zatížení, je nutné provést konstrukční úpravy.

Početní kontrola je velmi náročná a neobejde se bez zavedení zjednodušujících předpokladů. Aby nebyly pochybnosti o bezpečnosti konstrukce, provádějí se *statické pevnostní zkoušky* („lámačky“) se skutečnou konstrukcí. Zkušebním kusem bývá jeden z prototypů. Při velkém počtu vyráběných letadel se pevnostní zkoušky opakují i vícekrát s letadly vyrobenými v sériové výrobě. Provedení pevnostních zkoušek je nákladné, proto se podle výsledků pevnostního výpočtu vybere několik případů, které nejvíce zatěžují konstrukci a jimi se ověří únosnost konstrukce.

Při statické pevnostní zkoušce se zatěžuje většinou celý drak letadla včetně motorového lože. Někdy se provádějí dílčí zkoušky s některou oddělenou částí (křídlo, sedačka atd.). Schéma zatěžování konstrukce při statické zkoušce je znázorněno na obr. 4/23. Výsledná zatěžující síla

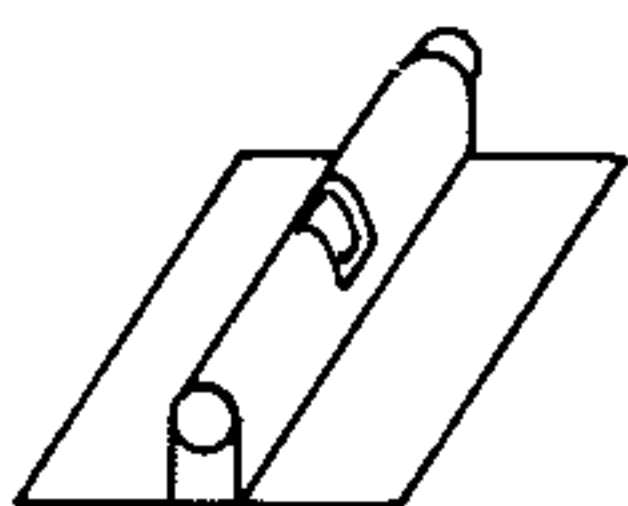


Obr. 4/23. Schéma zatěžování letadla při statické pevnostní zkoušce

se pomocí lan a vahadel rozdělí do mnoha zatěžovacích bodů tak, aby bylo co nejvěrněji napodobeno skutečné zatížení v provozu a aby nedošlo k místnímu přetížení konstrukce. Síly jsou do zatěžovacích bodů zavedeny pomocí plátěných závěsů, zvaných „placky“ (viz obr. 4/24), které se lepí na povrch konstrukce. Zatěžovacích bodů bývá při pevnostních zkouškách 100 až 200. Na



jeden úsek křídla mezi dvěma žebry se lepí 3—8 závěsů podle velikosti zatížení a pole.



Obr. 4/24. Plátěný závěs

Vybrané případy zatížení se zkoušejí obvykle do provozního zatížení za současného měření deformací a vnitřních napětí v některých zvolených bodech konstrukce. Po odzkoušení všech případů do provozního zatížení se zkouší několik vybraných případů do početního zatížení a jeden do porušení konstrukce. Kromě ověřování pevnosti se při statických zkouškách zjišťují některé charakteristiky potřebné pro ověření způsobilosti letadla z hlediska vzniku aeroelastických jevů.

#### 4.4.2. KONTROLA ÚNAVOVÉ ŽIVOTNOSTI

Únavová životnost letadla je omezena životností jednotlivých částí. Je to doba do vzniku poruchy, kterou část vydrží při určitých provozních podmínkách. Provozní podmínky jsou vyjádřeny spektry provozních zatížení a složením provozu. (Složením provozu se rozumí způsob užívání letadla v provozu během jeho životnosti.) Únavovou životnost je možno stanovit několika způsoby, např. výpočtem, zkouškou, pozorováním několika letounů nasazených do tzv. předřazeného provozu s následující zkouškou zbytkové životnosti a pomocí únavoměrů.

Stanovení životnosti pomocí únavoměrů je moderní metoda, která však ještě není zcela ověřena. Stanovení životnosti pozorováním provozu s následující únavovou zkouškou vyžaduje, aby měl výrobce velký náskok v létání s několika letadly před normálním provozem, které by postupně zkoušel únavově po odlétání stále většího počtu nalétaných hodin a aby tak, na základě získaných znalostí, mohl postupně zvětšovat hodnotu únavové životnosti. U obou metod je nutná úzká spolupráce výrobce a provozovatele, neboť je nutné znát obvyklé využívání le-

tadel v provozu, údaje o vzniku a místech poruch atd. Totéž platí i pro třetí uvedenou metodu — stanovení životnosti výpočtem. Životnost se obvykle stanovuje kombinací všech dostupných metod.

Protože výpočtová metoda má široké použití, ukážeme si ji na jednoduchém příkladu.

Základem metody je výpočet únavových poškození. Při jejich výpočtu se vychází z těchto pravidel:

1. Každý libovolný cyklus zatížení, jehož parametry jsou

$\sigma_{a1}$  a  $\sigma_{m1}$  poškodí konstrukci o hodnotu  $D = \frac{1}{N_1}$ , při-

čemž počet cyklů do porušení tímto zatížením je podle Wöhlerovy křivky (viz obr. 4/18) roven  $N_1$ . To zname-

ná, že dva stejné cykly vyvodí poškození  $\frac{2}{N_1}$ , tři  $\frac{3}{N_1}$  a  $n$

stejných cyklů vyvodí poškození  $D = \frac{n}{N}$ .

2. Celkové poškození konstrukce v okamžiku poruchy je rovno jedné, neboť podle předchozího pravidla musí být v okamžiku poruchy  $n$  rovno  $N_1$  cyklů a pak

$$\frac{n}{N_1} = \frac{N_1}{N_1} = 1.$$

3. Jednotlivá poškození je možno sčítat, např. poškození vyvolané jedním cyklem o parametrech  $\sigma_{a1}$ ,  $\sigma_{m1}$  a jedním cyklem o parametrech  $\sigma_{a2}$ ,  $\sigma_{m2}$  (viz obr. 4/18 a 4/19)

je rovno hodnotě  $D = \frac{1}{N_1} + \frac{1}{N_2}$ .

Pomocí těchto pravidel s využitím spekter zatížení z obr. 4/21 a Wöhlerových křivek z obr. 4/18 vypočteme např. tyto hodnoty poškození:

1 hodina akrobacie vyvodí poškození  $D_{A1} = 0,0004$  l/h.

1 hodina školního provozu vyvodí poškození  $D_{S1} = 0,00004$  l/h.

1 hodina přeletů vyvodí poškození  $D_{P1} = 0,00002$  l/h.

Při výpočtu životnosti budeme předpokládat, že provoz bude složen z 20 % akrobacie, 40 % školních letů a 40 % přeletů, tedy že využití v jednotlivých druzích provozu bude  $V_A = 0,2$ ,  $V_S = 0,4$  a  $V_P = 0,4$ .

Poškození za 1 hodinu letu při tomto složení je:

$$D_1 = V_A \cdot D_{A1} + V_S \cdot D_{S1} + V_P \cdot D_{P1};$$

$$D_1 = 0,2 \cdot 0,0004 + 0,4 \cdot 0,00004 + 0,4 \cdot 0,00002 = 0,000104$$

l/h.

Průměrnou životnost  $L_{STR}$  vypočteme podle vzorce:

$$L_{STR} = \frac{1}{D_1} = \frac{1}{0,000104} = 9600 \text{ h.}$$

O průměrné životnosti hovoříme proto, že životnosti konstrukcí mají velký rozptyl. Bezpečnou životnost  $L_B$  dostaneme z průměrné životnosti, dělíme-li ji součinitelem bezpečnosti  $j_B$  uvedeným v předpise. Velikost součinitele je závislá na spolehlivosti únavových charakteristik konstrukce a spektra zatížení. Pro náš výpočet zvolíme hodnotu  $j_B = 3,5$ . Pak bezpečná životnost bude rovna

$$L_B = \frac{L_{STR}}{j_B} = \frac{9600}{3,5} = 2750 \text{ h.}$$

Změní-li se složení provozu, změní se i životnost letadla. Tak např. bude-li letadlo užíváno výhradně pro létání akrobacie, poklesne životnost na  $L_B^A = 714 \text{ h}$  ( $L_{STR}^A = 2500 \text{ h}$ ), nebude-li vůbec používáno pro létání akrobacie, bude se využívat rovným dílem pro školení a přelety, vzroste životnost na  $L_B^{S, P} = 9500 \text{ h}$  ( $L_{STR}^{S, P} = 33\,300 \text{ h}$ ).

Z tohoto příkladu, který slouží jen pro vytvoření názoru, je vidět nevýhody způsobu zabezpečení provozní způsobilosti systémem pevně stanovené životnosti. Letadlo by se mělo po nalétání 2750 hodin zrušit, přitom by se mohlo stát, že dojde k vážné poruše za určitých okolností dříve, nebo že za jiných okolností bude zrušeno v době, kdy bude mít odlétáno pouze necelých 30 % životnosti ( $2750 : 9500 = 0,29$ ).

Tyto důvody vedou výrobce k tomu, aby životnost (a také provozní způsobilost) byla stanovována s ohledem na skutečný provoz letadla nebo dokonce podle stavu letadla. Poslední způsob je nejvyšší forma, kterou není zatím možno u celého letadla dosáhnout. U československých sportovních letadel řady ZLÍN . 26 (Z-226 ÷ Z-526 AFS) a u Z-42 a Z-43 je zajištěna kontrola stavu pásnic hlavního nosníku centroplánu v trupu kontrolním manometrem v kabině pilota.

Stanovit životnost podle složení skutečného provozu by bylo možno např. zavedením únavoměrů na palubu letadla nebo určováním životnosti letadla podle počtu nalétaných hodin spolu se sledováním procentuálního využití letounu pro létání akrobacie. Zavést některou z těchto



metod vyžaduje úzkou a dlouhodobou spolupráci výrobce s uživatelem, při níž by výrobce získal přesné údaje o skutečném využívání letadel v provozu a záznamy o vzniklých poruchách a závadách. Přesné a spolehlivé záznamy o využívání letadel v provozu je možné získat z „Letadlových knih“ za předpokladu, že by se vedení záznamů řídilo těmito pokyny:

- do drakové knihy se zapisují co nejpřesnější údaje;
- při vedení záznamů o provozu se rozlišují druhy provozu: akrobacie — A, školní lety — S, přelety — P, vleky — V;
- do jednoho řádku drakové knihy se vpisuje jen jeden druh provozu, přitom se na levém okraji označí písmenem z předchozího bodu, který druh provozu je zápsán;
- v jednom řádku může být uvedeno i několik vzletů, všechny však musí být jednoho druhu — doba letu je pak součtem všech dob dohromady.

Tento způsob vedení záznamů není nijak náročný a je-

*Denní záznamník provozu letadla*

Datum	DOBA LETŮ									Velitel (pilot)
	Denně			Celkem			Od poslední revise			
	počet letů	hod.	min.	počet letů	hod.	min.	počet letů	hod.	min.	
Převod				736	245	16				
Š 19.3.77.	3	-	37	739	245	53				
A 20.3.77.	5	1	40	744	247	33				
P 20.3.77.	1	-	43	745	248	16				
V 25.3.77.	19	3	03	764	251	19				
S 25.3.77.	2	-	26	766	251	45				
S 26.3.77.	1	-	16	767	252	01				
A 26.3.77.	1	-	17	768	252	18				
P 26.3.77.	1	1	08	769	253	26				

Obr. 4/25. Příklad zápisu letů do denního záznamníku provozu letadla v „Letadlové knize“

ho přínos je významný. Příklad správného zápisu z hlediska potřeb řešení spolehlivosti a životnosti je na obr. 4/25. Vedení záznamů o poruchách a závadách není zatím ustáleno.

#### 4.4.3. ZPŮSOBILOST LETADLA Z HLEDISKA AEROELASTICKÝCH JEVŮ

Zvláštními případy, které mohou ohrozit bezpečnost provozu jsou aeroelastické jevy. Základní aeroelastické případy jsou:

- třepetání (flutter) — je kmitání křídel nebo ocasních ploch, jehož rozkmit se neustále zvětšuje, často až do porušení konstrukce. Kmitání je vyvoláno a udržováno aerodynamickými silami za spolupůsobení setrvačných sil (nevhodně rozložených hmot) a vnitřních sil konstrukce;
- divergence — je jev, který vzniká vlivem nedostatečné krutové (torzní) tuhosti křídel nebo ocasních ploch. Při rychlostech vyšších než je kritická rychlost divergence vznikají u některých konstrukcí takové torzní deformace, že přírůstky aerodynamických momentů jsou vyšší než přírůstky vnitřních tlumících sil v konstrukci. Důsledkem je nárůst torzních deformací až do porušení konstrukce krutem;
- reverze — je jev, který vzniká u torzně měkkých křídel, u nichž po překročení kritické rychlosti reverze vyvodí výchylka křídélka takové zkroucení křídla, že se letoun kloní na opačnou stranu než odpovídá výchylce křídélka;
- třepání (buffeting) — je kmitání ocasních ploch buzené prouděním za křídlem.

Předpis požaduje, aby na křídlech a ocasních plochách nevznikalo třepetání, divergence a reverze za všech provozních podmínek obálky obrátů a poryvů včetně všech rychlostí až po rychlost  $V_{KR} = 1,2 \cdot V_D$ . Dále současně předpis požaduje, aby třepání a nadměrné vibrace unavující pilota nevznikaly při rychlostech až do  $V_D$ , vyjma případů při utržení proudění, kdy třepání varuje před pádem. Důkaz, že požadavky předpisu jsou splněny, se provádí výpočtem, zkouškou nebo obojím způsobem.



#### 4.4.4. ZPŮSOBILOST LETADLA Z HLEDISKA SPOLEHLIVOSTI SYSTÉMU LETADLO — PROVOZ — ÚDRŽBA — OPRAVY

Požadavek na zajištění spolehlivosti letadel a na sledování a řízení úrovně spolehlivosti v průběhu výroby, provozu a oprav je v předpisech o letové způsobilosti od 1. března 1978. Cílem jeho zavedení je vytvoření základny pro dosažení vysoké úrovně spolehlivosti nových výrobků (vysoké úrovně vlastní — inherentní — spolehlivosti) a pro zvyšování spolehlivosti výrobků po nasazení do provozu (zvyšování provozní spolehlivosti). *Inherentní* (vlastní) *spolehlivost* je spolehlivost letadlového celku. Je to nejvyšší úroveň spolehlivosti, která může být od celku očekávána. Vyšší úrovně může být dosaženo pouze konstrukční úpravou, např. změnou kritických uzlů konstrukce (s cílem zvýšení únavové životnosti konstrukce), změnou některého konstrukčního dílu (s cílem zlepšit vlastnosti letadla) apod. *Provozní spolehlivost* vyjadřuje skutečnou úroveň spolehlivosti letadla po zahrnutí vlivů výroby, provozu, údržby a oprav. Provozní spolehlivost lze zvýšit změnou pokynů pro prohlídky, údržbu a opravy, změnou skladby náhradních dílů, změnou pokynů pro provoz, ale také dodržováním těchto pokynů a dodržováním provozních omezení. Všem opatřením, která vedou ke zlepšení vlastní (inherentní) a provozní spolehlivosti, se souhrnně říká *nápravná opatření*.

Spolehlivostí se rozumí vlastnost výrobku plnit během stanovené doby požadované funkce při zachování provozních parametrů, stanovených technickými podmínkami. Spolehlivost je charakterizována dílčími vlastnostmi, které lze číselně vyjádřit. Mezi ně patří např.:

- bezporuchovost — vyjadřuje se např. pravděpodobností bezporuchového provozu, intenzitou poruch (počtem poruch za jednotku času), střední dobou bezporuchového provozu atd;
- životnost — vyjadřuje se technickou životností a dobami pro údržbu a pro opravy (únavová životnost může pokrývat dobu mezi opravami nebo celou technickou životnost, tj. dobu od zahájení provozu letadla až do jeho vyřazení z provozu);
- udržovatelnost — vlastnost výrobku spočívající v možnosti předcházení poruchám technickou údržbou, čísel-



ně se vyjadřuje např. intenzitou údržby (počtem údržbářských zásahů za jednotku času), pracností údržby apod.;

- opravitelnost — vlastnost výrobku spočívající v možnosti odhalování příčin a odstraňování poruch prováděním oprav (souvisí též s množstvím a dosažitelností náhradních dílů), číselně se udává např. intenzitou oprav, střední dobou potřebnou pro provedení opravy, pracností oprav atd.;
- pohotovost — vlastnost výrobku vykonávat požadovanou funkci v libovolném okamžiku, číselně se udává např. součinitelem vlastní pohotovosti, součinitelem provozní pohotovosti apod.

Za spolehlivý se tedy považuje výrobek s nízkou poruchovostí, který je možné snadno udržovat a opravovat, u něž jsou doby a náklady na prohlídky, údržbu a opravy nízké, právě potřebné náhradní díly jsou snadno dosažitelné atd.

Číselné vyjádření charakteristik spolehlivosti umožňuje vzájemné porovnání výrobků (hodnocení jakosti) a posouzení úrovně spolehlivosti výrobku. Předpis o letové způsobilosti však žádá také zvyšování spolehlivosti výrobků po jejich nasazení do provozu. To lze provést prováděním nápravných opatření a sledováním jejich účinnosti pomocí sledování změn parametrů spolehlivosti.

K vytvoření a sledování ukazatelů spolehlivosti je nutná úzká spolupráce výrobce, provozovatele a opraven. Jen na základě pečlivého vedení záznamů o počtu naléтанých hodin, druhu provozu, vzniklých poruchách a závadách, o provedených opravách a údržbářských úkonech (předepsaných provozní a opravárenskou dokumentací i vynucených stavem letadla) atd. a na základě systematického zpracovávání těchto informací je možno vypočítávat číselné hodnoty parametrů spolehlivosti sloužící k rozhodování o provedení nápravných opatření. Proto československý „Předpis o letové způsobilosti L 8/A“ v hlavě A 8 — spolehlivost — ukládá výrobcům:

- zpracovat programy spolehlivosti, v nichž budou vyjádřeny mezní hodnoty parametrů spolehlivosti stanovené na základě rozborů spolehlivosti předchozích typů, metody a postupy zajišťování spolehlivosti a zajišťování nápravných opatření atd.;
- provádět rozborů provozní spolehlivosti na základě

závad a poruch ve spolupráci s provozovateli a dosažené výsledky pravidelně společně hodnotit včetně provádění kontroly účinnosti zavedených nápravných opatření atd.;

provozovatelům ukládá:

- v pravidelných časových intervalech prokazovat Státní letecké inspekci (SLI) dosahovanou provozní spolehlivost a k tomu zabezpečovat a SLI předkládat podklady obsahující nezbytné informace, jako jsou přehledy a rozborů závad provozovaných typů letadel a jejich soustav. Při tom rozsah informací a jejich věrohodnost musí být pro jednotlivé typy letadel a jejich soustavy prokázány Státní letecké inspekci;
- na základě rozborů provozní spolehlivosti navrhopvat a v rámci své působnosti realizovat příslušná nápravná opatření, potřebná k zachování letové způsobilosti a zadané provozní spolehlivosti;
- všechny informace předávat též finálnímu výrobcí letadlové techniky;
- nepřetržitě spolupracovat s výrobcem letadlové techniky při zpracovávání analýz dosahované provozní spolehlivosti.

Podobné požadavky jsou kladeny na opravy letadel, leteckých motorů a letadlových celků.

Požadavky jsou následující:

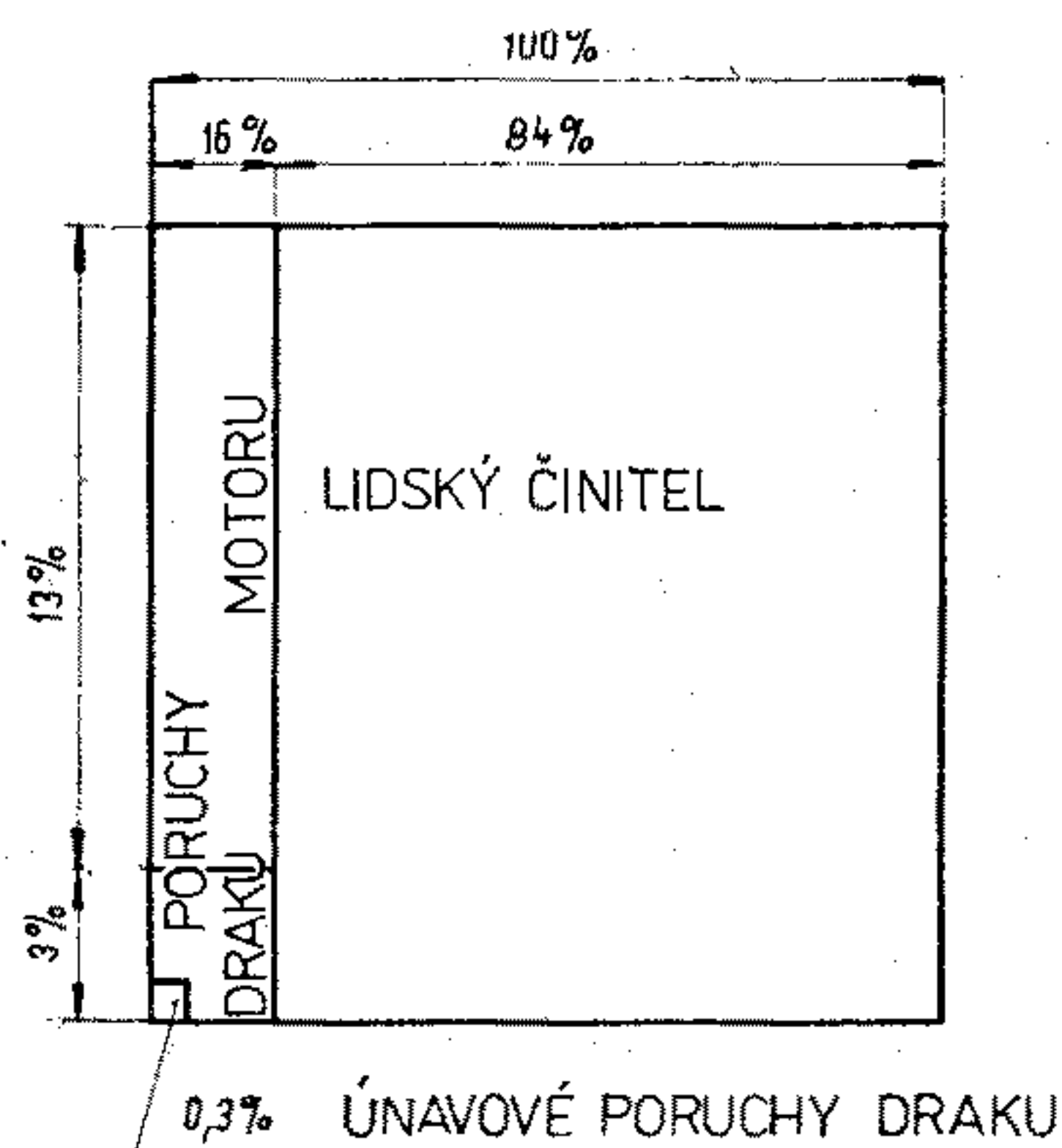
- systematicky shromažďovat údaje o závadách jimi opravovaných výrobků civilní letecké techniky a analyzovat je. Při tom rozsah údajů a jejich věrohodnost musí být pro jednotlivé opravované výrobky prokázány Státní letecké inspekci;
- v rámci své působnosti navrhopvat a realizovat nápravná opatření potřebná k zachování letové způsobilosti a zadané provozní spolehlivosti opravovaných výrobků;
- v pravidelných intervalech zpracovávat přehledy závadovosti letadlové lechniky a předávat je finálnímu výrobcí letadla.

Všechny činnosti musí být zásadně prováděny za spoluúčasti výrobce letadlové techniky, jejího provozovatele a státního dozoru v civilním letectví.

Tyto nové požadavky znamenají nový přístup v zajišťování provozní způsobilosti a vyžadají si provádění mnoha nových prací a úkonů. Zvýšení technické úrovně letadel

a zvýšení provozní spolehlivosti však jistě stojí za zvýšenou námahu všech pracovníků letectví.

Řešení spolehlivosti výrobků je jen jednou částí řešení spolehlivosti systému letadlo—provoz—údržba—opravy. Druhou, mnohem větší část nespolehlivosti leteckého provozu, tvoří nespolehlivost obsluhy — letecká nekázeň,



Obr. 4/26. Rozdělení příčin katastrof v pravidelné letecké dopravě (autor Lundberg)

chyby pilota, navigátora, pracovníků řízení provozu, chyby v předpovědi počasí apod. Všechny tyto vlivy se shrnují pod pojem *lidský činitel*. Na obr. 4/26 je schematicky znázorněno rozdělení příčin vzniku leteckých katastrof. Graf je převzat ze zahraniční literatury (autor Lundberg) a vyjadřuje rozdělení příčin katastrof v provozu dopravních letadel. Z grafu je vidět, že katastrofy zapříčiněné selháním funkce letadla byly zaznamenány jen asi v 16 %, z toho 13 % připadlo na poruchu motorů, asi 3 % na poruchu draku letadla a jen 0,3 % bylo zapříčiněno únavovou poruchou draku. Na lidský činitel připadá 84 % havárií.

I když rozdělení příčin leteckých katastrof bude v našem provozu jistě jiné, dá se očekávat, že i v našich podmínkách nebude vliv lidského činitele zanedbatelný. Společnou snahou výrobce i uživatele by tedy mělo být jak snížení vlivu lidského činitele, tak i snížení absolutního počtu leteckých nehod vůbec.



---

## 5. VRTULE

Tah potřebný k pohybu letadla s pístovým motorem se vytváří reakcí vzdušného proudu urychlovaného vrtulí. Vrtule je tedy prostředkem k přeměně krouticího momentu motoru na tah. Je nutné si uvědomit, že na tah je vrtulí přeměňována jen část výkonu motoru, měřeného na hřídeli. Z hlediska účinnosti je nejméně výhodná dosud u sportovních letadel používaná pevná vrtule. Z rozboru vrtulových režimů vyplývá, že pevná vrtule, volená zpravidla tak, aby měla nejlepší účinnost při režimu letu nejvíce používaném daným druhem letadla, pracuje ve všech ostatních režimech se sníženou účinností. Tento nedostatek odstraňuje vrtule stavitelná, u které je možno úhel nastavení listů přizpůsobit danému letovému režimu. V současné době jsou používány téměř výhradně vrtule plynule stavitelné za letu. Přestavování listů je možno provádět mechanicky, elektricky nebo hydraulicky. U elektricky stavitelné vrtule jsou listy přestavovány vhodným mechanismem (hřeben — ozubené kolo) za pomoci elektromotorku a ovládací skříňky, umístěné na přístrojové desce letadla. Regulaci otáček na nejvýhodnější pro daný režim je nutno provádět ručně, úpravou úhlu nastavení podle údaje otáčkoměru.

Hydraulicky stavitelné vrtule mohou být poloautomatické nebo automatické. Poloautomatické, pracující na principu odstředivé síly, vhodným nastavením listů udržují předvolenou hodnotu otáček, výhodnou pro daný letový

režim. Vlastní přestavování listů se děje hydraulicky ovládaným táhlem, přičemž tlakový olej je odebírán z olejové instalace motoru.

Automaticky stavitelná vrtule, používaná u akrobatických letounů, představuje zcela nezávislou jednotku, udržující za každého letového režimu konstantní otáčky a tím zabezpečující optimální využití výkonu motoru za všech režimů. Listy vrtule jsou opět ovládány hydraulicky, přičemž čelní rotující kužel vrtule v závislosti na dynamickém tlaku, který na něj působí, ovládá prepouštěcí hydraulický ventil, jehož poloze odpovídá i úhel nastavení listů. Systém pracuje tak, že při vzrůstu rychlosti letu se vlivem rostoucího dynamického tlaku přestaví listy vrtule na větší úhel nastavení a tak je zachována konstantní hodnota otáček.

Přestože lehká sportovní letadla s pístovými motory provádějí takřka výhradně pouze lety za meteorologických podmínek VMC, jsou některé typy vrtulí opatřeny zařízením, odstraňujícím námrazu. Tímto zařízením jsou v dané kategorii letounů trysky, umístěné u kořene listu vrtule a rozstříkující vlivem odstředivé síly po povrchu vrtulových listů etylalkohol, jehož bod tuhnutí leží pod  $-70^{\circ}\text{C}$ . Tím dochází k vytvoření ochranného protinámrazového filmu.

Existující další principy odmrazování vrtulí, používané hlavně v minulosti u větších letadel, přesahují rámec publikace a nebudou tudíž probírány.

---

## 6. LETADLOVÉ MOTORY

### 6.1. POHONNÉ JEDNOTKY POUŽÍVANÉ V LETECTVÍ

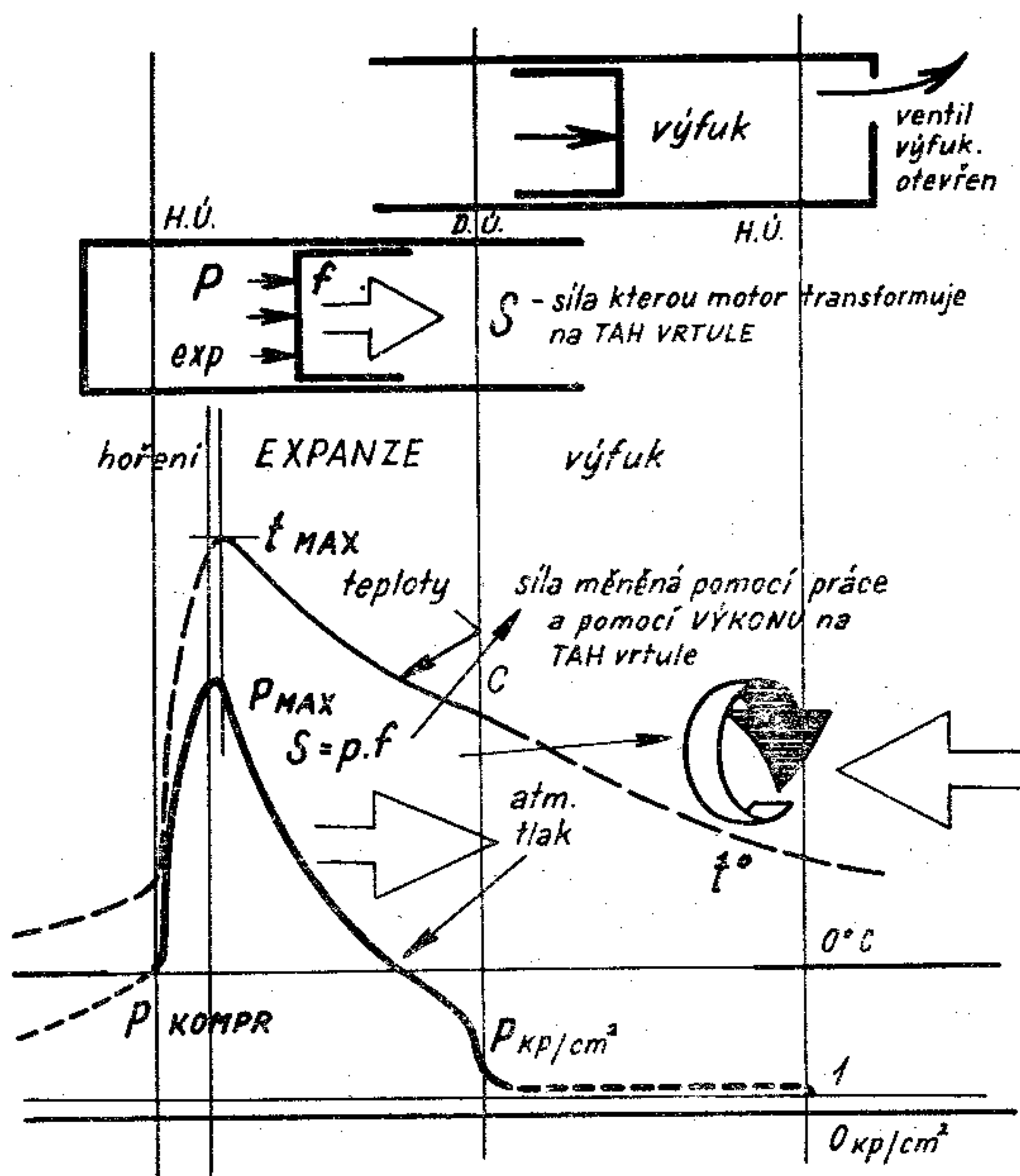
Jak vyplývá z vektorového rozkladu sil, působících za letu na motorové letadlo těžší vzduchu, je pro překonání odporu nezbytný tah pohonné jednotky (viz mechanika letu). Letadlová pohonná jednotka, instalovaná na palubě letadla je energetickým zařízením, které přeměňuje tepelnou energii, uvolňovanou spalováním LPH na mechanickou energii, potřebnou k překonání odporu letadla za letu. Uspořádání letadlových pohonných jednotek závisí na druhu letadla, pro který jsou určeny.

Současné letadlové pohonné jednotky letadel do hmotnosti 5700 kilogramů jsou tvořeny výhradně tepelnými motory s vnitřním spalováním, a to buď periodicky se opakujícím (motory pístové) nebo nepřetržitým (motory s plynovou turbínou). Při procesu spalování vzniká velké množství zplodin, jejichž fyzikálních vlastností se využívá prostřednictvím různě koncipovaných mechanismů k vyvinutí potřebné formy energie tak, jak to potřebuje letadlo, k jehož pohonu má motor sloužit. Podle způsobu, jakým jsou fyzikální vlastnosti spalin v motorech využívány k vyvinutí energie, rozdělujeme letadlové motory s vnitřním spalováním v podstatě na letadlové motory pístové a na letadlové motory proudové.

U pístového motoru dochází k procesu spalování směsi paliva se vzduchem periodicky a v uzavřeném prostoru (obr. 6/1). Při hoření směsi dojde v tomto prostoru k prudkému vzrůstu tlaku, jehož důsledkem je silové působení



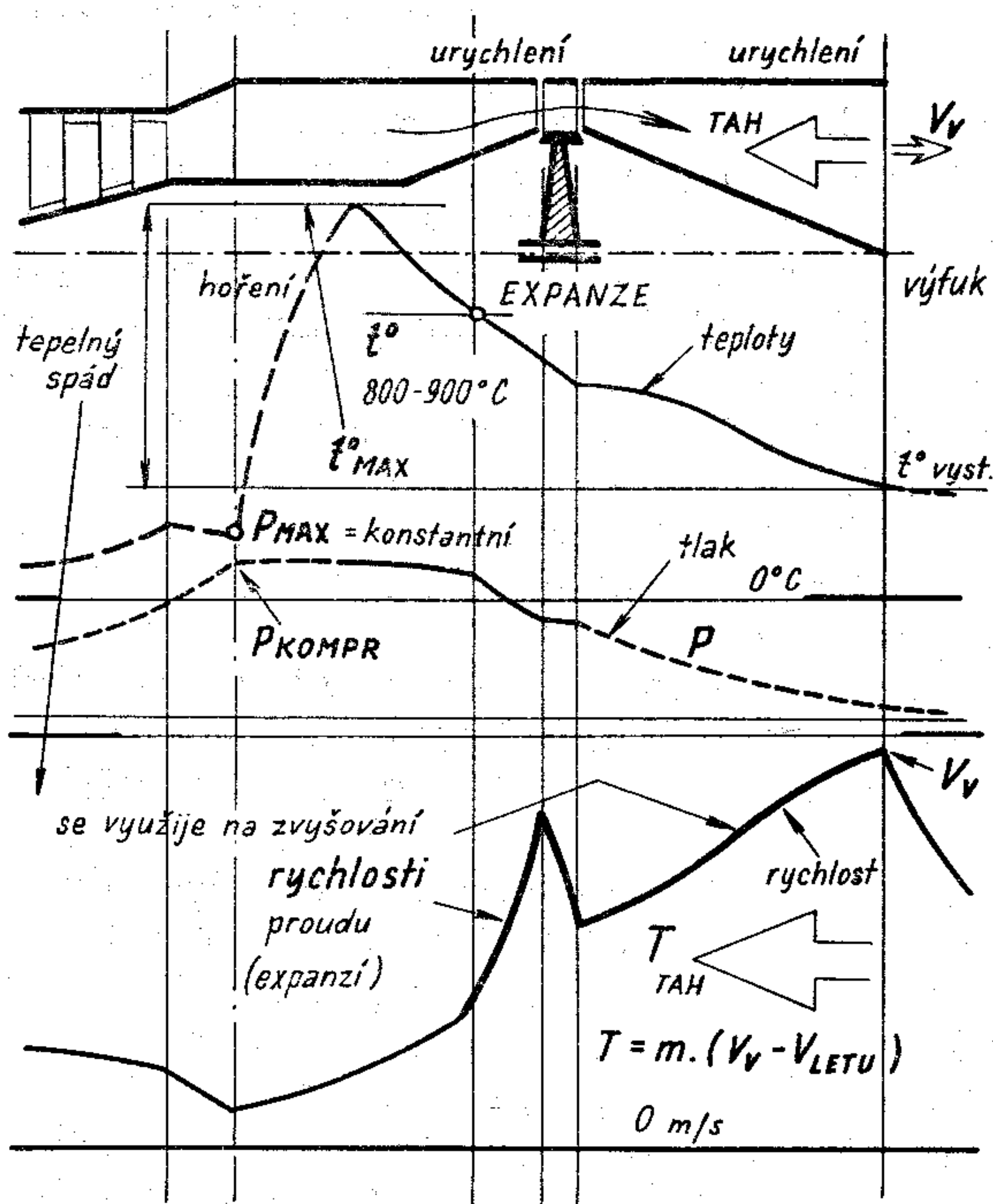
spalin na píst. Píst se vlivem tohoto působení pohybuje za současné expanze horkých plyných zplodin hoření (tím se současně uvolňuje tepelná energie zplodin) a odevzdává mechanickou energii pomocí klikového mechanismu na vrtuli. Tento přenos se v některých případech může dít prostřednictvím reduktoru za účelem optimalizace účinnosti vrtule, urychlující určité množství okolního vzduchu a tím vyvozující tah (změna hybnosti vzduchu protékajícího diskem vrtule).



Obr. 6/1. Schéma činnosti a tlakových i tepelných poměrů u pístového leteckého motoru

U proudových motorů dochází k procesu spalování pracovní směsi téměř plynule a prakticky v otevřeném pracovním prostoru (obr. 6/2). Proto při hoření zůstává tlak v pracovním prostoru na stejné výši, na kterou byla předem stlačena směs okysličovadla a paliva (okysličovadlem je vzdušný kyslík). Tlak vyvíjejících se horkých plyných zplodin hoření sice neroste (naopak mírně klesá), ale expanze spalin má za následek růst jejich rychlosti,

čímž se vlastně mění tepelná energie neustále vyvíjených plynných zplodin hoření přímo v pohybovou energii proudu. Oproti kombinaci pístový motor — vrtule je urychlována poměrně menší vzduchová hmota, avšak na vyšší rychlost. To zaručuje vyšší účinnost proudového motoru v oblasti rychlostí nad 600 km/h oproti kombinaci pístový motor — vrtule.



Obr. 6/2. Schéma činnosti a tlakových, tepelných i rychlostních poměrů u proudového motoru

Transformace energie proudu horkých spalin se děje zpravidla turbínovými lopatkami a vždy výtokovou tryskou. Přitom je rozhodující poměr, v němž je spotřebována pohybová a potenciální energie proudu zplodin hoření v turbínových lopatkách motoru a v jeho trysce.

Podle tohoto hlediska dělíme motory proudové na motory turbínové, u nichž se většina energie proudu horkých

spalin využije na lopatkách turbín a tím přemění v energii mechanickou a na motory reaktivní, kde se větší část energie proudu horkých spalin využije v trysce ke zvýšení rychlosti z motoru vytékajících spalin a ke vzniku reaktivního tahu (jedná se opět o zvýšení hybnosti protékajících plynů).

Letadlové pístové motory, které nemají v podstatě rozdílné funkční alternativy (s výjimkou motorů s rotujícími písty), rozlišujeme podle konfigurace konstrukčního uspořádání pracovních válců a jejich polohy vůči horizontu. U sportovních letadel jsou v současné době používány motory ploché (osy válců leží symetricky uspořádány v horizontální rovině), motory řadové (válců v řadě za sebou — jedna až dvě řady). Ploché a řadové motory mají vždy sudý počet válců, přičemž používané řadové motory jsou výhradně invertní. Méně jsou používány motory hvězdicové, jejichž válce jsou paprskovitě uloženy vzhledem k podélné ose motoru v jedné rovině. Hvězda může být jedna nebo několik za sebou (s ohledem na chlazení válců bylo použito maximálně 4 hvězd).

Podle principu chlazení pístových letadlových motorů rozdělujeme je na motory chlazené přímo vzduchem a motory chlazené chladicí kapalinou. Podle počtu cyklů připadajících na jeden pracovní cyklus dělíme pístové letadlové motory na motory čtyřdobé a dvoudobé (dnes se používají pouze výjimečně). Podle způsobu tvorby směsi dělíme pístové letadlové motory na motory karburátorové a na motory se vstřikovacím čerpadlem. Pro zvýšení plnicího tlaku je u některých motorů použito dmychadlo. Hovoříme pak o motorech přeplňovaných.

Pístový letadlový motor, u něhož je za účelem snížení otáček vrtule (zlepšení účinnosti vrtule) použito redukčního převodu (reduktor), se nazývá reduktorovým motorem.

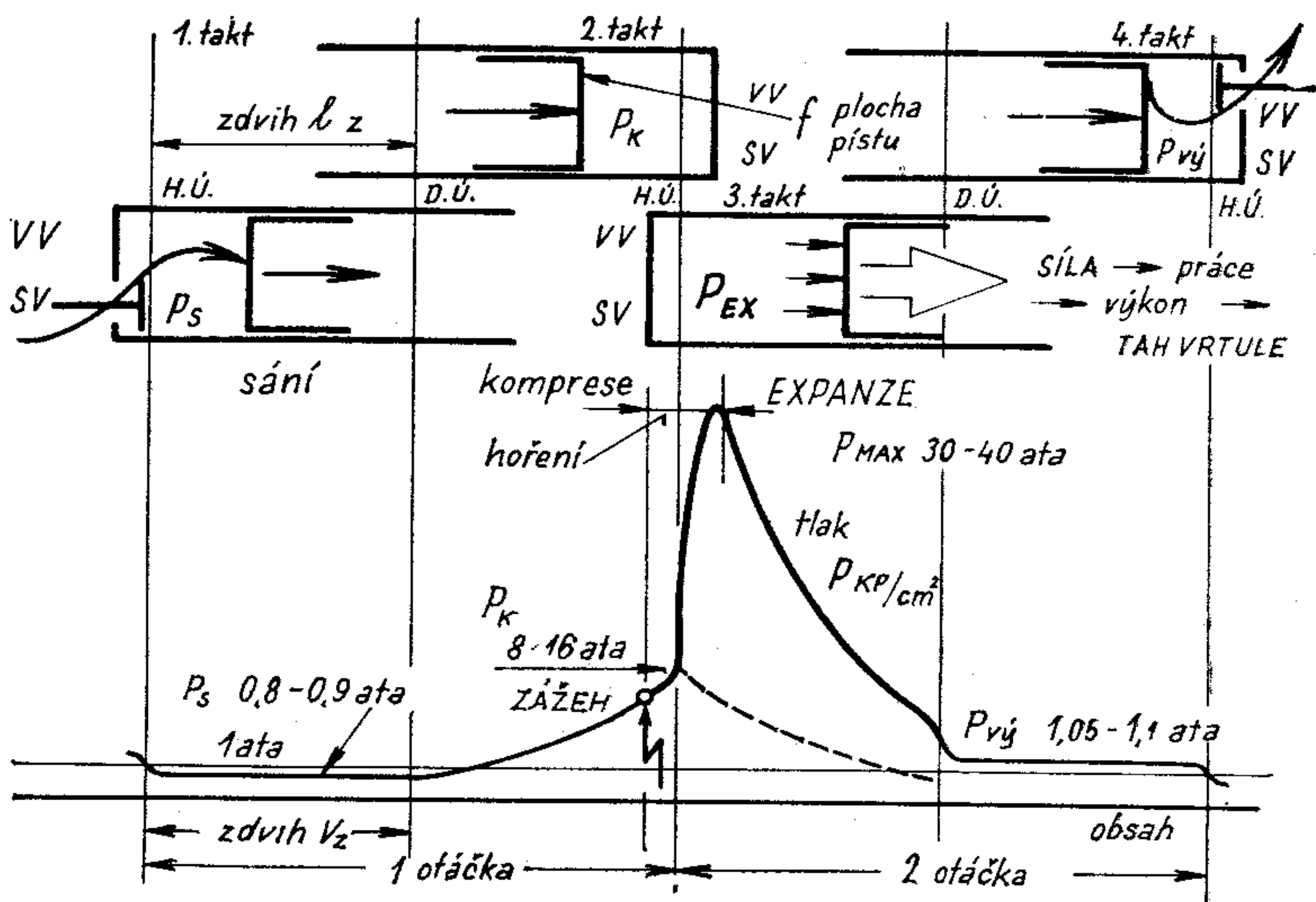
## 6.2. PÍSTOVÝ ČTYŘDOBÝ LETADLOVÝ MOTOR

Pro lehká letadla v kategorii výkonů do 300 kW je v současné době používán takřka výhradně pístový čtyřdobý letadlový motor na lehká paliva. Princip činnosti



čtyřdobého spalovacího pístového motoru je znázorněn na obr. 6/3.

Místem, kde se v pístovém čtyřdobém motoru odehrává celý proces uvolnění tepelné energie ze směsi paliva a kyslíku a přeměna této energie v mechanickou práci, je



Obr. 6/3. Pracovní cyklus u čtyřdobého pístového motoru

pracovní prostor (tj. horní část pracovního válce) uzavřený suvně pohyblivým dnem pracovního pístu. V druhém pevném dně tohoto pracovního prostoru (v hlavě válce) jsou pak ventily, jimiž se řídí plnění pracovního prostoru novou směsí a vytlačování spálené směsi (zplodin hoření, jejichž tepelná energie byla vyčerpána a přeměněna na mechanickou práci) z pracovního prostoru. Jak patrně z názvu má čtyřdobý pístový motor celý pracovní cyklus (periodicky se opakující) rozložen do čtyř fází (= taktů), z nichž každá je funkčně spojena s jednou polovinou otáčky klikového hřídele, tj. s pohybem pístu od jedné úvratě ke druhé úvratě. Současně je s celým, do čtyř taktů rozloženým cyklem, vhodně spojen i ovládací systém ventilů, jimiž je řízeno vyprazdňování a nové plnění pracovního prostoru a také i obě ostatní fáze pracov-

ního cyklu — stlačování směsi a expanze plyných zplodin hoření. Zmíněné čtyři doby celého pracovního cyklu jsou:

*Sání* (plnění pracovního prostoru novou směsí):

Píst se pohybuje od horní úvratě k dolní, sací ventil je otevřen. Zvětšováním pracovního prostoru (pohybem pístu od hlavy válce) vzniká v pracovním prostoru podtlak a čerstvá směs paliva a vzduchu je nasávána do pracovního prostoru. Toto probíhá až do okamžiku, kdy píst dosáhne dolní úvrati.

*Komprese* (stlačování směsi paliva a vzduchu):

Píst překročil dolní úvrať a pohybuje se zpět k horní úvrati. Sací ventil, jakmile píst přešel přes dolní úvrať, se zavírá a výfukový ventil je ještě stále zavřený. Píst, pohybující se směrem ke hlavě, zmenšuje objem pracovního prostoru a tím stlačuje nasátou směs paliva a vzduchu až na tzv. kompresní tlak. Obvykle těsně před horní úvratí (při dosažení téměř maximálního kompresního tlaku) dojde k nucenému zažehnutí stlačené směsi paliva a vzduchu. Než píst přeběhne horní úvrať, shoří veškeré palivo obsažené ve stlačené směsi. Tím dojde k prudkému vývinu velkého množství horkých plyných spalin, které stěsnány v malém kompresním prostoru (nejmenší konfigurace pracovního prostoru motoru = pracovnímu prostoru při pístu v horní úvrati) vyvolají prudký vzrůst původního kompresního tlaku. Maxima tohoto tlaku v pracovním prostoru je dosaženo těsně po přeběhnutí pístu horní úvratí a odpovídá prakticky i ukončení hoření, tj. uvolňování tepla utajeného v palivu.

*Expanze* (rozpínání horkých plynů = pracovní fáze celého motoru):

Píst přešel přes horní úvrať, oba ventily jsou zavřené, kompresní prostor je vyplněn horkými plynými zplodinami hoření o vysokém tlaku. Horké plyny v pracovním prostoru tlačí na dno pístu a posunují jej od horní úvrati k úvrati dolní. Tím se opět pracovní prostor zvětšuje. Toto zvětšování umožňuje horkým plynům rozpínat se, expandovat (dno pístu je stále vystaveno tlaku těchto plynů) a tím odevzdávat tepelnou energii k mechanickému pohybu pístu. Expanze je jediným pracovním taktem čtyřdobého motoru (jediným zdvihem), kdy motor práci (energii) dodává. Při všech ostatních taktech pracovního cyklu motor naopak práci spotřebovává (na sání, kompre-

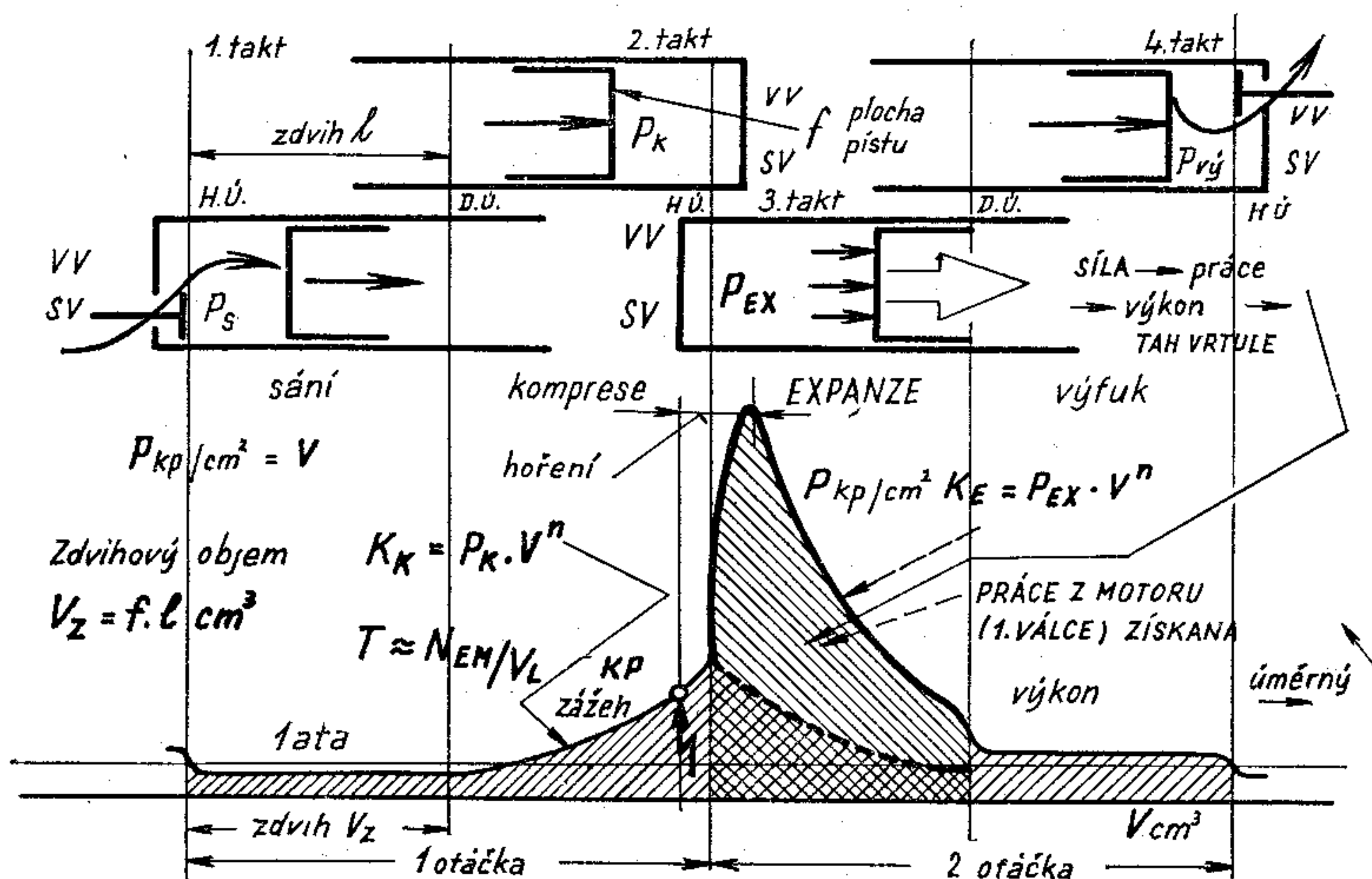
si a výfuk využitých spalin). Tento pracovní zdvih končí okamžikem, kdy se píst podruhé během jednoho cyklu dostal do blízkosti dolní úvratě. V tom okamžiku se otevírá výfukový ventil a nastává poslední fáze pracovního cyklu, vytlačení spálených plynů z pracovního prostoru, tzv. výfuk (vypláchnutí).

**Výfuk** (vytlačení využitých spalin z pracovního prostoru):

Píst se pohybuje od dolní úvratě k horní, výfukový ventil je otevřen a sací zavřen. Píst pohybem ke dnu pracovního prostoru zmenšuje pracovní prostor válce a za určitého malého přetlaku vytlačuje spálené a tepelné energie zbavené zplodiny hoření z pracovního prostoru.

Popsaný pracovní cyklus je běžně vyjadřován tzv. indikátorovým diagramem, tj. grafickým znázorněním změny pracovního tlaku v pracovním prostoru v závislosti na periodicky se proměňujícím objemu pracovního prostoru (obr. 6/4).

Indikátorové diagramy lze použít ke stanovení výkonu motoru. V našem případě však rozvinutý indikátorový diagram nejlépe zpodobní průběh tlakové a objemové situace v pracovním prostoru během jednotlivých fází jednoho pracovního cyklu.



Obr. 6/4. Stanovení odevzdané práce u čtyřdobého pístového motoru podle indikátorového diagramu



Z předchozího je patrné, že jeden celý, periodicky se opakující pracovní cyklus čtyřdobého pístového motoru proběhne za dvě otáčky klikového hřídele (kliky) a pouze jediný ze čtyř taktů (zdvihů) je taktem pracovním. Z toho tedy plyne, že rovnoměrnost chodu čtyřdobých motorů je velmi nepravidelná. Je proto třeba vyrovnávat tuto nepříjemnou vlastnost čtyřtaktního motoru. Běžně, u méně než čtyřválcových čtyřdobých motorů, se k tomuto účelu jako kompenzátoru používá setrvačnosti rotující hmoty v podobě těžkého setrvačnicku. Takové řešení je pro letadlové motory nepřijatelné, a proto je používáno většího počtu válců s vhodně cyklicky uspořádaným pořadím zážehů v jednotlivých válcích. Vedle požadovaného zvýšení výkonu byla zvýšena i rovnoměrnost chodu do té míry, že motor žádný setrvačný kompenzátor nepotřebuje a pokud je použito menšího počtu válců, postačí jako setrvačnick hmotu vrtule.

### 6.2.1. ZÁVISLOST VÝKONU PÍSTOVÉHO ČTYŘDOBÉHO LETADLOVÉHO MOTORU NA OTÁČKÁCH A PLNICÍM TLAKU

Výkon pístového čtyřdobého motoru je přímo úměrný otáčkám ( $n$ ), zdvihovému objemu ( $V_n$ ) a střední hodnotě indikovaného tlaku ( $p_i$ ). Protože zdvihový objem daný konstrukcí motoru (zdvih, vrtání) se nemění, je zřejmé, že výkon motoru roste s hodnotou otáček a s hodnotou indikovaného tlaku, který opět roste s hodnotou plnicího tlaku. Výsledný výkon je pak dán součinem  $p_i$  a počtu válců ( $z$ ).

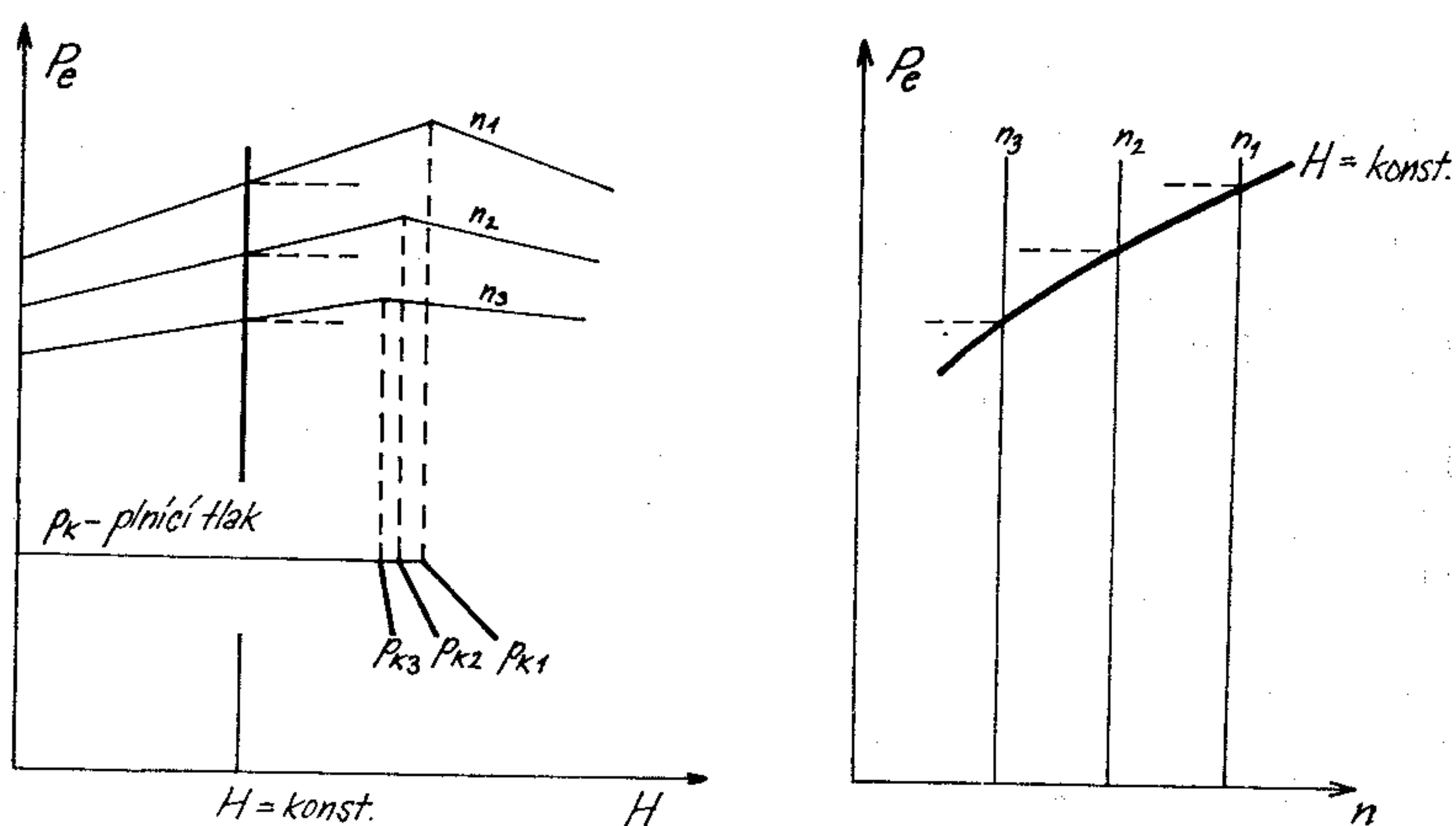
Pro příslušný vzorec platí:

$$P_i = \frac{n \cdot p_i \cdot V_n}{120} \text{ (udáno v kW).}$$

Z uvedeného vyplývá možnost zvýšení výkonu použitím dmychadla, které zvýší hodnotu plnicího tlaku (nezaměňovat s kompresorem). Zvyšování výkonu zvýšením maximálních otáček není u leteckého pístového motoru možné, neboť nad hodnotou 3000 ot/min prudce klesá účinnost vrtule. (Vyšších otáček je možno použít jen při velmi malém průměru vrtule.)

Jestliže je výkon pístového motoru dané konstrukce

z provozního hlediska závislý na plnicím tlaku a otáčkách, vyplývá z této skutečnosti i možnost kontroly výkonu pístového motoru indikací otáček (otáčkoměrem) a plnicího tlaku (tlakoměrem). Takto lze kontrolovat výkon pístového motoru jak na zemi (nulová dopředná rychlost), tak za letu. Porovnáním skutečně proměřených hodnot plnicího tlaku a otáček za daného letového režimu s hodnotami uváděnými pro daný typ motoru v jeho charakteristikách je možno posoudit vhodnost použité vrtule — např. při maximální rychlosti letounu by měly hodnoty plnicího tlaku a otáček odpovídat nominálnímu výkonu motoru apod. [obr. 6/5].

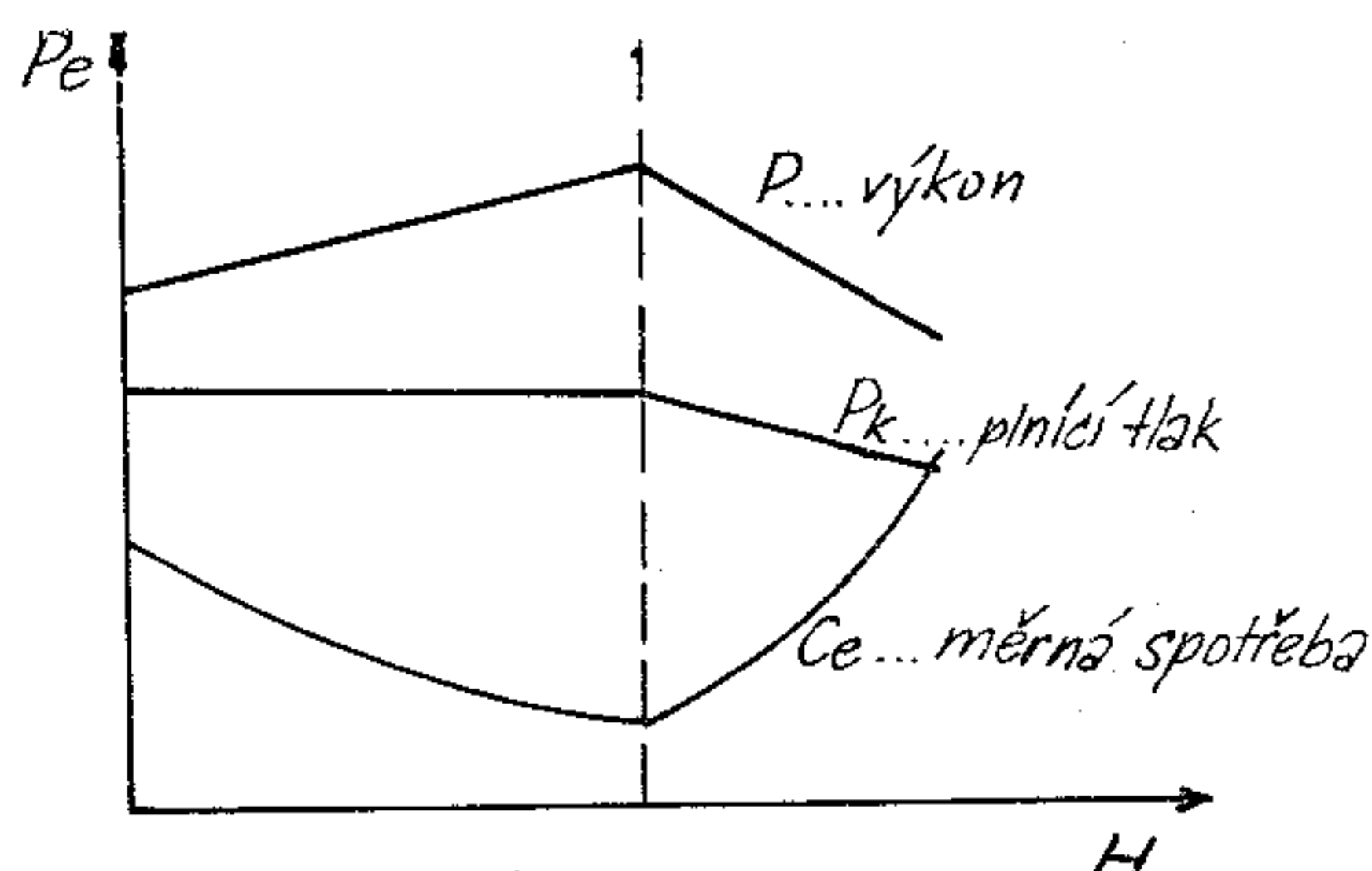


Obr. 6/5. Výšková charakteristika čtyřdobého pístového motoru (škrticí klapka plně otevřena)

Z rozboru vrtulových režimů (viz aerodynamika) je zřejmé, že optimálního využití výkonů pístového motoru ve všech letových režimech je možno dosáhnout pouze při použití stavitelné vrtule.

Kromě již uvedeného závisí výkon pístového motoru na dalších činitelích, souvisejících s uvedenými vlivy. Protože chladný vzduch má vyšší měrnou hmotnost oproti teplému vzduchu, obsahuje i více kyslíku, směs je účinněji tvořena a dochází k účinnějšímu spalování paliva. To má za následek vzrůst výkonu. Naopak s rostoucí výškou letu klesá atmosférický tlak, jemuž je přímo úměrný tlak plni-

cí. Dochází tudíž (bez dalších opatření) k poklesu výkonu. Změny výkonu s sebou nesou i změny měrné spotřeby paliva (obr. 6/6).



Obr. 6/6. Přízemní charakteristika čtyřdobého pístového motoru

Proto se používají motory s kompresorem, které stlačením vzduchu před sáním udržují plnicí tlak do určité výšky stejný jako při zemi.

V omezené míře se na výškovosti motoru projevuje i přeplňovací dmychadlo, jehož hlavním účelem je dosažení vyššího vzletového výkonu motoru. Výškovost motoru lze dále ovlivnit použitím výškové korekce, jejíž podstata spočívá v zachování optimálního směšovacího poměru paliva a vzduchu nezávisle na výšce letu. (S rostoucí výškou se směs vlivem klesajícího atmosférického tlaku obohacuje, výkon motoru klesá, měrná spotřeba se zvyšuje.)

## 6.2.2. DŮLEŽITÉ ČÁSTI PÍSTOVÉHO ČTYŘDOBÉHO LETADLOVÉHO MOTORU

Základním požadavkem na letadlový motor je co nej-příznivější poměr výkonu k vlastní hmotnosti, resp. měrná hmotnost. Z tohoto vyplývá, že při stavbě letadlového pístového motoru je použito odpovídajících materiálů, přičemž součásti motoru jsou pevnostně řešeny tak, aby při zachování potřebné tuhosti a pevnosti byly maximálně odlehčené.

Pístový letadlový čtyřdobý motor sestává v podstatě ze tří skupin součástí. Především to jsou součásti statické,



jejichž úkolem je vázat celý motor v jeden kompaktní celek a přenášet síly a reakce do příslušných částí letadla. Další skupinu tvoří součásti vlastního pohybového mechanismu motoru, jejichž úkolem je přenést při expanzi odevzdávanou práci na vrtulový hřídel (měnit přitom nerovnoměrný přímočarý pohyb v pohyb točivý) a současně zajistit správně časovanou činnost rozvodu pracovní směsi a spálených plynů jak do pracovních prostorů, tak i z pracovních prostorů jednotlivých válců. Třetí skupinou je výstroj motoru, která zajišťuje zážeh stlačené směsi v jednotlivých válcích, dopravu paliva do motoru a vytváření potřebné pracovní směsi, mazání celého motoru na všech těch místech, kde je tento úkon pro spolehlivost chodu nezbytný atd.

Podle tohoto rozdělení má každý letadlový pístový motor tyto hlavní dílce a celky:

#### *A.00 Statické součásti a celky*

01 Kliková skříň; je hlavním pevnostním statickým celkem každého motoru. Nese pracovní válce s celým jejich příslušenstvím, uložení (kluzná nebo valivá) vlastního klikového hřídele, uložení vrtulového hřídele, impulsní zařízení pro rozvod, pohony všech agregátů použitých na motoru apod. Jak vidíme z uvedeného, přenáší kliková skříň rovněž síly od vrtule (tah) na drak letadla.

02 Pracovní válec; obvykle spojen s hlavou, je v podstatě pevnou částí pracovního prostoru. Ocelový válec kruhového průřezu je přesně obrobený a vybavený na vnější straně soustavou tenkých žebry pro zintenzívnění chlazení. Svou spodní částí je vetknut do klikové skříně, na horní část dosedá chladicími žebry vybavená hlava válce, tvořící oblé nebo rovné dno pracovního prostoru. Hlava nese vlastní rozvodové prvky motoru, tj. ve většině případů sací a výfukové ventily včetně pomocných impulsujících a transmitujících součástí a prvků rozvodu. Dále je na hlavě umístěno zdvojené jiskřiště k zapalování stlačené směsi v pracovním válci nebo další méně důležité pomocné prvky.

03 Potrubní a plnicí instalace; jsou doplňkové statické dílce motoru, jejichž účelem je přivádět pracovní médium do motoru a z motoru. Tuto část dílců tvoří soustava sacího potrubí včetně všech technických zařízení a soustava výfuků. Někdy bývá některé z uvedených potrubí řešeno

jako společný prsteneček s odbočkami k jednotlivým válcům. Nejčastěji se takto upravují potrubí výfuková, která se téměř vždy (zvláště u silnějších letadlových motorů) opatřují tzv. sběrači, majícími také význam jako tlumiče hluku.

### *B.00 Pohybový mechanismus motoru*

01 Klikový mechanismus; je zařízení určené k přenosu práce předávané v pracovním prostoru pístu na vrtulový hřídel. Tento mechanismus je složen z těchto dílců:

— Klikový hřídel; je obvykle vykován z jednoho kusu oceli. V jeho ose se nacházející části jsou tzv. klikové čepy, jimiž je celý hřídel otočně uložen v ložiskách klikové skříně. Od těchto osových čepů vycházejí ramena, spojená na konci ojnicními čepy vzdálenými od osy hřídele o polovinu zdvihu. Vzájemná poloha těchto ojnicních čepů dává rozložení zážehu v jednotlivých válcích a tím i rozložení zatížení a pracovních zdvihů. Vzájemné pootočení bývá  $180^\circ$ ,  $120^\circ$  nebo  $90^\circ$ , a to podle počtu válců umístěných v řadě za sebou. U takového typu motoru, kde není užito klikového hřídele, ale pouze kliky (hvězdicové motory), je na klice pouze jediný ojnicní čep, na který je zavěšena hlavní ojnice.

— Ojnice; je kovaná profilovaná tyč, spojující ojnicním čepem na straně jedné a pístním čepem na straně druhé otočně klikový hřídel (nebo kliku) s pístem. Tato součást přenáší energii z pístu na klikový hřídel nebo na kliku. Je to velmi namáhaná součást motoru a vyžaduje pečlivé obrobění.

— Píst; je hrncovitý útvar kruhového průřezu, jehož dno pohyblivě uzavírá pracovní prostor. Píst se pohybuje v pracovním válci od horní úvrati do dolní úvrati. Této vzdálenosti se říká zdvih motoru a je roven dvojnásobku délky ramene klikového hřídele nebo kliky. Píst je v pracovním válci utěsněn pístními kroužky, z nichž jedny těsní (těsnicí kroužky) a druhé zase odstraňují nadbytečný olejový film ze stěn válců (stírací kroužky).

S pístním okem ojnice je píst otočně spojen pomocí pístního čepu, který je otočně usazen v pístním oku ojnice. Jsou však i výjimky, že pístní čep je otočně uložen v otvorech čepových nálitků pístu a v ojnicním oku je usazen pevně. V pístu je pístní čep zajištěn proti vysunutí pojistkami.

02 Rozvody a rozvodový mechanismus; je zařízení pro řízení činnosti spalovacího motoru. V podstatě je toto důležité zařízení tvořeno těmito dílci:

— Vačková hřídel nebo vačkový kotouč; je zařízení vybavené vhodně tvarovanými palci, spřažené pomocí převodů ozubenými koly s klikovým hřídelem nebo klikou. Je určen k vytváření silových impulsů na vlastní rozvodové části (ventily), jimiž se řídí plnění, komprese, expanze a výfuk v pracovních prostorech válců.

— Transmisní soustava silových impulsů vačkového zařízení; slouží k přenosu vačkami vyvolaných silových impulsů na stopky ventilů. Podle systému celého rozvodu tvoří tuto soustavu nárazníky, zvedací tyčinky, vahadla. Jsou používána i taková rozvodová zařízení, kde nárazníky a tyčinky odpadají (vačkový hřídel je umístěn přímo na hlavách válců).

— Ventily a jejich příslušenství; jsou vlastními rozvodovými částmi. Ventil sestává z talíře, opatřeného kuželovou dosedací plochou zabroušenou do sedla, umístěného v hlavě motoru. Talíř ventilu je vykován v jednom kuse se stopkou ventilu, která slouží jako táhlo k otevírání a k zavírání ventilového prostupu, tj. mezery mezi kuželovou dosedací plochou ventilového talíře a ventilovým sedlem ve hlavě válce. Dalším důležitým dílcem vlastního rozvodového elementu jsou ventilové pružiny, provedené téměř výlučně jako pružiny vinuté. Při otevření ventilu silovým účinkem vačky jsou ventilové pružiny stlačeny, po uvolnění tlakem ventil uzavřou.

U motorů s velkým tepelným namáháním se dělají oba ventily (sací i výfukový) nebo alespoň jeden z nich (výfukový) s chladicí sodíkovou vložkou, umožňující rychlejší odvod tepla z talíře do vodícího pouzdra stopky ventilu.

### *C.00 Výstroj motoru*

Výstroj motoru tvoří jeho samostatné funkční soustavy, působící na motoru mimo rámec pohybových mechanismů. Je to především soustava nuceného zážehu stlačené pracovní směsi, tzv. zapalování. Zapalování letadlových motorů je téměř výlučně magnetového typu a je vždy zdvojené, tj. v každém válci jsou dvě samostatná jiskřiště, z nichž každé má zvláštní magnetový zdroj. Další soustavou je palivová instalace (motorová část), jejímž úkolem je jednak zajistit plynulý přísun paliva do motoru



a dále hlavně vytvoření směsi paliva se vzduchem v potřebném optimálním poměru. Palivová instalace může být v podstatě dvojího druhu — jednak karburátorová, jednak vstřikovací, a to podle způsobu tvorby pracovní směsi paliva se vzduchem.

Třetí částí výstroje je mazací systém motoru — olejová instalace (motorová část). Jejím úkolem je mazat všechna místa v motoru, kde dochází ke tření a tím zmenšit odpory pohybových mechanismů na minimum a zabránit zadření po sobě se smýkajících ploch. Vedlejším posláním olejové instalace v motoru je i vnitřní chlazení cirkulujícím olejem. U některých typů motorů plní mazací olej funkci hydraulické kapaliny pro využití přenosu síly kapalinou třeba k obsluze hydraulicky stavitelné vrtule.

Poslední částí hlavní výstroje bývá okruh chlazení, pokud ovšem má motor ještě kapalinové chlazení. V současné době se letadlové motory dělají však téměř výlučně chlazené vzduchem. V tomto případě tedy zvláštní chladič systém odpadá vůbec, protože chlazení vzduchem je provedeno pomocí chladicích žeber, vytvořených přímo na válcích a hlavách motoru nebo i na ofukované části klikové skříně.

### 6.2.3. PALIVOVÁ INSTALACE

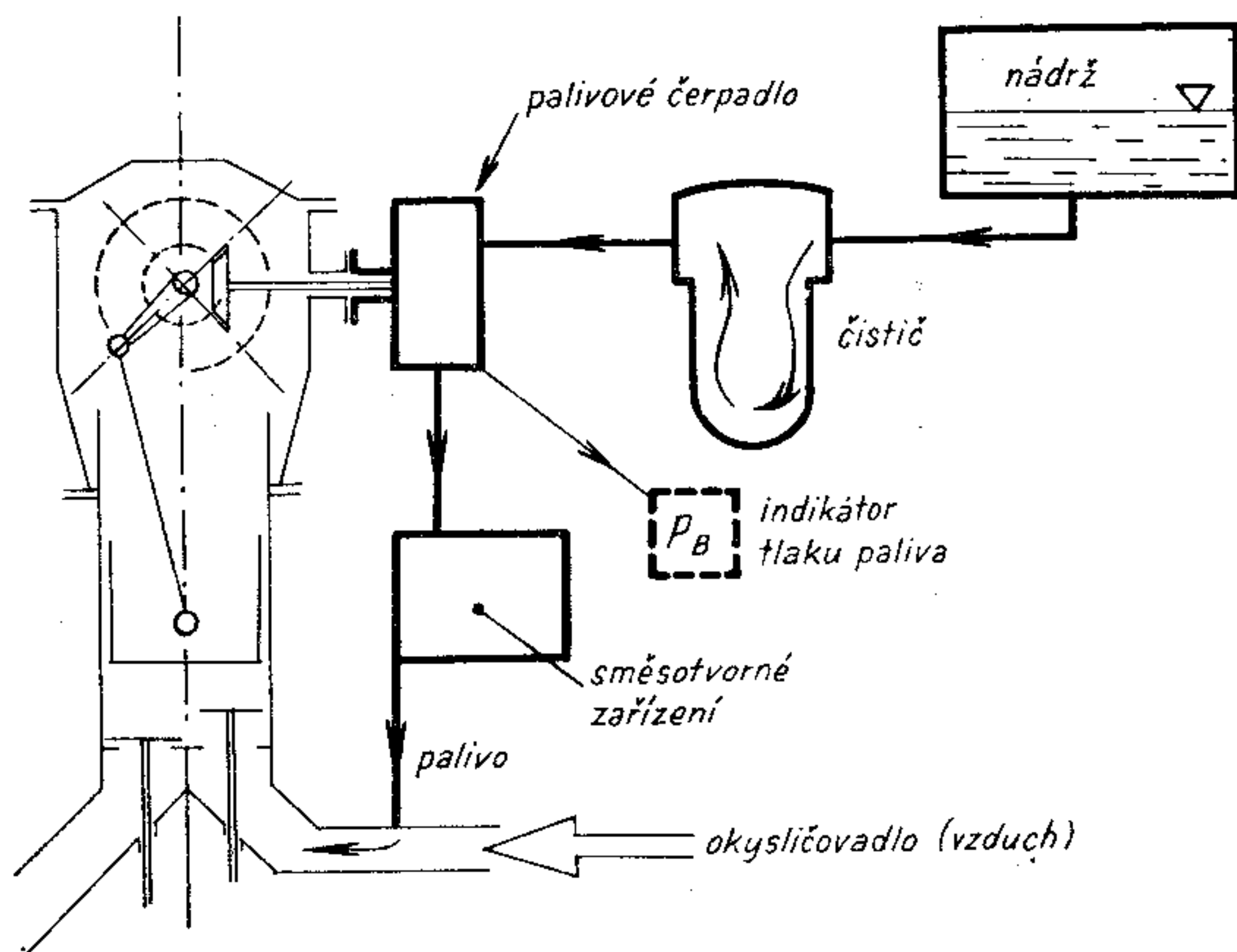
Posláním motorové části palivové instalace je dopravit palivo do směsotvorného zařízení motoru (obr. 6/7). Podle druhu tohoto směsotvorného zařízení dělíme i všechny typy leteckých palivových motorových instalací. V podstatě jsou uplatněny dva druhy těchto zařízení:

A.00 Letecká karburátorová palivová instalace; má jako směsotvorné zařízení karburátor čili splynovač (což je název nesprávný, ale vžitý).

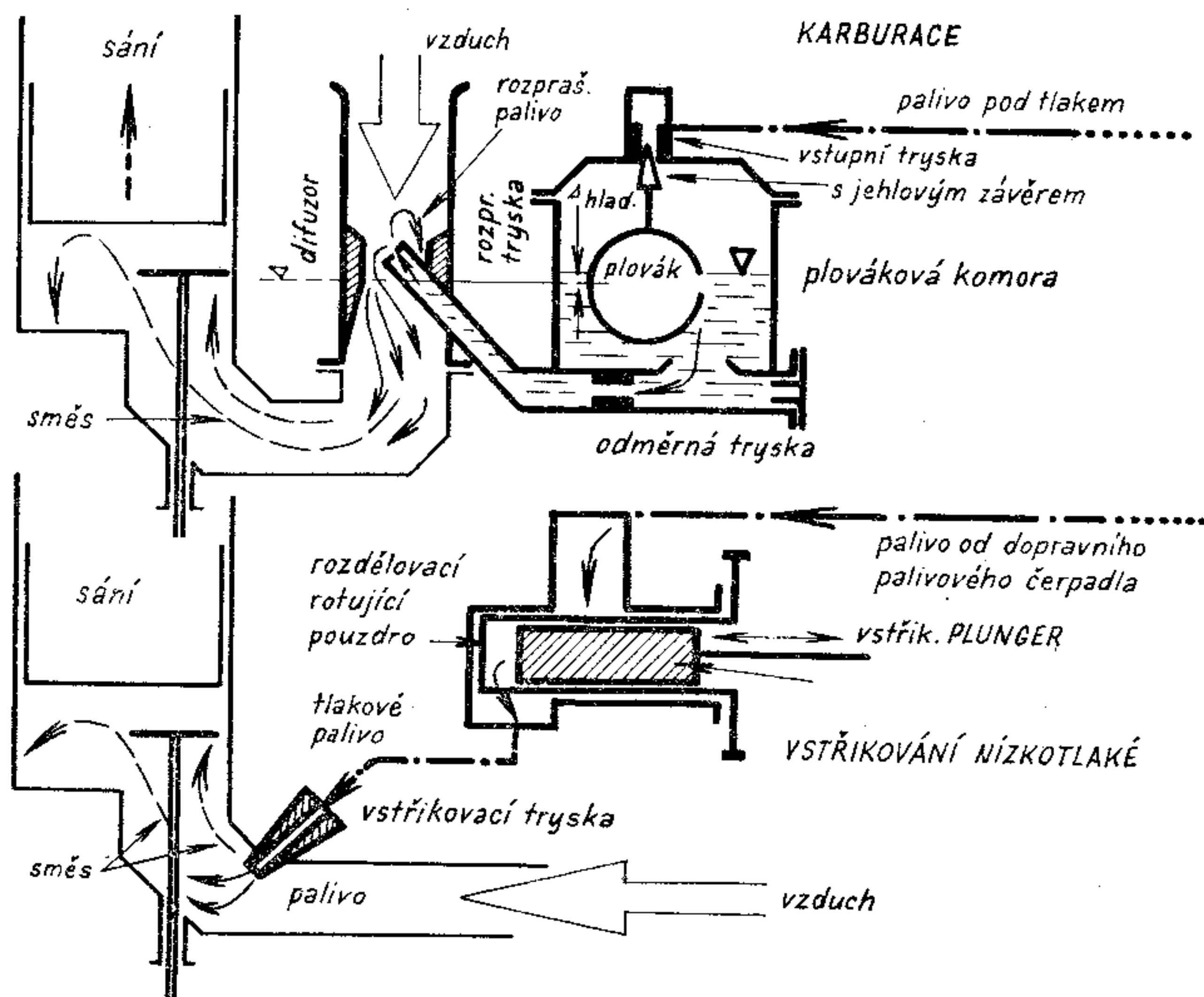
01 Karburátor; je zařízení, ve kterém dochází k rozprášení proudu paliva v proudu nasávaného vzduchu na mikroskopické kapičky. Ty se v podstatě odpaří do vzdušného proudu a vytvoří tak výbušnou směs benzínových par se vzduchem. Směs je dopravena do pracovního válce a stlačena na potřebný kompresní tlak, shoří a odevdá motoru svou energii (obr. 6/8).

02 Palivové dopravní čerpadlo; je v podstatě buď mem-

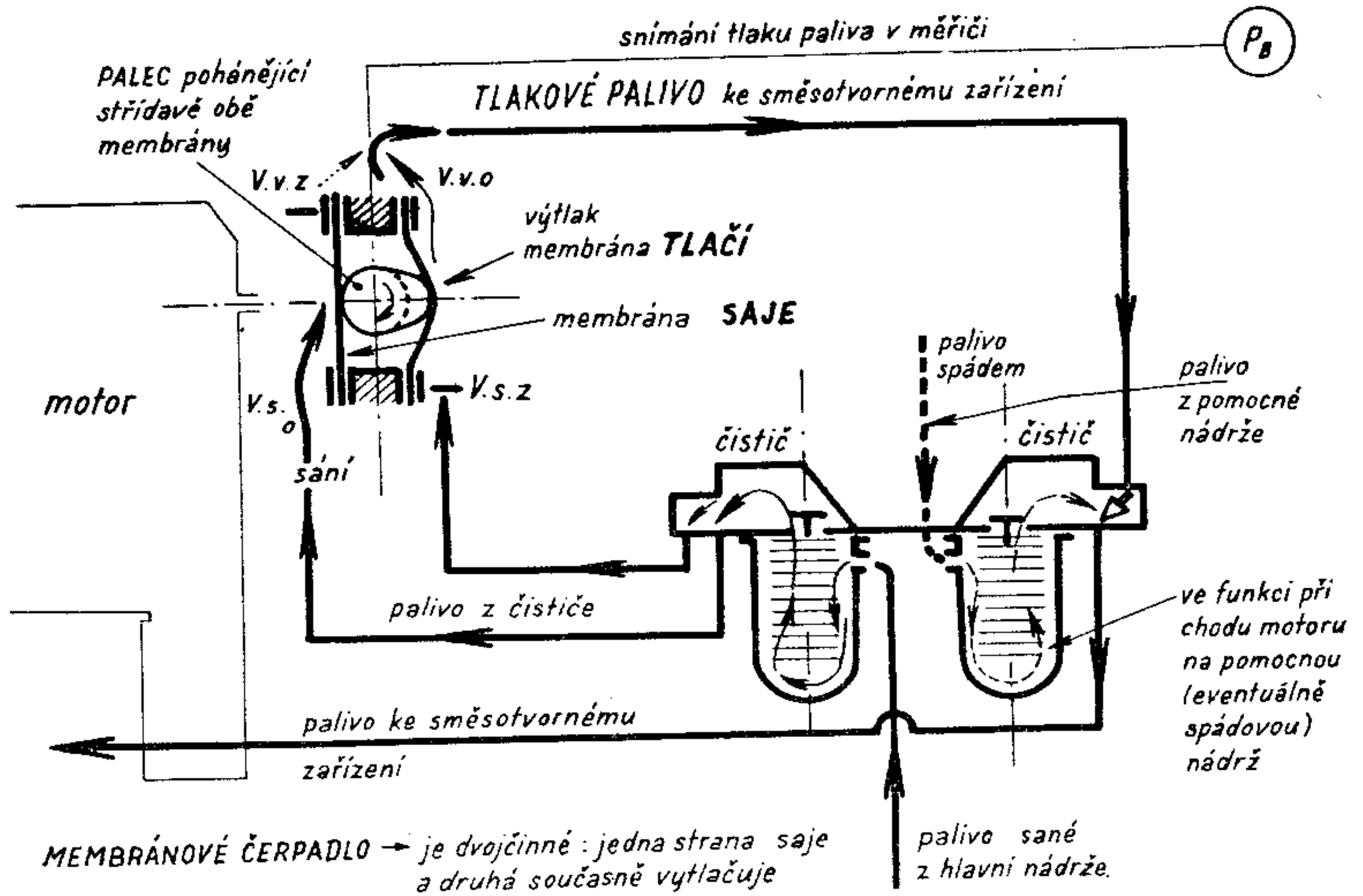
bránové nebo zubové, zajišťující v plovákové komoře karburátoru stále určitý optimální přetlak, jehož účinkem (spolu s podtlakem vzdušného proudu v difuzoru karburátoru) dochází ke zmíněnému dokonalému rozprášení proudu paliva, tekoucího rozprašovací tryskou (obr. 6/9).



Obr. 6/7. Schéma palivové instalace u pístového čtyřdobého leteckého motoru



Obr. 6/8. Schéma uspořádání karburátoru pro letecký pístový čtyřdobý motor a vstřikovacího čerpadla do sacího potrubí



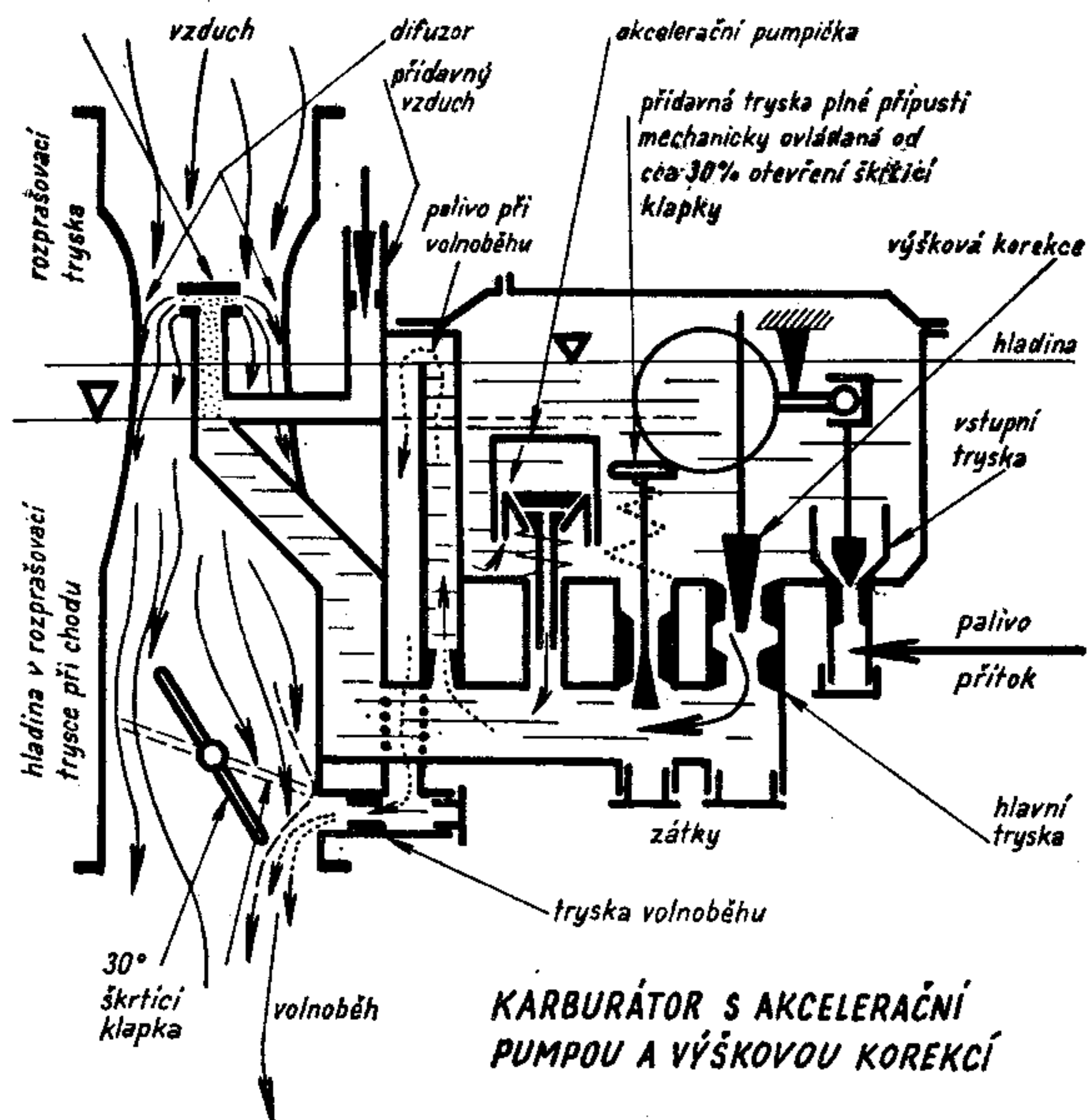
Obr. 6/9. Membránové palivové dopravní čerpadlo

B.00 Letecká vstříkovací palivová instalace; má za směšotvorné zařízení soustavu vstříkovacích trysek (v podstatě jde o obdobu rozprašovací trysky v karburátoru) napojenou na vstříkovací čerpadlo, které dopravuje palivo pod optimálním tlakem ke vstříkovacím tryškám, umístěným obvykle přímo na hlavách jednotlivých pracovních válců.

Podle toho, pod jakým tlakem dodává vstříkovací čerpadlo palivo do trysek, rozeznáváme vstříkovací instalace vysokotlaké (benzín je rozprašován přímo do spalovacího prostoru každého válce, a to přibližně v okamžiku končení komprese) a nízkotlaké (benzín je vstříkován do nasávaného vzduchu před sací ventil, kde urychleně tvoří směs).

Přesto, že alespoň u nás je karburátorový systém tvoření pracovní směsi na ústupu, je třeba všimnout si karburátoru podrobněji proto, že ještě určitou dobu se budeme s tímto druhem směšotvorného zařízení setkávat a že funkčního principu některých prvků karburátoru je s úspěchem používáno i v jiných směšotvorných zařízeních, zvláště pak u nízkotlakých vstříkovacích čerpadel. Proto je třeba vysvětlit princip činnosti karburátoru (obr. 6/10).





Obr. 6/10. Princip činnosti karburátoru pro pístový čtyřdobý letecký motor

Palivo, dopravované palivovým čerpadlem, vstupuje vstupní tryskou do plovákové komory karburátoru a udržuje určitý optimální přetlak. Z vývodu plovákové komory teče palivo několika odměrnými tryskami (někdy se jim pro odlišení říká dýzy) přímo k rozprašovací trysce, umístěné v difuzoru karburátoru. Odměrných trysek je několik proto, že každá z nich slouží k dodávce jiného množství paliva do rozprašovací trysky, a to podle toho, jaký při daném režimu je výkon motoru. Tak rozlišujeme třeba hlavní trysku (je stále otevřená vyjma fáze volnoběhu), pomocnou trysku, jinak též nazvanou tryskou plného plynu (otevřít se při plnějším otevření škrticí klapky a dodává další palivo, které by hlavní tryska již nestačila dodat), trysku akceleračního čerpadla (otevřít se jenom při prudkém přidání plynu a propustí palivo z pracovního prostoru akceleračního čerpadla přímo do difuzoru) a volnoběžnou trysku (dodává palivo do motoru při volnoběhu).

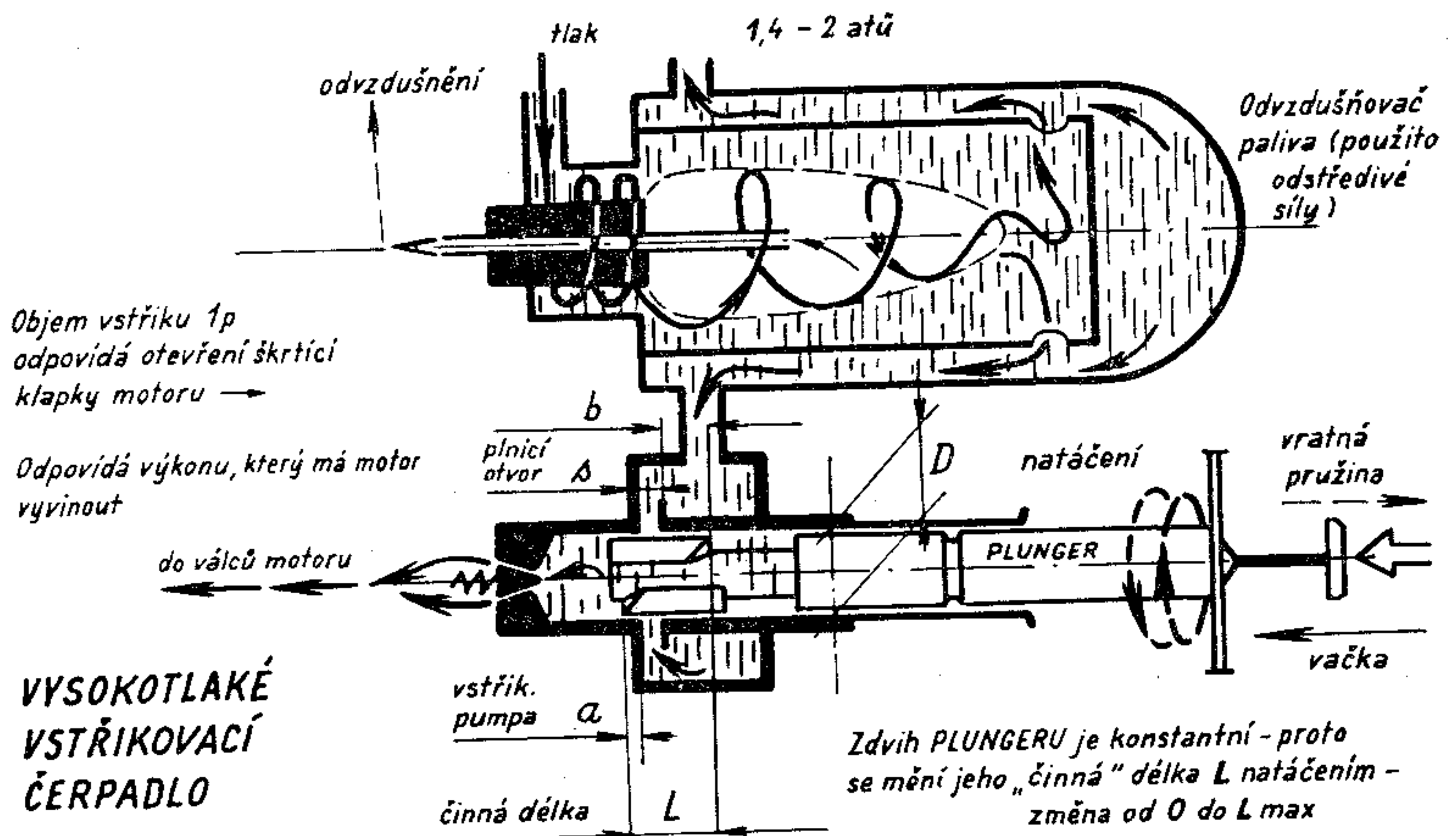
Vzduch nasávaný motorem proudí sacím potrubím do

hlav válců přes karburátor. V místě, kde je do tohoto proudu vsazena rozprašovací tryska karburátoru, je průtočný kanál podstatně zúžen, takže se protékající vzduch zrychluje a přitom jeho tlak v místě zúžení klesá (rovnice Bernoulliho). Takto vznikající podtlak strhává proud paliva (jehož tlak je větší) a spolu s tlakem tohoto paliva způsobuje rozprašení paliva v mikroskopické kapičky, které se rychle vypařují a tvoří potřebnou výbušnou pracovní směs.

Rychlost průtoku vzduchu difuzorem (jeho množství a tlak před difuzorem) se řídí podle potřeby výkonu škrcením motoru tzv. škrticí klapkou umístěnou za difuzorem karburátoru a otevírající nebo přivírající sací potrubí.

Téměř u každého karburátoru je i tzv. výšková redukce, jejímž úkolem je zachovávat u nekompresorových motorů stále optimální hmotnostní poměr kyslíku a paliva. Většinou se tak děje škrcením průtoku paliva v hlavní odměrné trysce (dýze) — (obr. 6/11).

Vstřikovací čerpadlo je funkčně podobné karburátoru. Jeho rozprašovací tryska je rozdělena na tolik trysek



$$\text{Objem vstřiku } ^1p = (a+b) \cdot \pi \frac{D^2}{4}$$

$$a+b = \text{konstantní pro jedno a totéž } L = L + \delta$$

$$^1p = \pi \frac{D^2}{4} \cdot (L - \delta) \text{ mm}^3$$

Obr. 6/11. Schéma vysokotlakého vstřikovacího palivového čerpadla

(vstřikovacích), kolik je pracovních válců. Dávkování paliva je místo odměrnými tryskami prováděno změnou doby dodávky pístkem vlastního čerpadla. Pro jednoduchost mechanismu, omezujícího dobu vstřiku a tím i množství paliva, je dávkovací pístek čerpadla speciálně vytvarován a délka vytlačování paliva k vstřikovacím tryskám se mění jeho natáčením kolem podélné osy. V každém vstřikovacím čerpadle je tlaková regulace a výšková korekce, založená na principu omezování doby vstřiku, tj. délky vytlačování paliva z čerpadla. U čerpadel vysokotlakých je pro každý válec vlastní vstřikovací pístek. Sled vstřiků do jednotlivých válců je řízen vačkou, která pohání pístky (uděluje jim v závislosti na otáčkách klikového mechanismu potřebný silový impuls k suvnému pracovnímu pohybu). U čerpadel nízkotlakých bývá jenom jeden pístek, vytvořený obdobně jako pístky vysokotlaké (zvláště tvarované), aby jeho natočením kolem podélné osy se měnila délka vytlačování paliva. Navíc je u čerpadla rotační pouzdro, které v závislosti na otáčení a poloze klikového mechanismu odkrývá otvory, jimiž je dávkované palivo vytlačováno k vstřikovacím tryskám.

#### 6.2.4. OLEJOVÁ INSTALACE

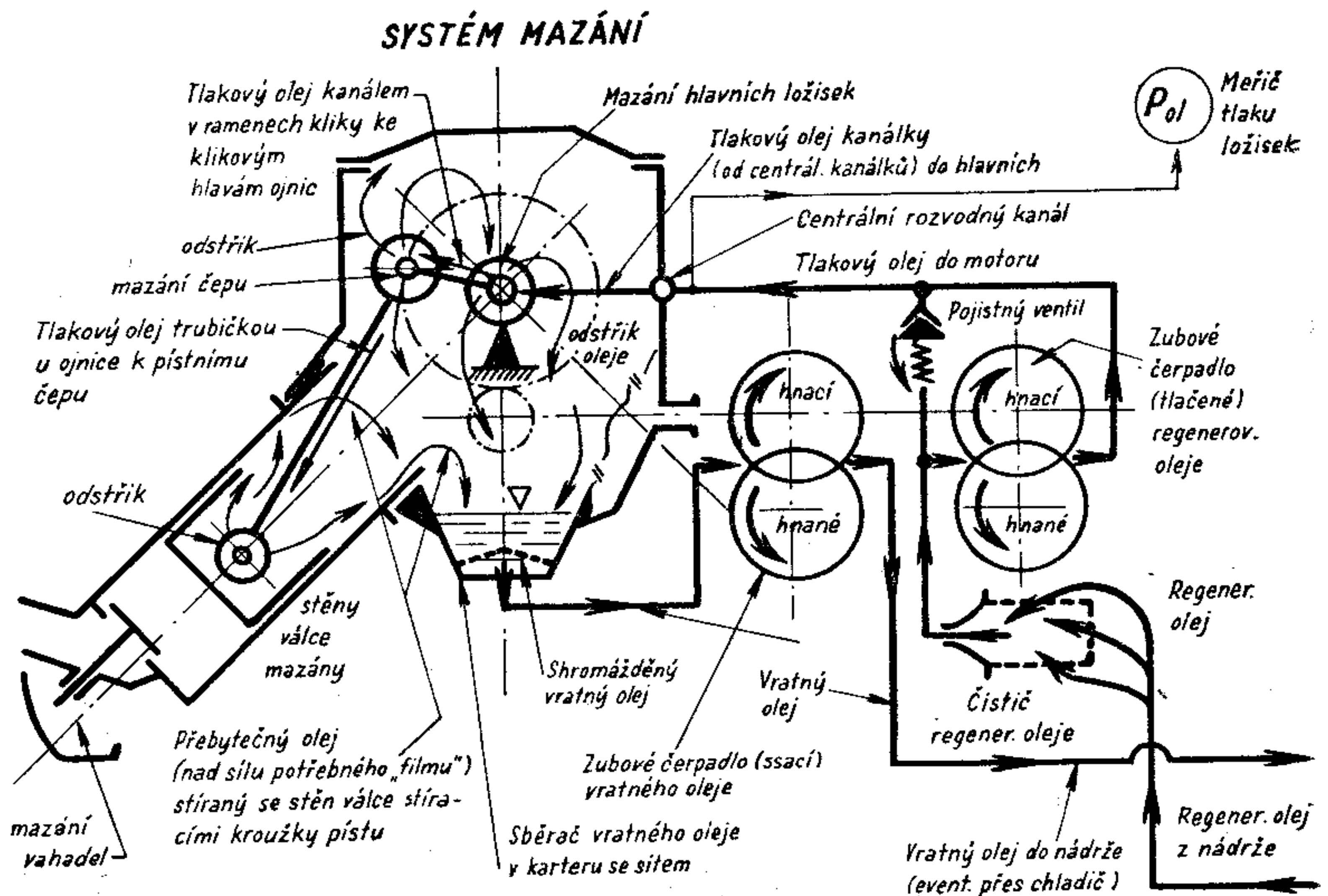
Olejová instalace pístového motoru je v podstatě velmi jednoduchá. Zajišťuje mazání všech pohyblivých stykových ploch a míst. To znamená, že v těchto místech vytváří mezi oběma po sobě se většinou suvně pohybujícími plochami olejový film, čímž se jednak mění tření dvou pevných látek na tření kapaliny (značně menší odpory), a protože tento film je soustavně obnovován přitékajícím olejem, jsou tato místa i mazáním chlazena. V podstatě je provedení a činnost každé motorové olejové instalace následující (obr. 6/12):

Olejové čerpadlo, obvykle zubové, nasává regenerovaný chlazený a ustátý olej a vytlačuje jej kolem pojistného ventilového zařízení přes vhodný olejový čistič do rozvodové magistraly motoru. Tuto magistralu může představovat buď ústřední rozvodný vývrt v klikové skříni motoru, z něhož jsou jednotlivá mazaná místa napájena pomocí odboček, nebo vhodně upravená dutina klikového hřídele (nebo kliky), ze které jsou pomocí vývrtů a roz-



vodných komůrek v pouzdrech provedeny odbočky pro vedení oleje na ostatní, mimo kliku určená místa.

Po vykonání požadované práce vrací se olej přepadem z ložisek nebo výpustných otvorů zpět přes klikovou skříň do tzv. sběrače (část skříně, ve které se vratný olej, tj. olej, který v motoru svou práci již vykonal, shromažďuje dříve, než jej čerpadlo vratného oleje z motoru odsaje a přepraví do olejové nádrže — dosti často přes chladič). Je několik typů letadlových motorů, kde i olejová nádrž je přímou součástí motoru, obvykle jde o oddělenou spodní část klikové skříně.



Obr. 6/12. Schéma olejové instalace leteckého pístového čtyřdobého motoru

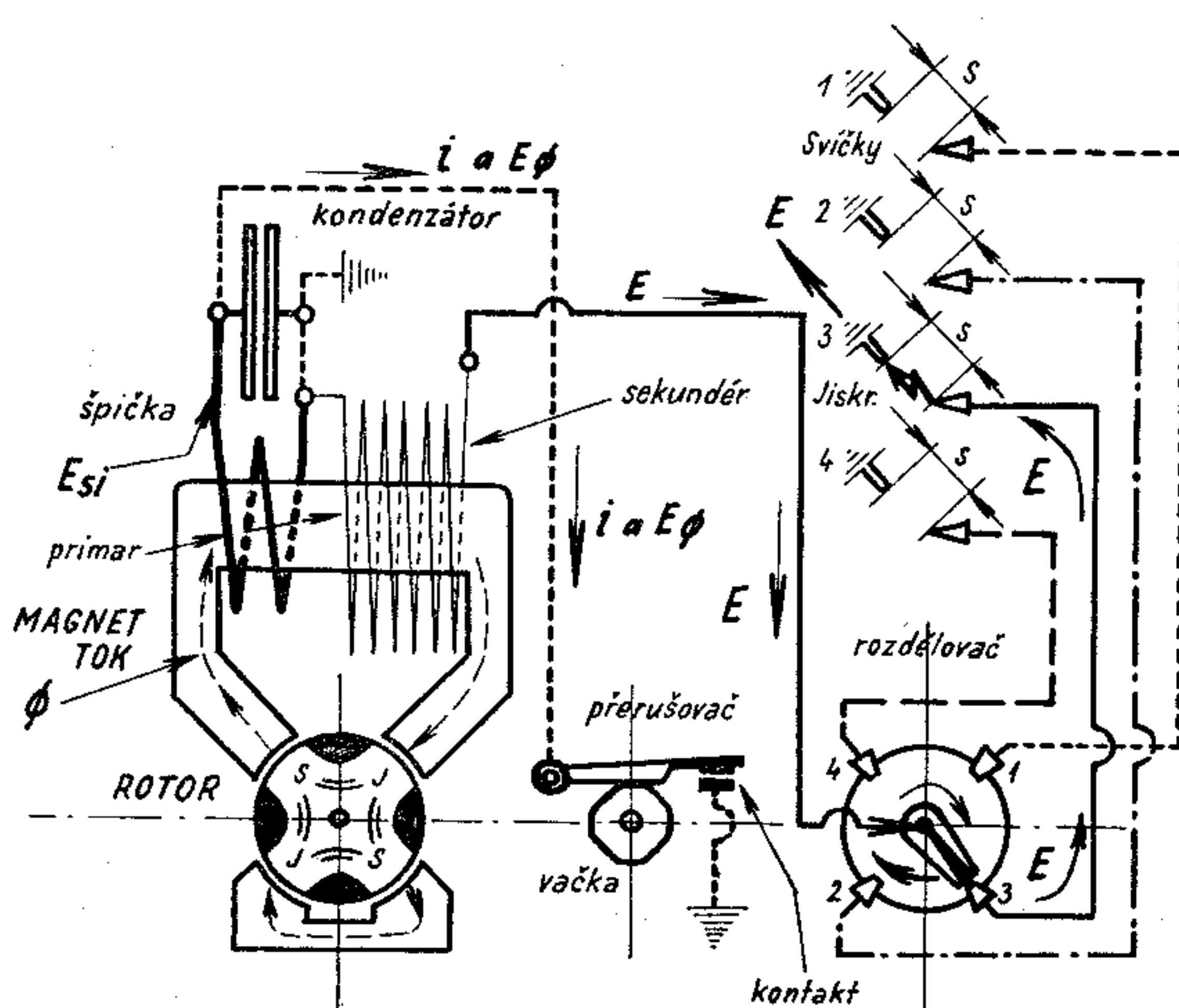
Čerpadlo vratného oleje je rovněž zubové a často je na stejném pohonném hřídeli jako olejové čerpadlo. V daném případě je průměr kol čerpadla stejný, ale šířka kol (zubů) čerpadla vratného oleje je větší (čerpadlo pracuje s horkým olejem, jehož měrná hmotnost je menší než při vstupu do motoru). Nemá-li dojít v motoru k nahromadování oleje, tj. má-li vratné čerpadlo za jednotku doby odčerpávat z motoru totéž množství oleje, jaké za stejnou dobu tlakové olejové čerpadlo do motoru dopravilo,

musí mít čerpadlo větší objemovou kapacitu, v daném případě širší zuby.

Zmíněné pojistné zařízení u výtlačku olejového čerpadla slouží k tomu, aby v motoru nedošlo k nežádoucímu stoupnutí tlaku nad povolenou míru. V případě, že tlak oleje vystoupí nad krajní hodnotu, na níž je pojistné zařízení nastaveno, zařízení se otevře a vytlačovaný olej proudí zpět do sání olejového čerpadla.

### 6.2.5. ZAPALOVÁNÍ (obr. 6/13)

Zapalováním rozumíme celé elektromagnetické zařízení motoru, zajišťující zapálení stlačené směsi paliva a vzdu-



- $\phi$  ..... Magnetický tok
- ROTOR Permanentní magnet se dvěma „pól páry“ -  $\curvearrowright$  označení kruhové magnetisace
- $E\phi$  ..... Elektromotorická síla ( $\sim$  napětí) vyvolaná v primáru ZMĚNOU magnetického toku jádrem cívky
- $i$  ..... Primární proud, zpožděný za  $E\phi$
- $E_{s1}$  ..... Napěťová špička v primáru vyvolaná samoindukcí při přerušení primárního proudu
- $E$  ..... Sekundérní napěťová špička  
→ v cívce transformovaná špička  
 $E_{s1} = \text{zdroj jiskry}$
- $s$  ..... Přeskoková mezera ve svíčkách

Obr. 6/13. Schéma elektrické zapalovací soustavy u leteckého čtyřdobého pístového motoru

chu v pracovním válci v potřebném okamžiku. Vlastním zapalovacím elementem je umělé jiskřiště, tzv. zapalovací letecká svíčka. Tato svíčka je spojena jednožilovým zapalovacím kabelem s příslušnou vývodkou a kontaktem rozdělovače. Rozdělovač je elektrické zařízení, sloužící k rozdělování elektrického impulsu o velmi vysokém napětí, dodávaného zapalovacím magnetem k jednotlivým svíčkám v přesném sledu a v potřebných intervalech.

Rozdělovač sestává z hvězdice kontaktů, na níž jsou vázány jednotlivé kabelové vývodky a k nim příslušející zapalovací kabely. Ve středu této hvězdice, která má tolik pólů, kolik je v motoru válců, je ústřední přívod spojený trvale se středem palce rozdělovače (jinak raménka rozdělovače). Toto raménko (palec) rozdělovače se otáčí menším počtem otáček než klikový hřídel motoru proto, že za dvě otáčky motoru se vystřídají zážehy ve všech válcích a rozdělovač smí oběhnout kolem dokola jen jednou (platí ovšem jen pro čtyřdobé motory).

Hlavním zařízením celého zapalování je zdroj elektrického vysokonapěťového impulsu. U letadlových pístových motorů se užívá zásadně zapalování magnetkové. Principem celé konstrukce tohoto zapalování je fyzikální jev samoindukce a dále jev přeměny magnetické energie v energii elektrickou. Samoindukce je vlastnost stejnosměrného proudu spočívající v tom, že jakmile dojde k přerušení stejnosměrného proudu, snižuje tento proud během velmi krátkého časového úseku svou hodnotu až na nulu. Přitom ale napětí stejnosměrného proudu vzroste prudce na hodnotu i několikrát vyšší, než byla jeho původní hodnota a vytvoří rychle pomíjející napěťovou špičku. Tohoto úkazu je pak využito v zapalovacím magnetu. V poli mezi pólovými nastavci indukční cívky magnetu se otáčí dvou i vícepólový permanentní magnet. Tak, jak jeho silokřivky protínají pólové nastavce a prostupují jednou zprava doleva a podruhé zleva doprava jádrem indukční cívky, indukují v primárním vinutí této cívky primární napětí a primární proud, který je veden přes přerušovač. I když v celém komplexu indukce jde o vznik proudu střídavého, v úsecích indukce, kdy dochází k vlastnímu účinku magnetu jako celku, jde fyzikálně o dobově velmi krátký úsek existence stejnosměrného proudu. Jak známo, indukuje se proud oproti napětí s fázovým posunem. Proto v okamžiku, kdy je tento primární proud



prakticky v maximu své hodnoty, je primární napětí téměř na nule. A právě v tomto okamžiku, tj. v okamžiku maximální hodnoty primárního proudu, dojde na kontaktech přerušovače k přerušení (tedy vypnutí) tohoto „stejnoseměrného“ proudu.

Podle zákona samoindukce vzroste napěťová špička na primárním napětí. Tato napěťová špička indukuje na sekundárním vinutí magnetu velmi vysoké sekundární napětí, opět v podobě napěťové špičky, které, vedeno k raménku rozdělovače, představuje potřebný elektrický impuls, nutný k přeskočení jiskry na kontaktech zapalovací svíčky. Primární i sekundární vinutí magnetu je společně propojeno na kondenzátor, jehož vlastnost kompenzátoru je v magnetu nezbytná pro vlastní indukce a i k ochraně přerušovače (zabraňuje nežádoucímu jiskření na kontaktech přerušovače a tím jejich opalování). Magneto je spojeno s klikovým mechanismem (na jehož otáčkách je závislé) pomocí převodů, které udělují vlastnímu magnetu menší počet otáček, než má klika.

Magneto je schopno dodávat potřebný elektrický impuls k zapálení směsi jedině tehdy, je-li již v pohybu, což je jeho jediná nevýhoda oproti zapalování cívkovému. Ale i to je vyřešeno. Pro spouštění letadlových motorů se buď potřebný elektrický impuls pro indukci vysokonapěťové sekundární špičky dodává z jiného vnějšího zdroje nebo se mechanickým zařízením donutí kotva magnetu otočit podstatně rychleji, než jsou jeho otáčky, odvozené od otáček motoru. Tento druhý způsob, vyvinutý švýcarskou firmou Scintilla, se používá u malých motorů. Je to v podstatě násilné zadržetí otáčení permanentní kotvy až téměř do okamžiku přerušení primárního okruhu magneta. V tom momentě je aretovaná kotva uvolněna a stlačená pružina (svinuté spirálové pero) „švihne“ kotvou tak rychle, že dojde ve zkráceném čase k pochodu, k jakému dochází za normální činnosti. Při rozběhnutí motoru vypojí odstředivá závažíčka startovací mechanismus. Prvý způsob se zdrojem proudu mimo magneto může být dvojího provedení. Jednak se při stisknutí tlačítka startéru současně uvádí v činnost vibrátor, který upravuje stejnosměrný proud z palubního akumulátoru a vede takto pulsuující proud primárními špičkami do primárního vinutí magneta. To, co by v podstatě prováděl přerušovač při dostačujících otáčkách magneta, koná vibrátor a v sekun-

děru se indukují potřebná vysokonapěťová špička. Druhým způsobem je zavedení na magnetu nezávislé vysokonapěťové špičky, vyrobené na spouštěcí indukční cívce, přímo na tzv. startovací elektrodě rozdělovacího raménka.

Protože dobrý chod motoru vyžaduje i změnu okamžiku zážehu směsi ve válci podle otáček motoru (tzv. změnu předstihu), mají všechny letadlové motory na svých zapalovacích magnetech automatickou regulaci předstihu, spočívající v podstatě v tom, že se ovlivňuje okamžik přerušování primárního proudu magnetu. Děje se tak pomocí odstředivých závažíček, která svým vychylováním z výchozí polohy (vlivem vyšších otáček magnet) mění polohu kotvy a tím i přerušovače vůči poloze klikového mechanismu. Tím dochází k přerušování priméru a zážehu sekundární vysokonapěťovou špičkou při vyšších otáčkách dříve než při otáčkách nižších (dříve než píst dojde do horní úvratě).

## 6.2.6. CHLAZENÍ

Velmi důležité je udržování optimální provozní teploty letadlového motoru. Proto je tomuto úseku věnována samostatná část. Dnes se u letadlových pístových motorů používá téměř výlučně chlazení vzduchem.

Z hlediska konstrukční příslušnosti netvoří chladičí zařízení zvláštní skupinu, ale patří organicky přímo k válcům, hlavám, klikové skříni apod. Princip chlazení vzduchem spočívá v přestupu tepla z ohřívajících se částí motoru do vzduchové hmoty, proudící kolem těchto teplých dílců. K tomu, aby vzduchová hmota odebrala a z motoru odvedla nežádoucí teplo, je třeba vytvořit na chlazených dílcích velkou přestupovou plochu (plochu „omývanou“ proudem chladičího vzduchu). Toho dosahujeme mohutným žebrováním válců a hlavně jejich hlav. Dále je třeba donutit proudící vzduchovou hmotu k průtoku hustým žebrováním. Tomu napomáhají deflektory, tj. plechové usměrňovače zvláště k tomu účelu tvarované a umístované na motoru i s ohledem na roční dobu. Součástí usměrňování je i lapání chladičího vzduchu a volba vhodného místa na kapotě motoru k jeho odběru. Zásadou je, aby vstupní hrdlo chladičího vzduchu bylo umístěno na kapotě motoru v místě největšího náporového pře-



tlaku vlivem rychlosti letu. Tím je pak zajištěn dobrý tlakový spád na celé dráze chladičího vzduchu při průchodu motorem i dobrá intenzita chlazení.

Samostatným systémem je chlazení motorového oleje, možné několika způsoby. Například ustátím a ochlazením vratného oleje ve vlastní olejové nádrži. Tato nádrž často má jakási chladičí žebra zvyšující stykovou plochu mezi pláštěm nádrže a obtékajícím vzduchem. Jiný způsob spočívá v ochlazení vratného oleje předem, než je znovu použit v motoru (vratný olej protéká chladičem). Provedení je různé, ale vždy spočívá v tom, že horký olej odevzdává své teplo trubkám, jimiž protéká a ty opět svým zvětšeným povrchem (většinou lamely posazené kolmo na ploché trubky chladiče) odevzdávají teplo odvedené z oleje proudem chladičího vzduchu. Někdy bývá provedení chladiče podstatně zjednodušeno tak, že část olejové nádrže s velkou stykovou plochou, vybavenou na straně omývané proudem vzduchu teplovodnými žebry, slouží k intenzívnějšímu prochlazení vratného oleje, který musí, dříve než se dostane do nádrže, protéci tímto prostorem.

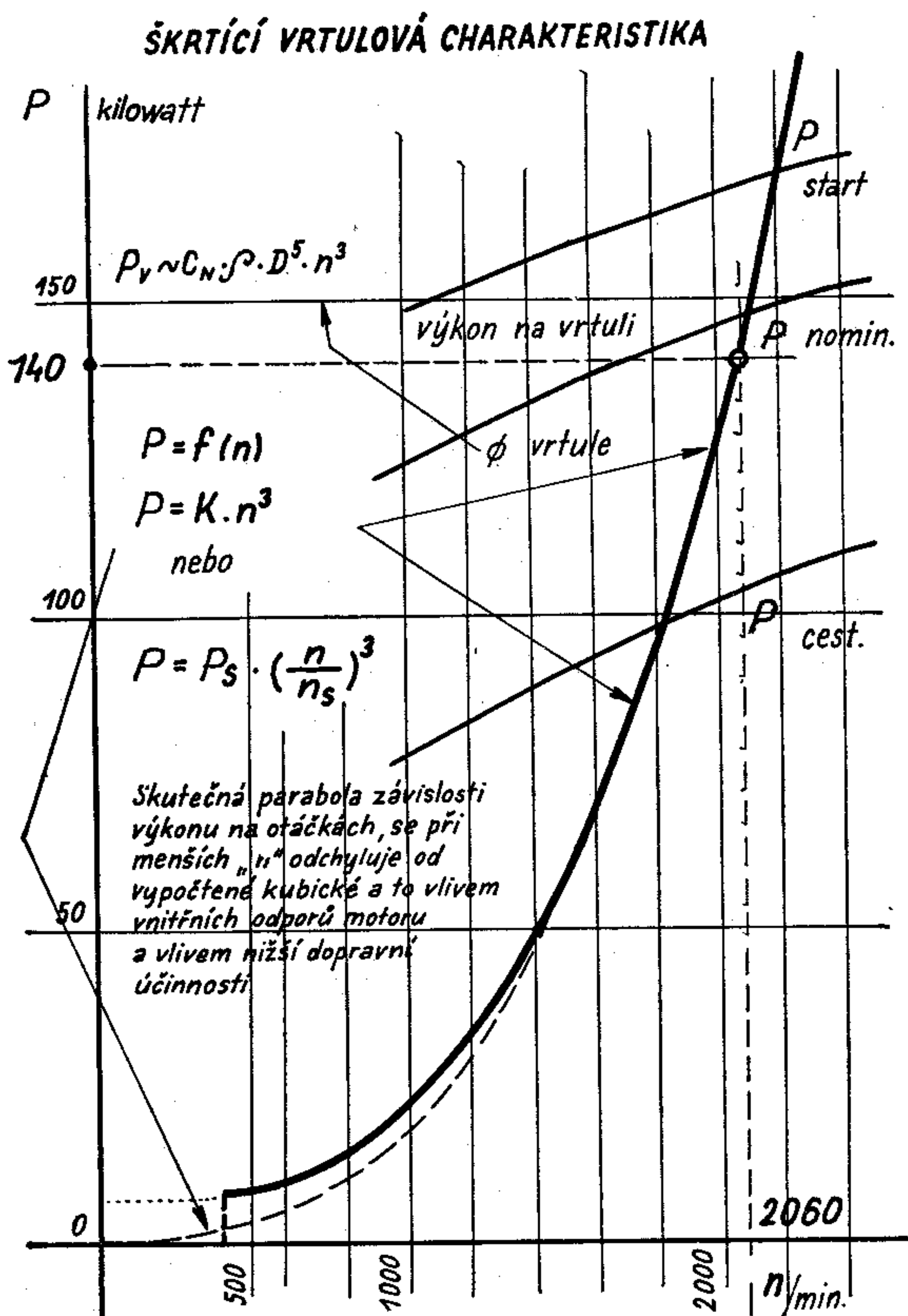
### 6.2.7. DŮLEŽITÉ PARAMETRY PÍSTOVÉHO ČTYŘDOBÉHO LETADLOVÉHO MOTORU, VÝKONY A REŽIMY

Kromě již zmíněné měrné hmotnosti letadlového motoru (poměr hmotnosti k výkonu — kg/kW) jsou dalšími důležitými parametry ještě měrná spotřeba paliva, tj. spotřeba paliva na jednotku výkonu v jednotkovém čase (g/kWh), měrná spotřeba oleje (podobně), litrový výkon (tj. dosahovaný maximální výkon na 1 litr objemu válců motoru) a maximální krouticí moment při daných otáčkách (patrný z charakteristiky motoru — průběh krouticího momentu v závislosti na otáčkách).

Letadlový pístový motor, tak jako každý pístový spalovací motor, je schopen pracovat v určitém rozmezí otáček plynule, tj. prakticky v nekonečném množství provozních režimů. Jelikož výkon je přímo úměrný otáčkám, je každý pístový motor schopný dodávat nekonečné množství výkonů, od výkonu minimálního (volnoběh), do výkonu maximálního (obvykle výkon vzletový). Z této nekonečné řady režimů a výkonů je však několik vysoce pro motor důležitých, určujících jeho vlastnosti a optimální



využití při optimálních provozních podmínkách za různých režimů letu (obr. 6/14).



Obr. 6/14. Výkonnostní diagram pístového leteckého motoru (výkon v závislosti na otáčkách)

Režim motoru je určován otáčkami motoru ( $n$ ), plnicím tlakem ( $p_k$ ), teplotou a tlakem oleje ( $T_{ol}$ ,  $p_{ol}$ ), tlakem paliva ( $p_p$ ... důležité zvláště u karburátorových motorů), teplotou hlav válců ( $T_h$ ), poměrem paliva ke vzduchu, předstihem apod.; tedy všemi provozními charakteristickými veličinami, které určují množství energie poskytované motorem a zajišťují chod motoru. Výkon motoru je dán otáčkami, plnicím tlakem, teplotou vnějšího vzduchu, vlhkostí vzduchu, výškou letu (barometrickým tla-

kem vzduchu), spotřebou paliva. Protože hodnotu výkonu je třeba plynule sledovat, sestavuje se škrticí (nebo vnitřní) charakteristika motoru. Je to v podstatě změna efektivního výkonu v závislosti na změně otáček motoru škrcením (přivíráním nebo otevíráním) škrticí klapky v sacím potrubí, tedy regulací množství pracovní směsi přiváděné sacím potrubím do pracovních válců.

Teorie i provozní praxe objasnily, které z nekonečné řady výkonů a pracovních režimů jsou důležité a je tedy nutné podle nich motor konstruovat i v provozu posuzovat. V podstatě jde o pět až šest režimů určených otáčkami a plnicím tlakem, podle nichž má letadlový motor dodávat předepsaný výkon a krouticí moment při úměrné spotřebě paliva (udává se měrná spotřeba, tj. spotřeba paliva v gramech na kW za hodinu). K tomu, aby se motor co nejméně opotřebovával a měl vysokou provozní životnost, je třeba dodržovat pro každý režim předepsané provozní hodnoty, teplotu hlav válců (v limitovaném rozmezí), teplotu a tlak mazacího oleje, tlak kapalného paliva a výši plnicího tlaku (tzv. boostu). Prakticky použitelné režimy:

*Volnoběh* — odpovídá stavu, při kterém motor poskytuje výkon rovnající se výkonu spotřebovanému k překonání vnitřních odporů motoru a odporu volně se protáčející vrtule. Při tomto režimu pracuje motor za minimálních otáček, při nichž je vůbec schopen chodu. Snažíme se o to, aby volnoběh motoru byl co nejpomalejší (na nejnížší možné otáčky).

*Nominál* (nominální výkon) je trvale přípustný režim nebo režim, při němž musí motor pracovat 40—50 % svého hodinového provozního limitu (mezirevizního hodinového resursu). Je to režim, s nímž může letadlo počítat téměř trvale a je to prakticky nejvyšší plně využitelný režim motoru. Dodává (při dodržení provozních hodnot) letadlu maximální dlouhodobě využitelný výkon.

*Maximální* režim (jinak též vzletový režim) je stav, za kterého je motor schopen pracovat bez porušení po určité, poměrně velmi krátkou dobu (běžně 5 minut). Při tomto režimu vždycky značně vzrůstá spotřeba paliva a téměř vždy se citelně zvyšuje opotřebení motoru. U běžných letadel se jej využívá jedině při vzletu (pokud jsou kritické podmínky, nebo pokud to je předepsáno výrobcem) a při létání akrobatických figur. Zvláštní situací

je případ nouzového letu vícemotorového letadla s jedním nebo několika nepracujícími motory, kdy je rovněž dovoleno (pokud to situace nezbytně vyžaduje) použít maximálního provozního režimu na neomezenou dobu. Maximální režim představuje 110 až 120 % nominálu.

*Provozní režim* (maximální cestovní) je stav odpovídající asi 90—75 % nominálu. Použití je trvalé a motor dodává maximální cestovní výkon; při jeho využití lze s letadlem letět maximální cestovní rychlostí.

*Nejvýhodnější cestovní režim* (režim maximálního doletu) je jeden z typických cestovních režimů, představující 50—60 % nominálu; jeho použití umožní poměrně rychlý let (poměrně vysoký výkon) za nízké spotřeby, tedy největší dolet.

*Hospodárný cestovní režim* (někdy nazývaný hlídkový nebo křižovací) představuje jenom 30—40 % nominálu a vyznačuje se minimální (absolutně) spotřebou paliva a možností setrvat ve vzduchu co nejdéle.

Znalost všech provozních režimů pro jmenovitý typ motoru a letadla je jednou z nejdůležitějších částí materiálové části létaného typu. Bez ní nelze dotyčný typ letounu létat!

### 6.3. LETECKÉ POHONNÉ HMOTY A MAZADLA

Letecké pohonné hmoty (jinak paliva pro letadlové motory) jsou v podstatě izoparafínové uhlovodíky (sloučenina uhlíku s vodíkem, která dodává vzniklé látce mající vysokou kalorickou výhřevnost vysoké antidetonační vlastnosti).

Letecké pohonné hmoty pro pístové letadlové motory (letecké benzíny) jsou tekutiny velmi prchavé, snadno a rychle se odpařující a proto po rozprášení v proudu vzduchu rychle tvoří zápalnou směs. Letecké benzíny musí mít i dobrou schopnost vzplanout na vnější zážehový impuls (plamen nebo jiskra), přitom musí být vysoce odolné proti samovznícení (vznícení bez vnějšího plamenného nebo jiskrového impulsu). Proto se letecké benzíny chemicky upravují tak, aby jejich zápalná teplota (teplota vzplanutí) byla co nejnižší a teplota samovzní-



cení zase co nejvyšší. Vedle toho je důležitá teplota oxidace (teplota, při které dochází k prudkému aktivnímu oxidování par, hoření ve vzduchové hmotě). Pro letecký benzín je teplota vzplanutí asi  $-42\text{ }^{\circ}\text{C}$  (benzín je schopen vzplanout i v mrazu do  $-42\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), teplota počátku aktivního hoření  $+250\text{ }^{\circ}\text{C}$ , zatímco teplota samovznícení benzínových par ve vzduchu teprve asi  $+490\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Samozápaly vznikající v pracovním prostoru samovolně snižují výkon motoru a rozrušují rovnoměrnost jeho chodu. Odstraňují se přimíšením tetraethylu olova do benzínu, čímž se zvýší tzv. oktanové číslo paliva. Soudobé letecké benzíny mají všechny kvalitní parametry přibližně stejné a liší se provozně hlavně odolností proti samovznícení (tj. různým oktanovým číslem). Podle toho se v hrubém rozlišení udává jako druh paliva vždy letecký benzín a počet oktanů (letecký benzín 80 oktanů neetylizovaný — LBZ 80 nebo letecký benzín 87 oktanů etylizovaný — LBE 87).

Na jakost leteckých benzínů se klade ještě mnoho dalších kvalitativních požadavků, které však nejsou tak důležité. Jsou to stálost paliva a odolnost vůči pohlcování vody, minimální kyselost (nepůsobí korozivně), chemická čistota, zvláště odstranění zbytků fosforu a síry, které bývají nežádoucími příměsky mnohé ropy i hnědého uhlí atd.

Pro proudové motory jsou použita paliva povahy petrolejové. Jsou těžší než benzíny, hůře se odpařují, mají vyšší teplotu vzplanutí a naproti tomu nižší odolnost proti samovznícení. To však samo o sobě nikterak nesnižuje jejich výbornou použitelnost, protože motory, ve kterých jsou tyto petrolejové látky spalovány, pracují za jiných vnitřních tlakových podmínek a za jiného systému hoření než motory pístové a nepotřebují tedy palivo vyhraňených vlastností pro pístový motor.

Letecká maziva motorů jsou v podstatě minerální oleje. Požaduje se u nich výborná viskozita (zaručující dobrou mazivost), viskózní stálost při vyšších teplotách a chemická čistota (opět největším nepřítelem jsou fosfor a síra, přenesené do vlastního oleje ze suroviny, z které se vyrábějí, tj. z ropy).

Na kvalitě leteckého oleje je velmi závislá životnost a spolehlivost každého letadlového motoru. Proto se i během pracovního oběhu oleje účinně ochlazují, zvyšuje se

jejich schopnost mazat ihned po vstupu do motoru, nechávají se ustát — odpěnit a zbavují se všech mechanických nečistot, které si olej s sebou z motoru přinesl. Musí se i udržovat jejich provozní teplota na předepsaných hodnotách (aby byla dodržena potřebná viskozita a chladicí účinky). Mezi letecká maziva patří i ostatní letecké tuky a vazelíny. Jsou to mazadla více méně tuhá o vysoké viskozitě. Mají své osobité vlastnosti podle toho, které místo motoru nebo draku mají mazat.

V poslední době se stále více používají tzv. aditivované oleje. Jde opět o minerální oleje, obsahující tzv. aditiva, tj. přísady zaručující lepší mazivost. To umožňuje zvýšit kvalitu mazání a tím dosáhnout vyšší životnosti motoru. Velmi důležitá je okolnost, že zmíněná aditiva, obsažená v aditivovaných olejích, jsou chemicky natolik aktivní, že reagují s látkami vznikajícími v motoru při použití normálního minerálního oleje. Rozpouštěním těchto látek pak dochází k ucpávání olejového systému a tudíž k poruchám mazání. Z toho vyplývá nutnost používat u daného motoru pouze jeden z obou uvedených olejů — buď minerální nebo aditivní. Při záměně oleje minerálního za aditivovaný či naopak může dojít k zadření motoru.

## 6.4. PROUDOVÝ MOTOR

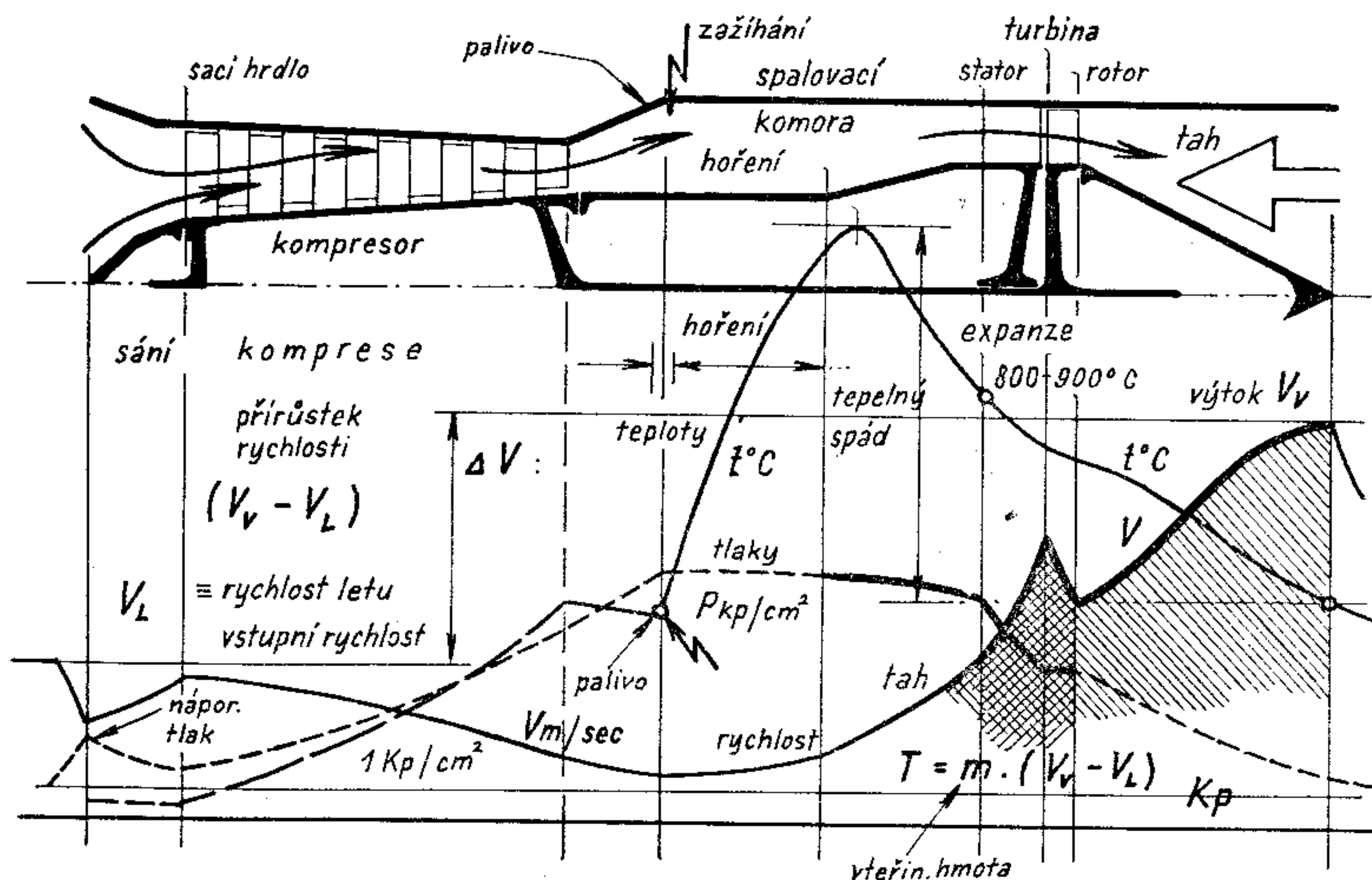
Proudový motor je sice mladší než pístový, ale ne tak, jak by se zdálo! To jenom déle trvalo vyřešení některých konstrukčních, technologických a metalurgických problémů, které zdrželo jeho zástavbu do letadlového draku asi o 40 let. Proudový motor je pouze obdobou čtyřdobého pístového motoru. Jsou jen tři zásadní odchylky. Prvou zvláštností je spojení všech čtyř taktů v jediný funkční proud. Druhou je odlišné použití expanze horkých plynů k výrobě energie. Třetí záleží v tom, že na rozdíl od pístového motoru, kde po zážehu proběhne shoření pracovní směsi za prudce rostoucího tlaku, je průběh hoření u proudového motoru prakticky rovnotlaký.

### *Princip činnosti proudového motoru*

Proudové motory známe v několika zásadních prove-

deních. Dříve než dojde k jednotlivému rozboru, je třeba vysvětlit způsob práce proudového motoru.

Jak již bylo řečeno, probíhá v proudovém motoru jak proces nasávání a stlačování vzduchu, tak i proces spalování a expanze spalin (obr. 6/15). Proud vzduchu, vstu-



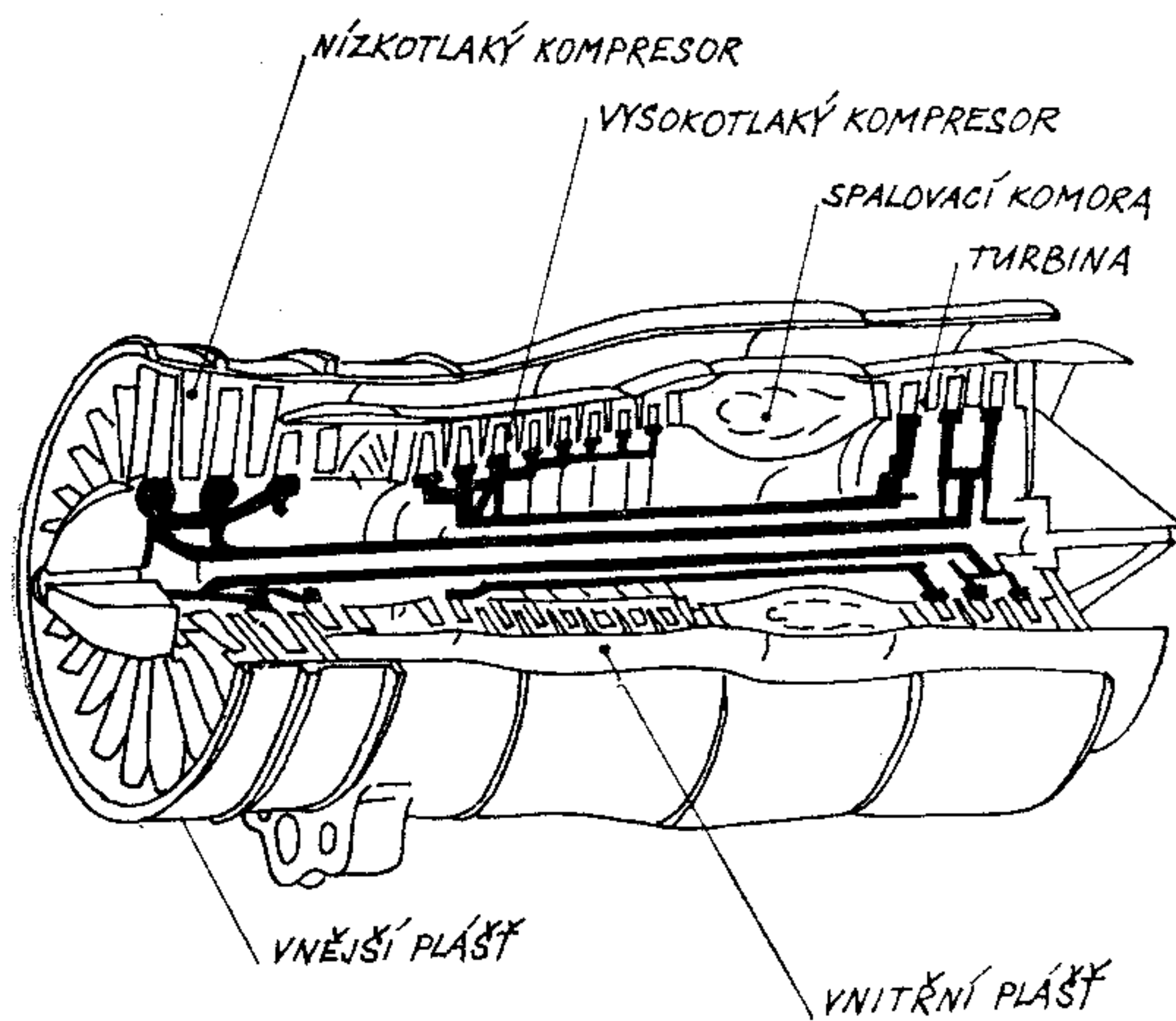
Obr. 6/15. Průběh tlaků, rychlostí a teplot plynů v proudovém motoru

pující s určitým náporovým stlačením (v závislosti na rychlosti letu) vstupním ústrojím proudového motoru (difuzorem) do mírně zúženého vstupního hrdla motoru a odtud do kompresoru (dnes již takřka výhradně axiálního), proudí, stlačen v určitém poměru (v průměru 12 až 16 ku jedné) do spalovací komory, kde probíhá proces spalování paliva. (Spalovací komora bývá prstencová nebo má více od sebe oddělených spalovacích prostorů.) Potřebné palivo (kerosen) je do spalovací komory vstříkováno pod tlakem a je plynule spalováno za konstantního tlaku. Spaliny o vysoké teplotě okamžitě expandují, což je využito k urychlení proudu vzduchu a z části také k pohonu spalovací turbíny (jednostupňová nebo více-  
stupňová), která dodává výkon potřebný ke kompresi vzduchu vstupujícího do motoru. Urychlení hmoty vzduchu  $m$  na velkou výstupní rychlost  $c_2$  probíhá ve výstupní trysce. Jde zde o časovou změnu hybnosti protékajících



plynů, která má za následek nerovnováhu v celkovém vektorovém součtu sil působících na motor jako celek a tudíž vznik tahu proudového motoru. V podstatě jde o proces, při němž funkční mechanismus motoru (vstupní hrdlo, kompresor, spalovací komora, turbína a tryska) působí na protékající plyny akcí, která má za následek reakci protékajících plynů ve formě tahu proudového motoru.

Tento princip práce proudového motoru je ve své podstatě shodný u všech typů proudových motorů. Jednotlivé typy proudových motorů se liší pouze konstrukčním provedením a způsobem stlačení vzduchu.

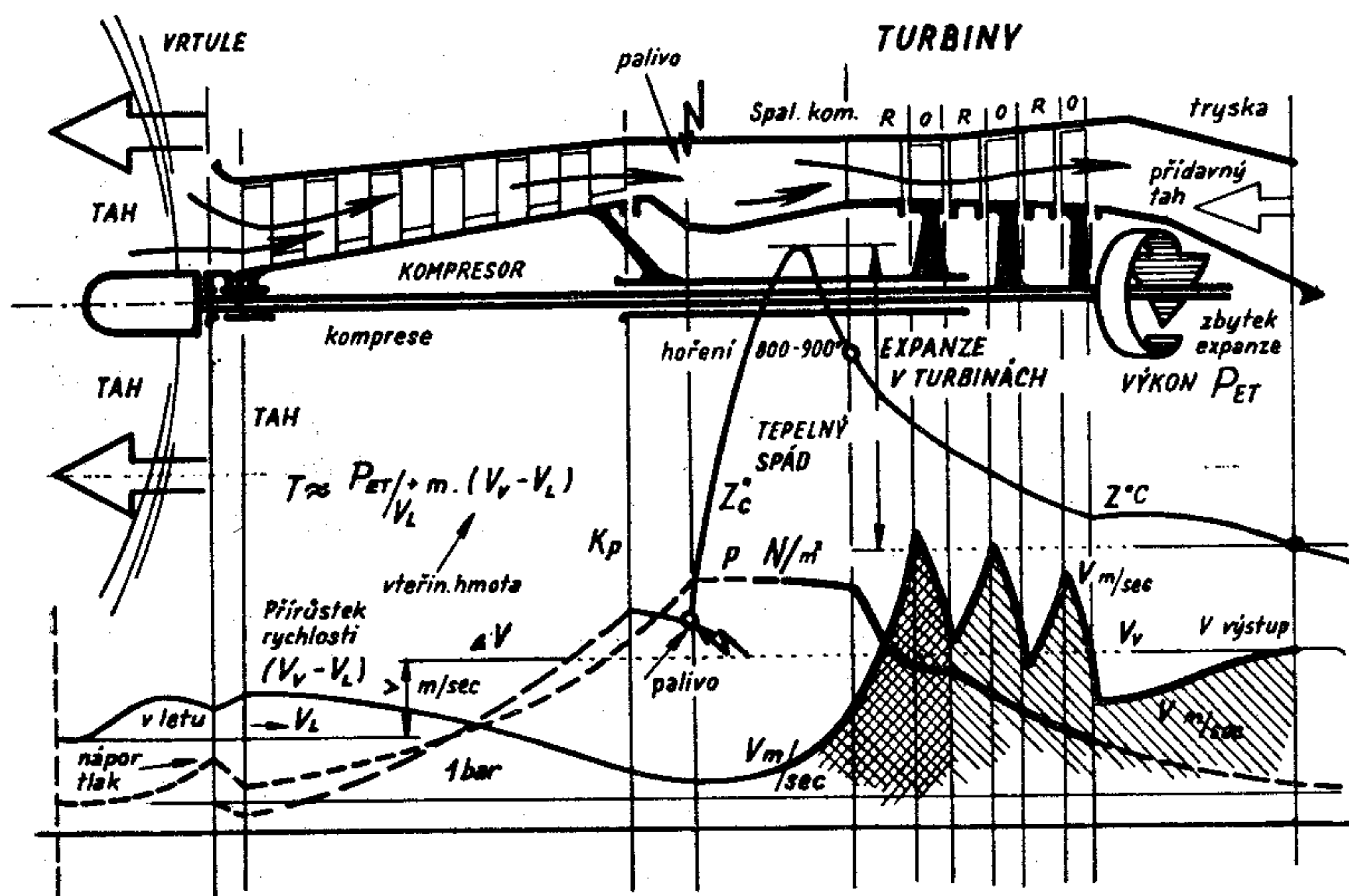


Obr. 6/16. Řez dvouproudovým (obtokovým) motorem

Tak například v současné době je používán již převážně motor dvouproudový (obtokový) — obr. 6/16 — u něhož je část vzduchu z nízkotlakého kompresoru (resp. dmyhadla) vedena mimo spalovací komoru mezi vnějším a vnitřním pláštěm motoru. Motor je dvouhřídelové, případně tříhřídelové konstrukce s nízkotlakým a vysokotlakým kompresorem a nízkotlakou a vysokotlakou spalovací turbínou. Tímto řešením je dosaženo vyšší propulsivní účinnosti za současného snížení měrné spotřeby a zvýšení tahu motoru.

## 6.5. TURBOVRTULOVÁ JEDNOTKA (obr. 6/17)

V podstatě jde opět o proudový motor spojený s vrtulí nebo jiným měničem rotační mechanické energie v tažnou nebo nosnou sílu. Na rozdíl od ryzích proudových motorů zužitkuje se téměř všechna energie horkých spalin hoření (kinetická — potenciální) v lopatkách plynových turbín, které již nebývají jenom rovnotlaké, ale i přetlakové. Část této pohybové energie rotorů plynových turbín se využije ke kompresi vzduchové hmoty a ostatek (větší část) k pohonu vlastního nosného nebo tahového zařízení. Přesto zůstane ještě zbytek energie, který se využije ve výstupní trysce jako pomocný reaktivní tah (uplatní se jenom u turbovrtulových jednotek).



Obr. 6/17. Průběh tlaků, rychlostí a teplot plynů v turbovrtulovém motoru

---

## 7. LETECKÉ PALUBNÍ PŘÍSTROJE

### 7.1. ÚČEL A ROZDĚLENÍ LETECKÝCH PALUBNÍCH PŘÍSTROJŮ

Úvodem si uvedme základní poznatky o účelu, významu a požadavcích na letecké palubní přístroje.

Má-li být každý let kvalitní a účelný a má-li se účelně využít všech vlastností letadla při využití všech vnějších parametrů (meteorologická situace apod.), musí být letadlo vybaveno kvalitními přístroji, ale — a to hlavně — pilot musí znát jejich funkci a využití. Mezi tyto vědomosti patří nejen znalost principů a funkce jednotlivých přístrojů, ale také znalost využití údajů přístrojů pro daný let. Na úrovni vědomostí pilota závisí tedy kvalita a bezpečnost jeho letu.

Každý letecký palubní přístroj musí vyhovovat určitým požadavkům, jako jsou:

- a) malá hmotnost a malé rozměry,
- b) dostatečná přesnost údaje,
- c) necitlivost a odolnost vůči zrychlením a otřesům,
- d) necitlivost k povětrnostním vlivům (změny teploty, vlhkosti apod.),
- e) správné tlumení systému přístroje (ručička se nesmí chvět),
- f) snadné čtení údajů přístroje ve světle i za tmy,
- g) snadná montáž a demontáž přístroje do letadla,
- h) necitlivost na magnetická či elektromagnetická pole,
- i) snadné ošetřování a údržba,
- j) přiměřeně dlouhý život přístroje,
- k) ukazovat ve všech polohách letadla.



Uvedené požadavky platí ovšem pro letecké palubní přístroje všeobecně. Některé položky však neplatí pro určité přístroje, kterými se naopak příslušná veličina měří (např. pro magnetické kompasy nebude platit položka h), pro teploměry část položky d), pro sklonoměry položka k) apod.).

Letecké palubní přístroje jsou navrženy a cejchovány pro podmínky a závislosti podle Mezinárodní standardní atmosféry — MSA.

MSA je souhrn přesných hodnot a průběhů veličin s výškou.

Uvedme si základní (výchozí) hodnoty hlavních veličin podle MSA:

*Tlak vzduchu* ve výšce hladiny moře, při teplotě  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  pro zemské tíhové zrychlení  $9,80665\text{ m.s}^{-2}$  je:

$1013,25\text{ mbar} = 101\,325\text{ Pa}$  (pascal) = 760 Torr;

$1\text{ bar} = 100\,000\text{ Pa}$  (= 100 kPa = 0,1 MPa).

*Teplota vzduchu* ve výšce hladiny moře, při tlaku 1013,25 mbar a zemském tíhovém zrychlení  $9,80665\text{ m.s}^{-2}$  je:

$+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  (=  $+288\text{ K}$ ).

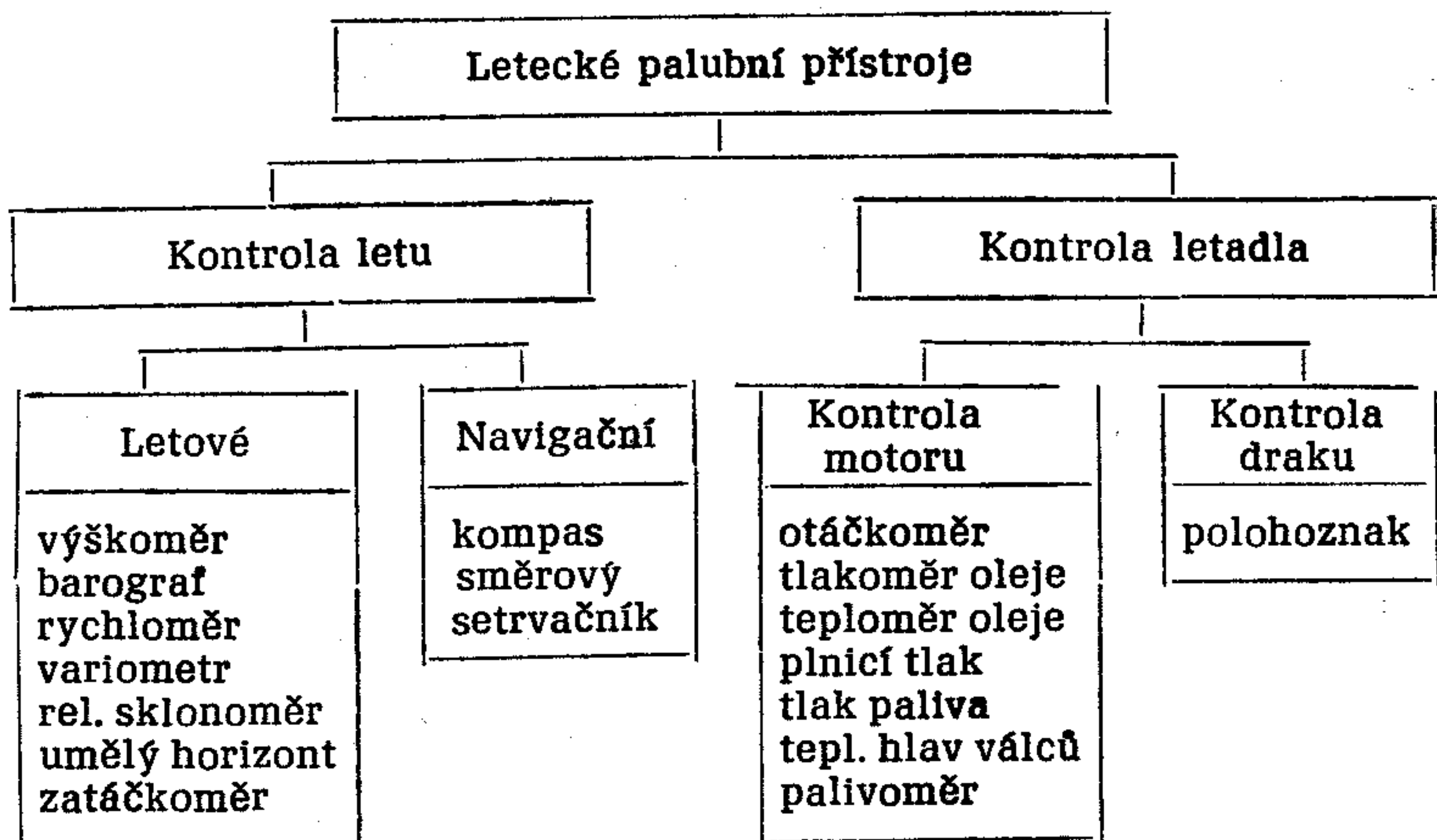
*Hustota (měrná hmotnost) vzduchu* ve výšce hladiny moře, při tlaku 1013,25 mbar, teplotě  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  a zemském tíhovém zrychlení  $9,80665\text{ m.s}^{-2}$  je:

$1,225\text{ kg.m}^{-3}$ .

Jak jsme si již uvedli, zahrnuje MSA přesné definice průběhu těchto základních veličin s výškou, ze kterých potom vychází stanovení dalších veličin v závislosti na výšce.

Letecké palubní přístroje můžeme rozdělit podle různých hledisek. Nejnázornější a zároveň nejpréhlednější je rozdělení podle účelu jejich použití. Toto rozdělení je zřejmé z tabulky na str. 238.

Jak poznáme dále, nejsou všechny přístroje uvedené v přehledu v každém letadle. Ve větroni jsou např. pouze přístroje letové [variometr, rychloměr, výškoměr (barograf), zatačkoměr s příčným relativním sklonoměrem] a z navigačních přístrojů pouze magnetický kompas. V motorovém (sportovním) letadle budou navíc přístroje pro kontrolu chodu motoru (otáčkoměr, tlakoměry oleje a plnicího tlaku, tlakoměr paliva, teploměr oleje, teploměr hlav válců, palivoměr), z dalších potom polohoznaky podvozku, vztlakových klapek.



## 7.2. PŘÍSTROJE PRO KONTROLU LETU

### 7.2.1. VÝŠKOMĚRY

Za letu je nezbytné znát výšku letu. Výšku můžeme měřit buď od hladiny moře nebo jako výšku nad terénem. Výška nad mořem, tzv. *absolutní výška*, se měří od hladiny moře. Absolutní výšky je však třeba rozlišovat na skutečné a standardní.

*Skutečnou absolutní výšku* dostaneme při nastavení výškoměru (tlakové stupnice) — viz dále, na tlak přepočtený na výšku hladiny moře. Toto nastavení je vhodné pro lety v členitém terénu a vždy, kdy potřebujeme výšku letu porovnávat přímo s výškovými údaji na mapě.

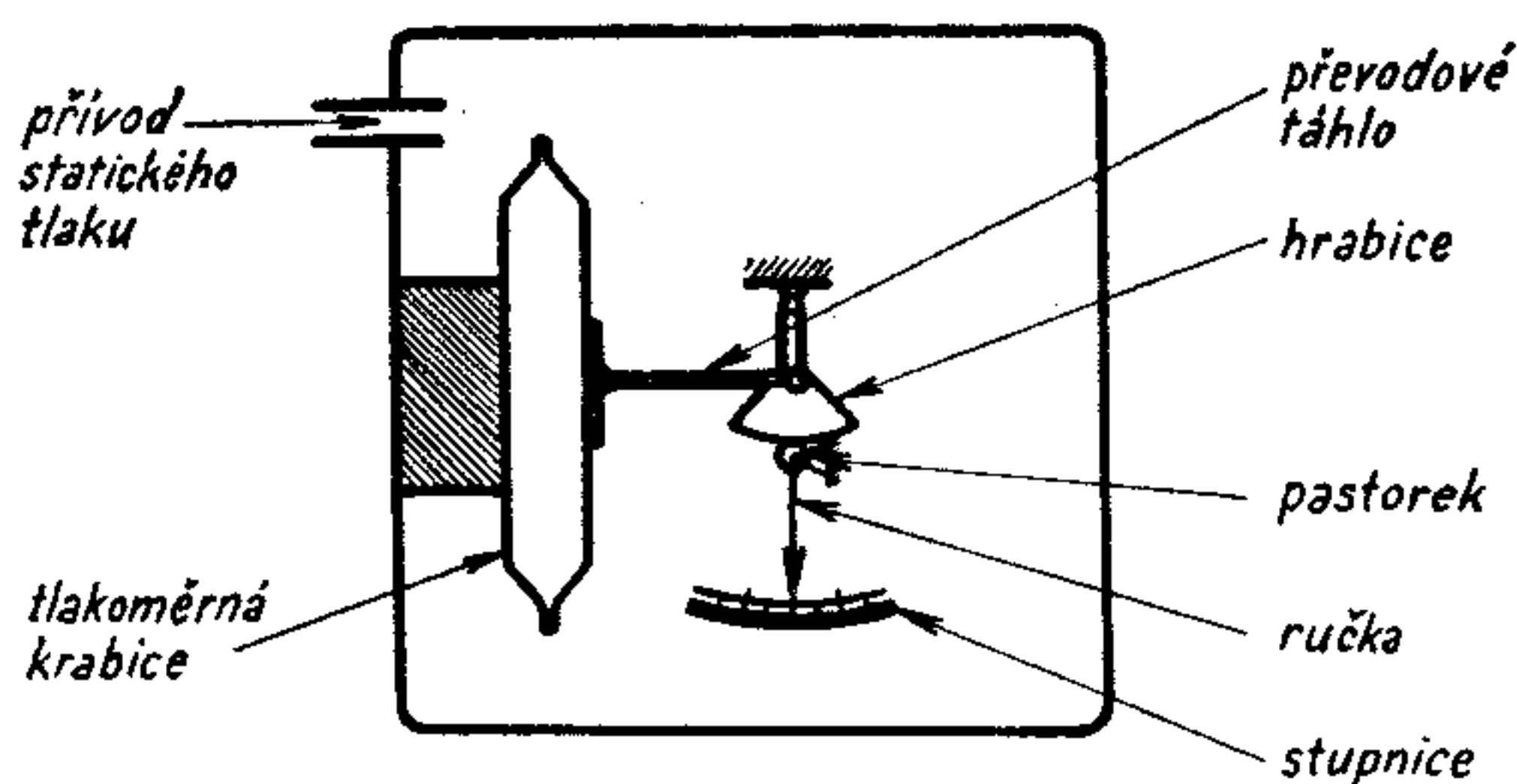
*Standardní absolutní výšku* dostaneme při nastavení výškoměru na základní tlak při hladině moře podle MSA, tj. 1013,25 mbar (nebo 760 Torr). Toto nastavení se zásadně používá při mimoletištních letech (přeletech), při letech v předepsaných letových hladinách.

Druhým způsobem měření výšky je měření výšky nad terénem, tzv. *relativní výšky*, a to buď nad místem vzletu nebo přistání, případně nad určitým místem terénu. V tomto případě musíme nastavit na tlakové stupnici výško-

měru přesný barometrický tlak tohoto místa (vzletu, přistání nebo zvoleného místa terénu).

Bylo vyvinuto několik typů výškoměrů. My se však budeme zabývat jen jedním typem, a to jsou *výškoměry barometrické*, které jsou používány ve sportovních letadlech a větroních.

Barometrickým výškoměrem měříme vlastně změny barometrického (statického) tlaku vzduchu, který se zákonitě mění s výškou. Stupnice přístroje je ovšem cejchována přímo v jednotkách výšky. Přístroj je cejchován pro podmínky MSA. Víme, že podmínky ve skutečné atmosféře se většinou od „standardních“ liší. Proto musíme vědět, že pokud chceme přistávat na vzdálenějším letišti, budeme se zajímat nejen o jeho nadmořskou výšku, ale především o barometrický tlak na tomto letišti nebo o tlak přepočtený na výšku hladiny moře v místě tohoto letiště. Stejně tak musíme při letu do oblasti s jiným tlakem vzduchu počítat s tím, že výškoměr nastavený na výchozím letišti nebude ukazovat správnou výšku. Nebezpečnější je ten případ, kdy letíme do oblasti s nižším tlakem vzduchu (barometrickým tlakem přepočteným na výšku hladiny moře) — potom výškoměr ukazuje větší výšku než jakou ve skutečnosti máme.



Obr. 7/1. Schéma barometrického výškoměru

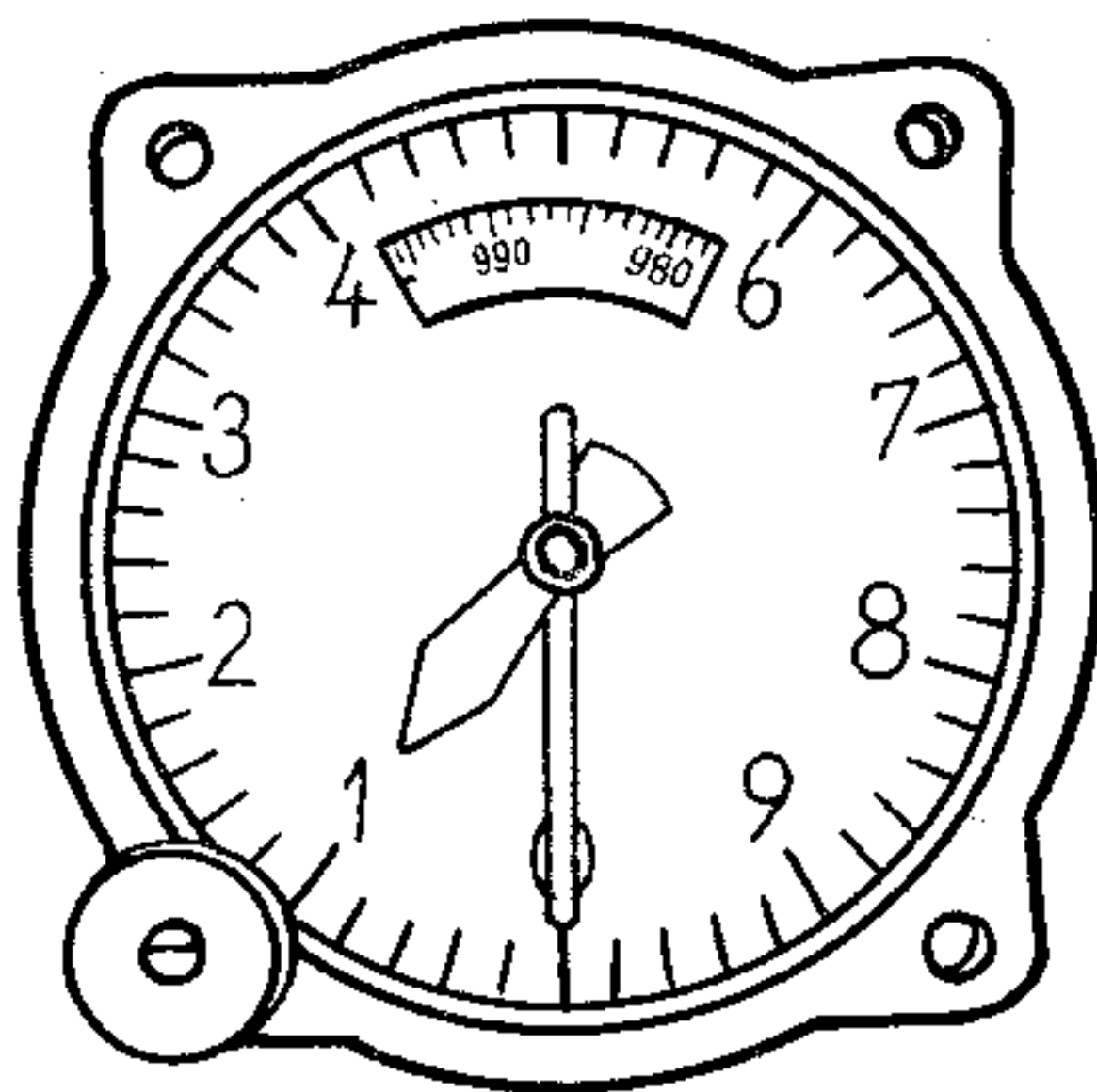
Na obr. 7/1 je schéma barometrického výškoměru. V uzavřeném pouzdru přístroje je pevně svým jedním dnem uchycena tlakoměrná krabice (někdy zvaná „dóza“), ze které je odčerpán vzduch a je těsně uzavřena. Její druhé (volné) dno je převodovým táhlem spojeno s hrabicí, která při svém pohybu pohání pastorek ručičky, ukazující na stupnici. Do pouzdra přístroje se přivádí statický tlak.



Funkci výškoměru si vysvětlíme na příkladech. Stoupáme-li, klesá statický (barometrický) tlak vzduchu, tedy klesá i tlak uvnitř pouzdra přístroje. Tím se také zmenšuje tlak (síla) působící na tlakoměrnou krabici, takže krabice se vlastní pružností roztahuje — to znamená, že převodové táhlo se pohybuje směrem doprava. Tím nutí přes hrabici a pastorek ručičku, aby se pohybovala ve směru pohybu hodinových ručiček. Ručička přístroje bude ukazovat na stupnici stále větší a větší výšku, protože stupnice přístroje je cejchována přímo v jednotkách výšky, tj. v metrech.

Klesáme-li, stoupá statický tlak vzduchu, tedy stoupá i tlak uvnitř pouzdra přístroje. Tím se zvětšuje tlak působící na tlakoměrnou krabici, která se stále více stlačuje. Pohyb volného dna tlakoměrné krabice směrem doleva se přenáší převodem na ručičku, která se pohybuje proti směru pohybu hodinových ručiček. Ručička přístroje bude ukazovat stále menší a menší výšku.

Ve skutečnosti není ovšem konstrukce výškoměru tak jednoduchá, jak je uvedena na obr. 7/1. Většinou se používá více (2 až 3) tlakoměrných krabic, přístroj musí být vybaven teplotní kompenzací apod. Pro pochopení funkce přístroje nám však uvedené jednoduché schéma plně postačí.



Obr. 7/2. Číselník dvouručičkového výškoměru

Na obr. 7/2 je čelní deska (číselník) dvouručičkového výškoměru. Velká ručička ukazuje výšku v metrech (číslované dílky označují výšky po 100 m), přičemž oběh o 360° představuje změnu výšky o 1000 metrů. Malá ručička ukazuje v tisících metrů — číslované dílky označují výšky po 1000 m (jeden oběh o 360° představuje změnu

výšky o 10 000 metrů). V horní části číselníku je okénko tlakové stupnice. Slouží pro přesné nastavení určitého tlaku vzduchu — viz dále. Je ovládána stavěcím knoflíkem v dolním levém rohu přístroje.

Znalost zacházení s tlakovou stupnicí patří mezi základní znalosti o výškoměru. V zásadě platí pravidlo, že ručička výškoměru ukazuje nulu ve výšce, ve které je takový barometrický tlak, na jaký je tlaková stupnice výškoměru nastavena.

Nastavíme-li např. na tlakové stupnici otáčením stavěcího knoflíku tlak 1018 mbar, což je tlak přepočtený na výšku hladiny moře podle rozhlasové zprávy, pak by podle naší poučky ručička výškoměru ukazovala nulu v místě, pro které jsme nastavili na tlakové stupnici tlak, tedy ve výšce mořské hladiny. My ovšem jsme na letišti, které má určitou nadmořskou výšku. Výškoměr nám ukazuje právě tuto výšku, tj. ručička výškoměru bude ukazovat nadmořskou výšku letiště (skutečnou absolutní výšku).

Podle stejného pravidla si snadno odvodíme, že když nastavíme pomocí stavěcího knoflíku tlakovou stupnici na hodnotu barometrického tlaku na letišti (zjištěného např. staničním barometrem), bude ručička výškoměru ukazovat na nulu.

Opačným způsobem můžeme tedy zjistit tlak na letišti tím, že nastavíme ručičku výškoměru stavěcím knoflíkem na nulu a na tlakové stupnici proti rysce odečteme barometrický tlak na letišti.

Obdobně si můžeme pomocí výškoměru zjistit tlak přepočtený na hladinu moře tak, že nastavíme ručičku výškoměru na hodnotu nadmořské výšky letiště (kterou ovšem musíme přesně znát) a na tlakové stupnici odečteme přímo tlak přepočtený na výšku hladiny moře.

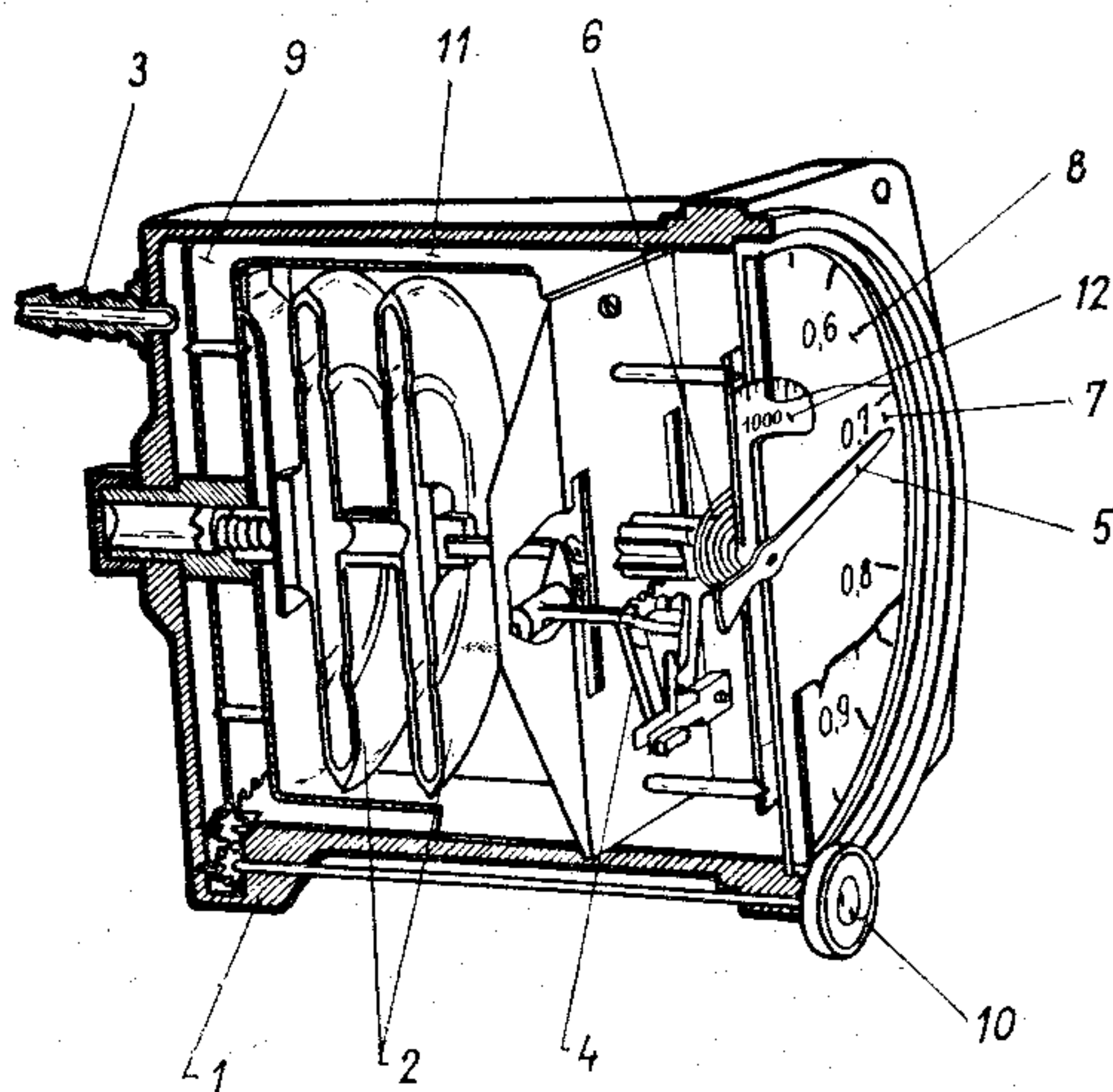
Popsaná vlastnost výškoměru se samozřejmě nemění ani za letu, což si musíme velmi dobře uvědomit.

Při mimoletištních letech se nastavuje výškoměr podle tlakové stupnice na základní tlak při hladině moře podle MSA, tj. 1013,25 mbar nebo 760 Torr (podle jednotek tlaku na tlakové stupnici příslušného výškoměru). Nastavení na uvedené základní hodnoty se provádí bez ohledu na to, jaký je skutečný tlak přepočtený na hladinu moře — tím je zaručeno, že všechna letadla budou mít nastavení stejná. V tomto případě je ovšem třeba při letech

v nižších hladinách počítat s tím, že výškoměr neukazuje správnou výšku v případě, že skutečný tlak přepočtený na hladinu moře není 1013,25 mbar nebo 760 Torr. V tomto případě se jedná o měření standardní absolutní výšky. Na odchylku vzniklou nastavením na „standardní“ tlak přepočtený na výšku hladiny moře musíme zvláště pamatovat v případě, že letíme do oblasti s nižším tlakem vzduchu (tlakové níže), kde by omyl vzniklý chybným údajem výškoměru mohl být nebezpečný.

Uvědomme si ještě, že úbytek tlaku vzduchu s výškou (podle MSA) je v přízemní vrstvě asi o 1 mbar na změnu výšky o 8,5 m a asi 1 Torr na změnu výšky o 11,5 m.

Na obr. 7/3 je řez jednoručičkovým výškoměrem staršího typu, abychom si mohli udělat představu o skutečném provedení přístroje.



Obr. 7/3. Řez výškoměrem Fuess

1 — pouzdro přístroje; 2 — tlakoměrná krabice; 3 — koncovka přívodu statického tlaku; 4 — převodové ústrojí; 5 — ručička; 6 — vlásek; 7 — stupnice; 8 — krycí sklo; 9 — ozubený talíř; 10 — stavěcí knoflík; 11 — nosič mechanismu přístroje; 12 — tlaková (milibarová) stupnice

V pouzdru přístroje 1 jsou uchyceny dvě tlakoměrné krabice 2. Do pouzdra 1 je přiváděn statický tlak koncovkou 3. Pohyb volného dna tlakoměrných krabic 2 (který je zdvojnásoben tím, že je použito dvou tlakoměrných



krabic) se přenáší převodovým ústrojím 4 na ručičku 5. Na hřídelíku ručičky je vlásek 6 působící svým direktivním momentem proti pohybu ručičky a proti pohybu tlakoměrných krabic a vymezuje vůle v převodech. Ručička 5 ukazuje na stupnici 7, kryté sklem 8. Uvnitř pouzdra přístroje 1 je ozubený talíř 9, ovládaný stavěcím knoflíkem 10. Při otáčení stavěcím knoflíkem se natáčí ozubený talíř 9 a s ním pevně spojený nosič mechanismu přístroje 11. Otáčí se tedy i ručička přístroje. Zároveň se otáčí i tlaková stupnice 12, která je s nosičem mechanismu přístroje 11 pevně spojena, jak je zřejmé z obrázku.

Na obr. 7/36 je číselník dvouručičkového výškoměru s tlakovou stupnicí v milibarech. Číslované dílky stupnice udávají výšky po 100 m pro velkou ručičku a 1000 m pro malou ručičku. Jeden oběh velké ručičky o 360° představuje změnu výšky o 1000 m.

Na obr. 7/37 je číselník dvouručičkového výškoměru s výškovou stupnicí ve stopách a tlakovou stupnicí v palcích rtuťového sloupce, tedy v anglických jednotkách (1 stopa = 0,3048 m, 1 palec = 25,4 mm). Číslované dílky stupnice představují výšky po 100 stopách pro velkou ručičku a na vnitřní stupnici po 5000 stopách pro malou ručičku.

Pozn.: Základní tlak pro výšku hladiny moře podle MSA je 29,92 palců rtuťového sloupce.

Pro některé lety (soutěžní, zkouškové apod.) se používá registrační výškoměr — *barograf*, který zaznamenává průběh barometrického tlaku (výšky) v závislosti na čase.

Základní částí barografu je stejně jako u výškoměru jedna nebo více tlakoměrných krabic. Tyto krabice jsou rovněž uzavřeny a je z nich odčerpán vzduch.

Zdvih tlakoměrné krabice nebo sady tlakoměrných krabic se převodem zvětšuje a přenáší na záznamní ručku, která se svým hrotem pohybuje po záznamním papíře, uchyceném na válečku hodinového strojku. Váleček hodinového strojku se otáčí.

Záznam lze provádět buď speciálním nemrznoucím inkoustem na bílý papír nebo hrotem záznamní ručky na začazený papír.

Celý přístroj je uzavřen do pouzdra, které bývá u některých typů barografů vzduchotěsné. Aby bylo dosaženo

správného údaje přístroje, tj. aby tlak uvnitř pouzdra přístroje byl stejný jako barometrický tlak místa, kde s letounem právě jsme, je vnitřní prostor pouzdra přístroje u většiny barografů vyveden nástavcem pro přípojku statického tlaku vzduchu. Některé typy barografů mají kompenzační tlakoměrnou krabici, do které se přivádí statický tlak a která kompenzuje rozdíly tlaku uvnitř pouzdra přístroje vůči správnému statickému tlaku.

Hodinové strojky leteckých barografů mají obvykle tři stupně rychlosti posuvu papíru. Ta je dána oběžnou dobou válečku hodinového strojku a bývá 2, 4, nebo 10 hodin. Rozsah oběžné doby válečku se přestavuje páčkou na spodní straně základní desky přístroje po jeho vyjmutí z pouzdra.

Hodinový strojek natahujeme natahovací kličkou, která je rovněž na spodní straně základní desky přístroje.

Nejčastější rozsahy barografů jsou:  
0 až 6000 m, 0 až 10 000 m.

Barograf musí být v letadle uchycen tak, aby netrpěl otřesy. Musí být vždy v normální poloze, tj. v poloze na základní desce přístroje, protože v této poloze byl cejchován a pro tuto polohu je nastavena správná přítlačná síla záznamní ručky na papír.

Pokud je použito záznamu hrotem ručky na začazený papír, musí se záznam po opatrném vyjmutí z přístroje fixovat fixativem.

## 7.2.2. RYCHLOMĚRY

Pro let letadla těžšího vzduchu je nezbytné, aby jeho křídlo bylo obtékáno vzdušným proudem určitou rychlostí. Rychlost měřenou vůči vzduchu nazýváme *relativní rychlostí*. Přitom je lhostejné, pohybuje-li se letadlo v klidném vzduchu nebo pohybuje-li se vzduch vzhledem k letadlu toutéž rychlostí. V obou případech bude křídlo vytvářet stejný vztlak. Musíme si však uvědomit, že prostředí, ve kterém se letadlo pohybuje, se může samo vůči zemi pohybovat. Proto také ve většině případů nebude vzdušná (relativní) rychlost souhlasit s rychlostí letadla měřenou vzhledem k zemi, tj. *absolutní rychlostí*.

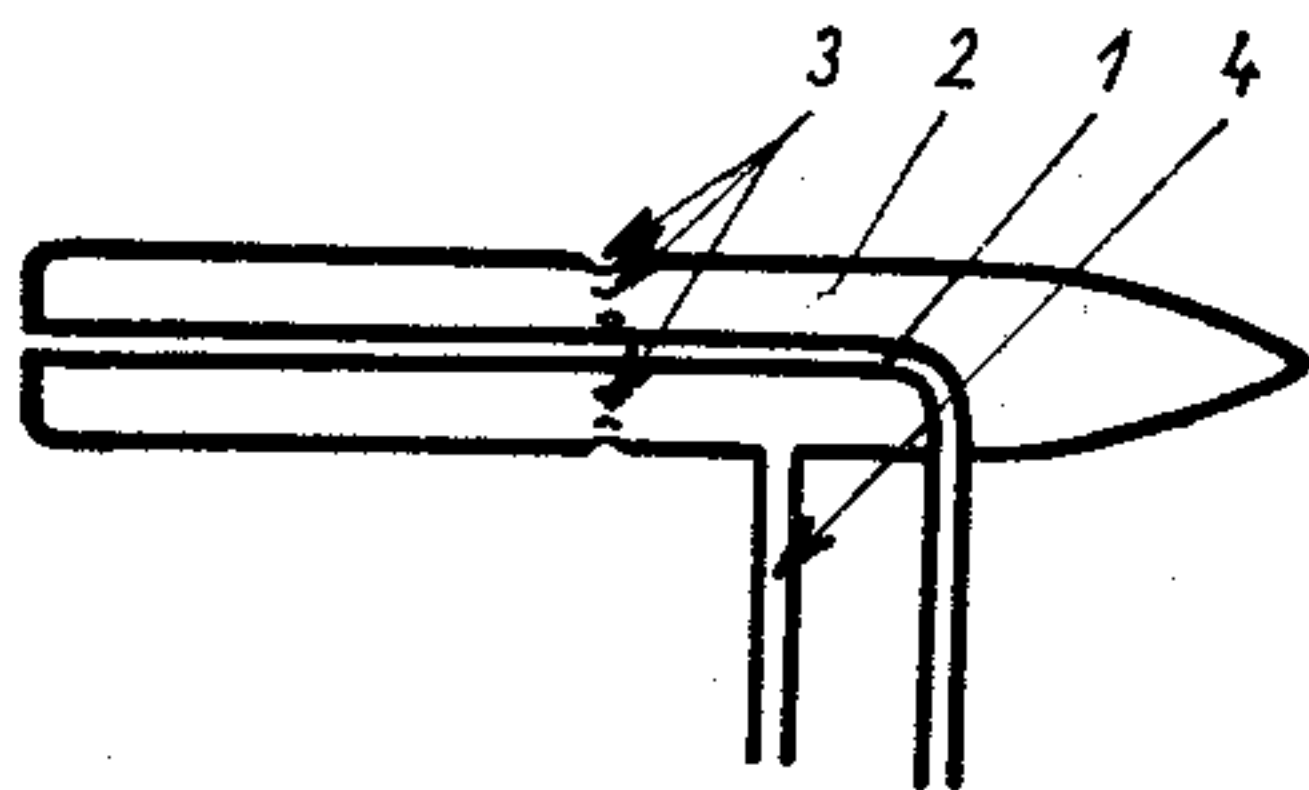
Rychloměr pro měření relativní rychlosti letadla je založen na principu měření rozdílu tlaků, a to buď roz-

dílu celkového a statického tlaku nebo rozdílu vyvozeného podtlaku a statického tlaku, jak si vysvětlíme dále.

Je-li snímací trubice rychloměru (viz dále) v klidu, působí na ni pouze *statický tlak*. Pohybuje-li se trubice vůči vzduchu, můžeme na jejím povrchu nalézt místa, kde zůstává statický tlak nezměněn a místo, kde se tlak vzduchu vlivem pohybu trubice nejvíce zvýší. Tento přírůstek tlaku je způsoben přeměnou celé kinetické energie proudícího vzduchu v energii tlakovou a nazývá se *kinetický tlak*, který je při malých podzvukových rychlostech letu stejný jako *dynamický tlak*. V uvedeném místě (které je vždy v nose trubice) působí určitý *celkový tlak*, který je součtem statického a dynamického tlaku.

Schéma Pitotovy trubice je na obr. 7/4 (tato trubice by se správně měla nazývat Prandtlova trubice, protože původní Pitotova trubice snímala pouze dynamický tlak). Skládá se z trubice 1, kterou se snímá celkový tlak a z komory 2 spojené v určitém místě otvory 3 s okolním prostředím. Z komory 2 se trubicí 4 odebírá statický tlak.

Je-li trubice v klidu, je všude, tedy v trubici 1 i komoře 4 pouze statický tlak. Jakmile začneme trubicí pohybovat (směrem doleva), potom bude v ústí trubice 1 působit nejen statický tlak, ale i tlak dynamický. V trubici 1 tedy bude celkový tlak (= statický + dynamický). V trubici 4 bude stále jen statický tlak. Rozdíl tlaků z trubice 1 a trubice 4, tj. dynamický tlak, je úměrný rychlosti letu. Toho je využito u rychloměru.



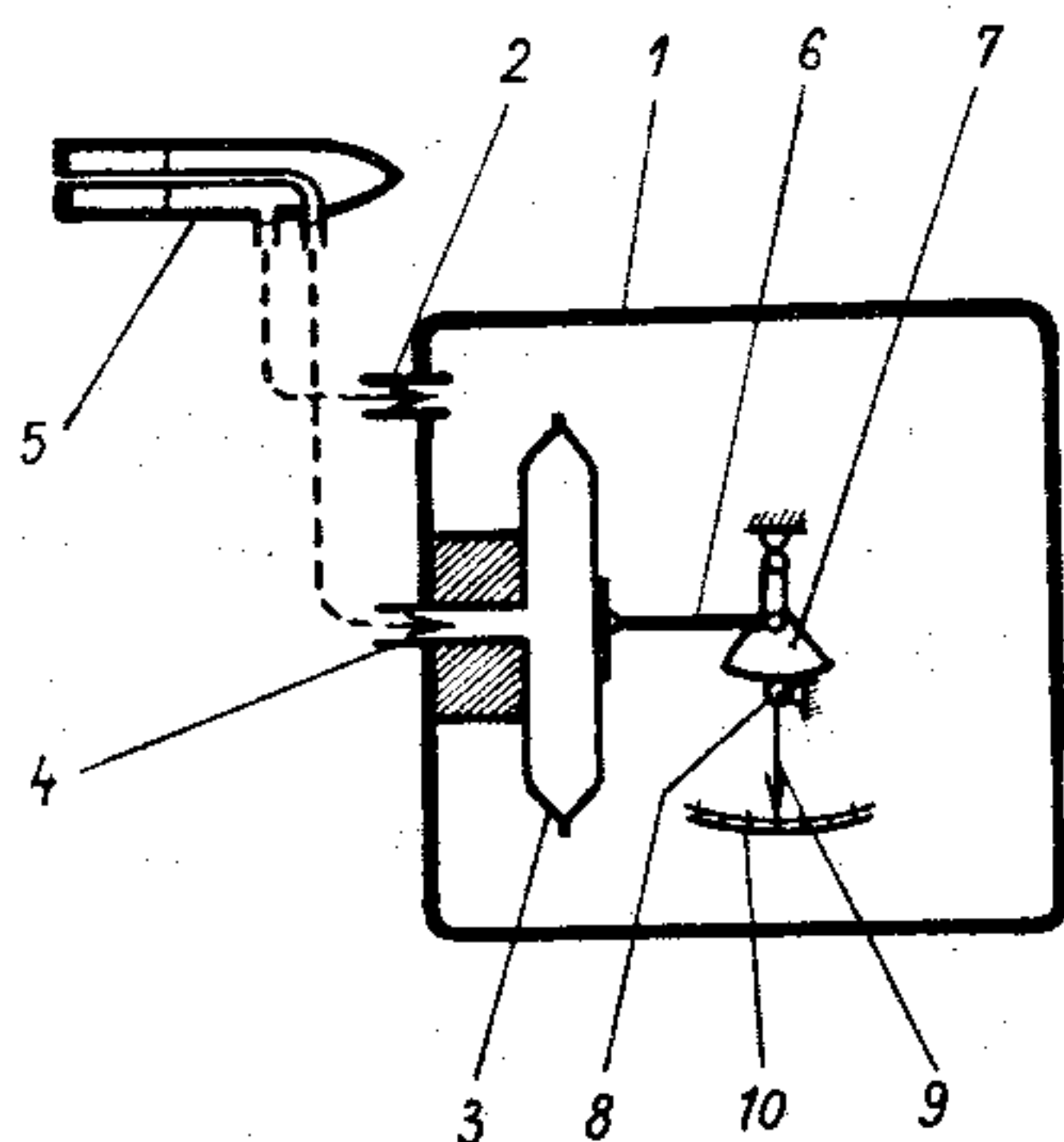
Obr. 7/4. Schéma Pitotovy trubice

1 — trubice přívodu celkového tlaku; 2 — komora; 3 — statické otvory; 4 — trubice přívodu statického tlaku

Na obr. 7/5 je schéma rychloměru zapojeného na Pitotovu trubicí. Do vzduchotěsně uzavřeného pouzdra přístroje 1 se trubicí 2 přivádí statický tlak. Do tlakoměrné



krabice 3 se trubicí 4 přivádí celkový tlak. Oba tlaky snímá Pitotova trubice 5. Na stěny tlakoměrné krabice bude tedy z jedné strany (vnější) působit statický tlak, z druhé (vnitřní) strany celkový tlak, tj. statický plus dynamický tlak. Statické tlaky působí tím z obou stran,



Obr. 7/5. Schéma rychloměru zapojeného na Pitotovu trubicí  
 1 — pouzdro přístroje; 2 — přívod statického tlaku; 3 — tlakoměrná krabice; 4 — přívod celkového tlaku; 5 — Pitotova trubice; 6 — převodové táhlo; 7 — hrabice; 8 — pastorek; 9 — ručička; 10 — stupnice

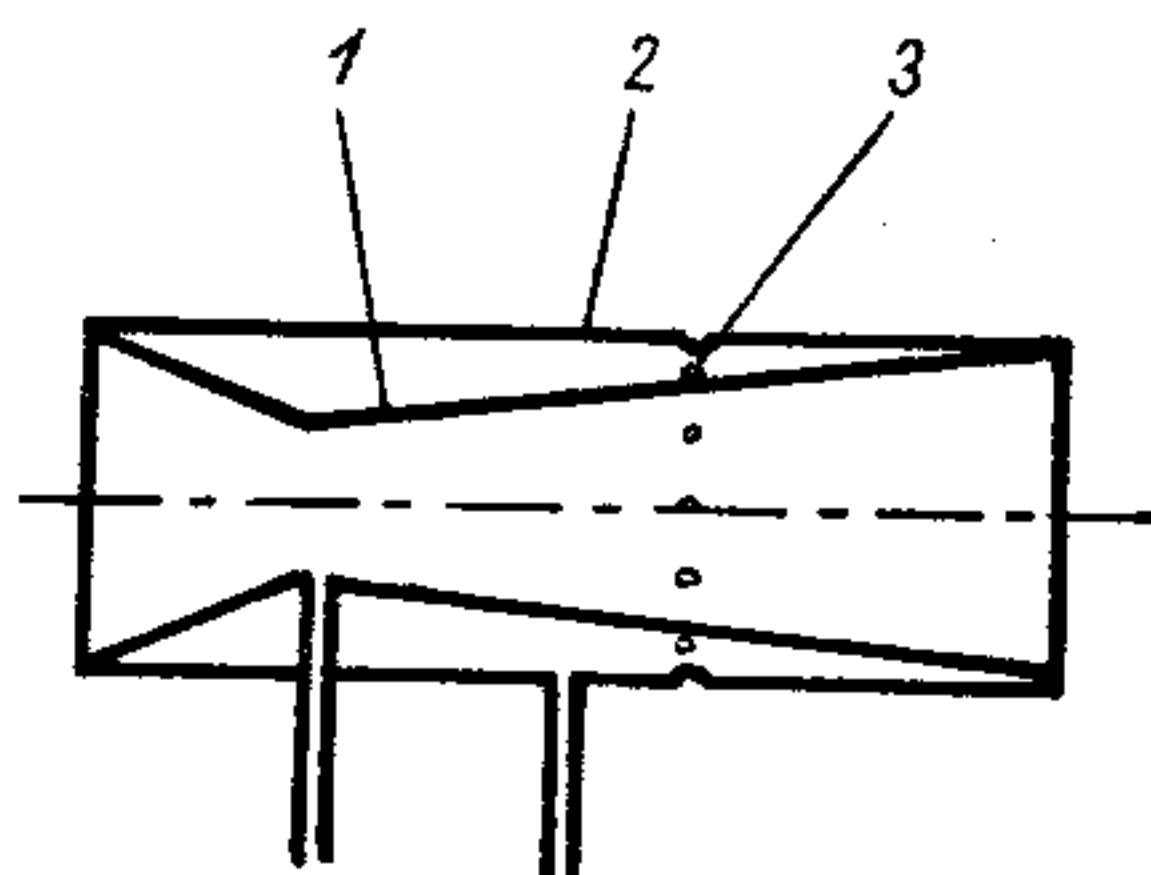
proto se ruší. Na tlakoměrnou krabici jako by tedy působil uvnitř dynamický tlak. Ten způsobí určitou deformaci volného dna tlakoměrné krabice 3, takže převodové táhlo 6 se pohybuje směrem doprava (při zvyšování rychlosti). Tím nutí přes hrabici 7 a pastorek 8 ručičku 9, aby se pohybovala — a to v tomto případě při zvyšování rychlosti, tj. zvyšování dynamického tlaku — ve směru pohybu hodinových ručiček. Ručička přístroje 9 se pohybuje nad stupnicí 10 cejchovanou v jednotkách rychlosti, tj.  $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$  (km/h).

Dynamický tlak přibývá při malých rychlostech velmi pomalu a je velmi malý. Proto se někdy pro měření malých rychlostí letu používá Venturiho trubice. Její schéma je na obr. 7/6.

Vlastní Venturiho trubicí tvoří zužující se a opět se rozšiřující trubice 1. Okolo ní je obal 2 uzavírající prostor spojený otvory 3 s okolím. Z tohoto prostoru se odebírá statický tlak.

Podle Bernouliho rovnice a rovnice kontinuity vzniká v místě nejužšího průřezu *podtlak* úměrný rychlosti letu.

Měřením rozdílu statického tlaku a vyvozeného podtlaku můžeme měřit rychlost letu. Toho je využito u rychloměru zapojeného na Venturiho trubici.



Obr. 7/6. Schéma Venturiho trubice

1 — zužující a opět rozšiřující se trubice; 2 — obal komory; 3 — statické otvory

U popsaných typů rychloměrů je údaj přístroje úměrný součinu  $\rho \cdot v^2$ , kde  $\rho$  je hustota (měrná hmotnost) vzduchu a  $v$  je rychlost proudu (letu).

Tato vlastnost je velmi výhodná s hlediska bezpečnosti letu, protože stejným úhlem náběhu (jak víme z aerodynamiky) odpovídá vždy tentýž součin  $\rho \cdot v^2$ , tedy stejný údaj rychloměru, bez ohledu na výšku letu.

Při zmenšování rychlosti letu, tj. při zvětšování úhlu náběhu křídla letadla, se přiblížíme ke kritickému úhlu náběhu, k pádové rychlosti. Tento stav nastává vždy při stejném údaji rychloměru, nezávisle na výšce letu.

Uvedená vlastnost rychloměru (bez korekce na změnu hustoty vzduchu s výškou) je však nepříznivá z hlediska navigace, protože vlivem zmenšující se hustoty vzduchu s výškou se mění skutečná, v navigaci označovaná „pravá vzdušná rychlost“, a to tak, že s výškou se zvětšuje. Není-li tedy rychloměr vybaven hustotní korekcí, bude ve výšce ukazovat menší rychlost, než je rychlost skutečná. Pilot s tím musí počítat a hodnotu pravé vzdušné rychlosti si podle výšky a teploty musí vypočítat (např. na navigačním kalkulátoru).

Pitotova a Venturiho trubice jsou umístěny buď na přední části trupu nebo na křídle. Za letu jsou tedy v prostoru ovlivněném (z aerodynamického hlediska) přítomností příslušné části letadla. V místě snímací trubice je jiné obtékání vzduchu než v místě bez vlivu letadla, tj. někde daleko od letadla. V podstatě se jedná o chybu

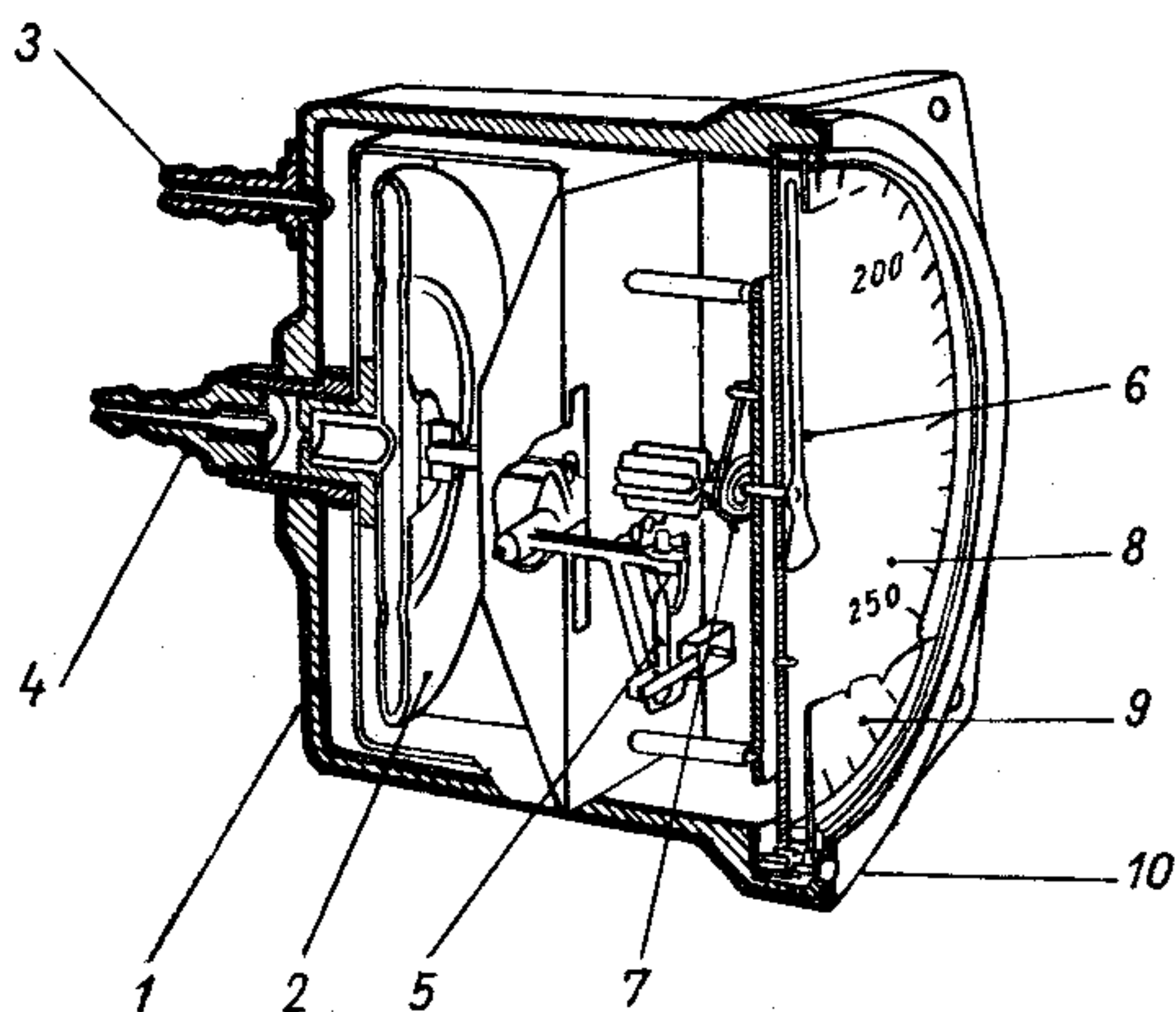
měření statického tlaku, protože celkový tlak je na umístění snímací trubice nezávislý.

Proto také bude rychloměr ukazovat jinou rychlost, než jakou letadlo skutečně má. Rozdílu mezi správnou rychlostí a rychlostí udávanou rychloměrem říkáme *polohová chyba*.

Na údaj rychloměru má vliv i aerodynamický tvar trubice. V praxi měříme tuto chybu údaje rychloměru společně s polohovou chybou a celkovou chybu nazýváme *aerodynamická chyba*. Do velikosti aerodynamické chyby je většinou zahrnuta také chyba vlastního měřicího systému rychloměru.

U větroňů se používá odděleného snímání celkového a statického tlaku. Celkový tlak se odebírá malým nátrubkem v nosu trupu, statický tlak se odebírá statickými otvory v boku trupu. Tím odpadá vyčnívající Pitotova trubice, jejíž délka je dána nutností co největší vzdálenosti statických otvorů Pitotovy trubice od nosu letounu, aby statický tlak byl co nejméně přítomností trupu ovlivňován.

Na obr. 7/7 je řez rychloměrem pro zapojení na Pitotovu trubici.



Obr. 7/7. Řez rychloměrem pro zapojení na Pitotovu trubici  
 1 — pouzdro přístroje; 2 — tlakoměrná krabice; 3 — koncovka přívodu statického tlaku; 4 — koncovka přívodu celkového tlaku; 5 — převodové ústrojí; 6 — ručička; 7 — vlásek; 8 — stupnice; 9 — krycí sklo; 10 — korekční šroubek



V pouzdru přístroje 1 je uchycena tlakoměrná krabice 2. Do pouzdra přístroje 1 se koncovkou 3 přivádí statický tlak, do tlakoměrné krabice 2 se koncovkou 4 přivádí celkový tlak. Pohyb volného dna tlakoměrné krabice 2 se při změně dynamického tlaku, tj. při změně rychlosti letu, přenáší převodovým ústrojím 5 na ručičku 6. Na hřídelíku ručičky je vlásek 7. Ručička ukazuje na stupnici 8, kryté sklem 9. Ve spodní části čelní desky přístroje je korekční šroubek 10, kterým je možné jemně natáčet stupnicí 8, a tím korigovat základní polohu ručičky vzhledem ke stupnici při cejchování přístroje. V převodovém ústrojí je zařazena teplotní kompenzace (na obrázku nezakreslena), aby se na údajích přístroje neprojevil vliv změny teploty na mechanismus přístroje.

Popsaný přístroj nemá hustotní korekci.

Při letu v oblasti námrazy se údaje rychloměru stávají nespolehlivými, ať již jde o rychloměr zapojený na Pitotovu nebo Venturiho trubici.

U Pitotovy trubice zamrzne zpravidla nejdříve snímací otvor celkového tlaku. Potom bude rychloměr při horizontálním letu ukazovat stále tutéž rychlost bez ohledu na to, zda se ve skutečnosti rychlost letadla zvětšuje nebo zmenšuje.

Za předpokladu, že otvory statického tlaku dosud nezamrzly, bude při klesání konstantní rychlostí ukazovat rychloměr stále menší a menší rychlost, než jakou ve skutečnosti máme. Tento případ je z hlediska bezpečnosti letu příznivý. Při stoupání konstantní rychlostí bude ovšem přístroj ukazovat stále větší a větší rychlost, což je z hlediska bezpečnosti letu nepříznivé.

Zamrznou-li kromě přívodu celkového tlaku i statické otvory, potom ručička rychloměru znehybní na údajích, který byl těsně před zamrznutím.

U Venturiho trubice zamrzne zpravidla nejdříve nejužší průřez trubice. V horizontálním letu bude přístroj ukazovat rovněž stále stejnou rychlost, bez ohledu na její změny. Při klesání bude ukazovat stále větší a větší rychlost (nepříznivý případ), při stoupání stále menší a menší rychlost. Při zamrznutí otvorů statického tlaku — při již zamrzném odběru vyvozeného podtlaku — údaj přístroje znehybní.

Některé Pitotovy trubice mají elektrické vytápění, takže možnost zamrznutí je značně snížena. Vytápění smí být

zapínáno pouze za letu, aby nedošlo k přepálení topného tělíška.

Na obr. 7/38 je číselník jednoručičkového rychloměru s prodlouženou stupnicí a potlačeným začátkem stupnice. Číselné hodnoty stupnice jsou přímo v  $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$  (km/h).

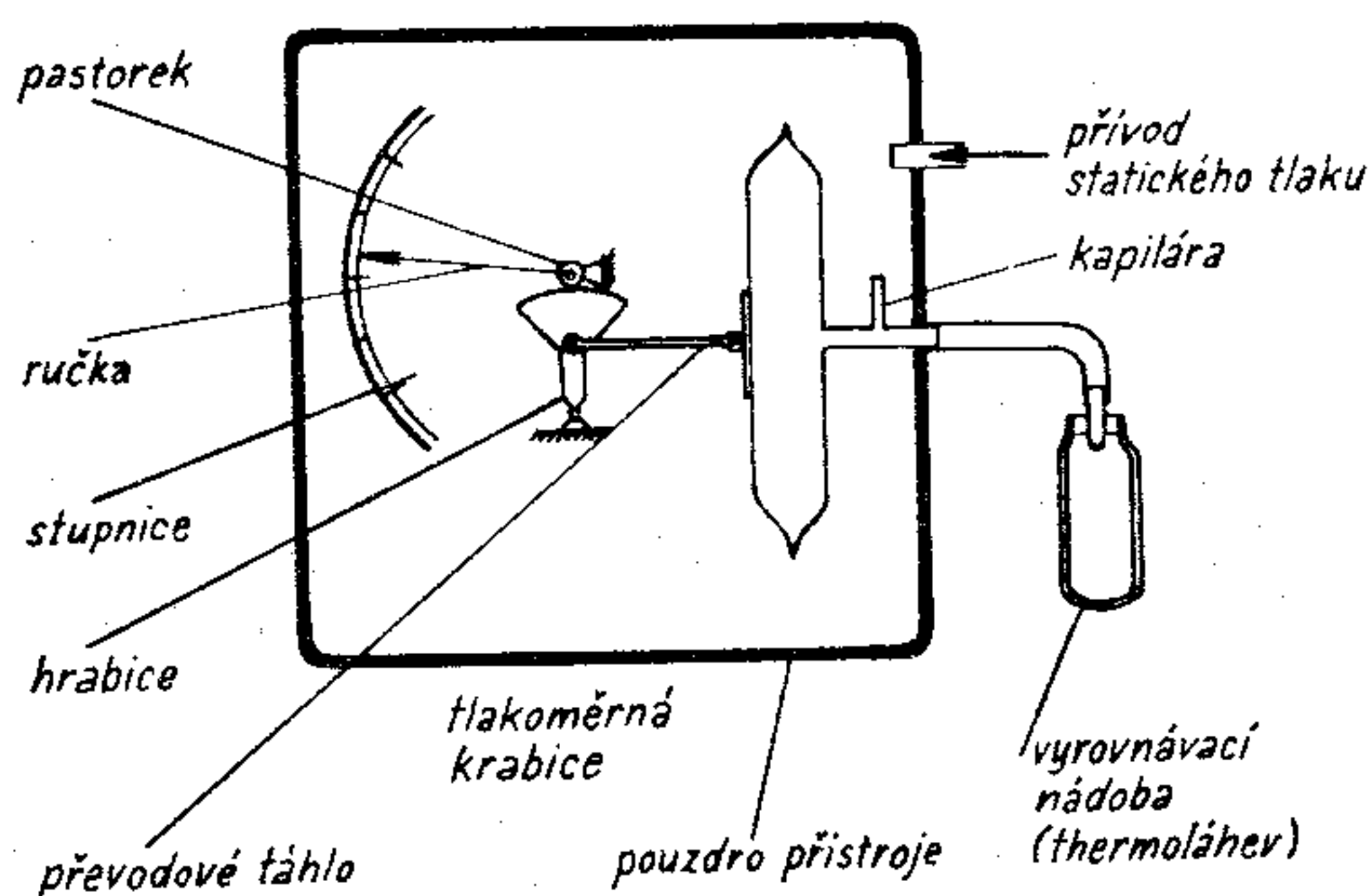
### 7.2.3. VARIOMETRY

Variometr měří rychlost stoupání nebo klesání letadla v  $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$  (m/s). Nejpoužívanějšími typy jsou variometr s tlakoměrnou krabicí a variometr klapkový.

Oba typy využívají principu měření rychlosti změny statického (barometrického) tlaku vzduchu s výškou.

Při popisování výškoměrů jsme si uvedli, že barometrický tlak vzduchu ubývá s výškou podle určité závislosti (předpokládá se průběh podle MSA). Výškoměry měříme rozdíly barometrického tlaku, variometry naproti tomu měříme, jak rychle tlaku za určitý časový úsek ubývá (když stoupáme) nebo přibývá (když klesáme).

Schéma variometru s tlakoměrnou krabicí je na obr. 7/8.



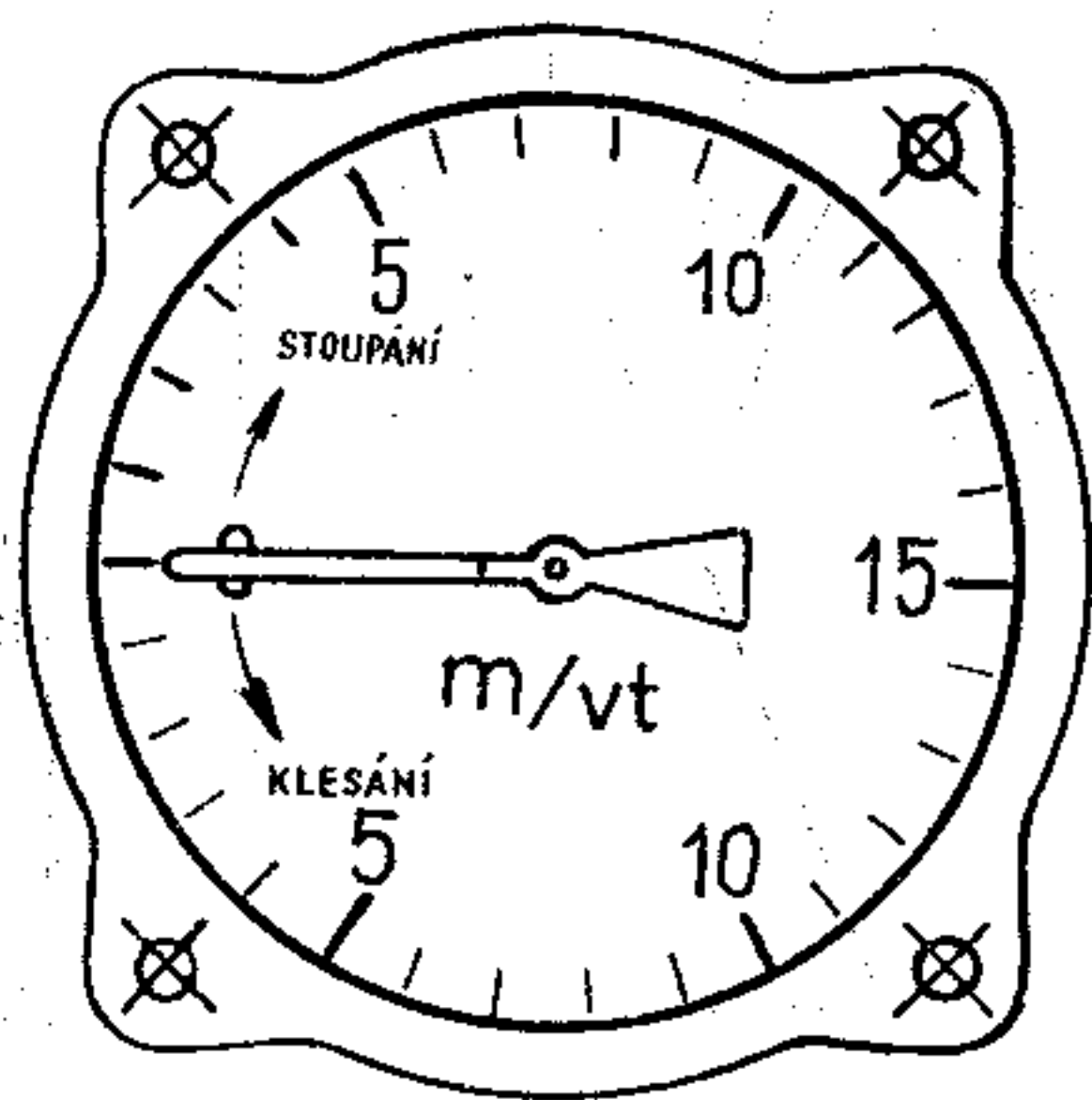
Obr. 7/8. Schéma variometru s tlakoměrnou krabicí

Do vzduchotěsně uzavřeného pouzdra přístroje přivádíme statický tlak. Druhý přívod je zapojen na termoláhev, sloužící jako zásobník určitého objemu vzduchu. Láhev je tepelně izolována dvojitou stěnou — z prostoru mezi stěnami je podobně jako u termoláhve z domácnosti odčerpán vzduch, takže vzduch uvnitř nádoby neovlivňuje

jí změny teploty. Přívod od termoláhve vede do tlakoměrné krabice. V tomto přívodu je upraven jemný otvor, tzv. kapilára (kterou ve skutečnosti tvoří skleněná trubička s velmi malým vnitřním průměrem). Tlakoměrná krabice (její volné dno) je převodem, tvořeným táhlem, hrabicí s pastorkem, spojena s ručičkou ukazující na stupnici.

Letíme-li stále ve stejné výšce, přesněji řečeno v hladině stejného barometrického tlaku, vyrovnává se tlak v pouzdru přístroje (které je vývodem spojeno s místem, kde odebíráme statický tlak, tj. např. se statickými otvory — vývodem Pitotovy trubice) s tlakem uvnitř tlakoměrné krabice (kterou kapilára spojuje s prostorem v pouzdru přístroje). Variometr ukazuje nulu.

Začneme-li stoupat, začne barometrický tlak klesat. Začne klesat i tlak uvnitř pouzdra přístroje. V odděleném prostoru uvnitř termoláhve je ještě tlak, jaký tam byl v horizontálním letu. Tento tlak je vyšší než barometrický tlak v pouzdru přístroje, který stále klesá, takže se tlakoměrná krabice deformuje. Převodové táhlo se bude pohybovat směrem doleva a ručička s ním spojená přes hrabici a pastorek se začne pohybovat ve směru pohybu hodinových ručiček. To by byla stejná funkce jako u výškoměru. My však víme, že prostor termoláhve a prostor pouzdra přístroje jsou navzájem spojeny kapilárou. Jakmile nastane v obou prostorech rozdíl tlaku (začneme-li např. stoupat), bude vzduch přefukovat z jednoho prostoru do druhého (při stoupání z prostoru termoláhve do prostoru pouzdra přístroje). Rychlost přefukování bude tím větší, čím rychleji se mění tlak, tj. čím rychleji mění-



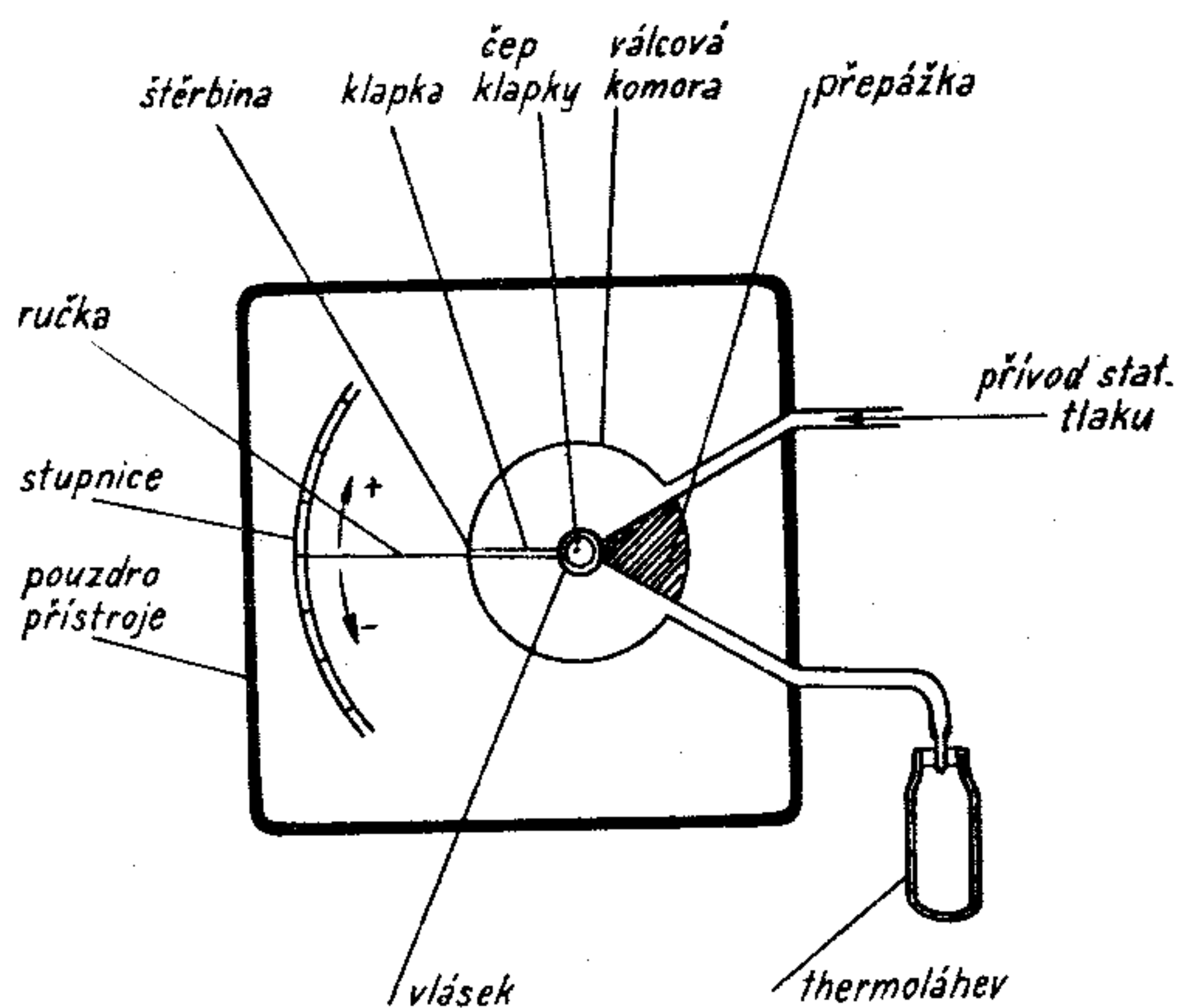
Obr. 7/9. Číselník variometru s tlakoměrnou krabicí



me výšku letu. Otvor kapiláry má však určitou velikost, a tak existuje určitá hranice v rychlosti přefukování. Ručička přístroje se tedy bude pohybovat tak dlouho, až se vyrovná ubývání tlaku vlivem rychlosti stoupání a přefukováním vzduchu kapilárou. Budeme-li stoupat určitou dobu stálou stoupací rychlostí, ustálí se po určité době údaj ručičky na hodnotě tohoto stoupání. Této „určité době“ říkáme zpoždění údaje variometru.

Na obr. 7/9 je čelní deska variometru. Všimněme si, že nulová poloha ručičky je vodorovně vlevo. Ručička je vyvážená a držena vláskem, jehož direktivní moment působí proti pohybu ručičky ze základní polohy a vymezuje vůle v převodech. Při stoupání se ručička pohybuje směrem nahoru, při klesání směrem dolů.

Na obr. 7/10 je schéma klapkového variometru. Uvnitř přístroje je umístěna válcová komora, která je rozdělena přepážkou a klapkou, otočně uloženou na čepu klapky, na dva prostory. Horní prostor je spojen s přívodem statického tlaku, spodní prostor s termoláhví. Klapka se ve válcové komoře pohybuje s malou vůlí — štěrbinou, která má stejný účel jako kapilára u variometru s tlakoměrnou krabicí. Na čepu klapky je přímo uchycena ručička přístroje, která přímo bez převodů ukazuje na stupnici. Na nule (v základní poloze) drží klapku a tedy i ručičku vlásek.



Obr. 7/10. Schéma klapkového variometru

Letíme-li horizontálně, bude tlak v horní i spodní komoře stejný — ručička bude ukazovat nulu.

Začneme-li stoupat, klesá statický tlak, tedy klesá i tlak v horní části komory, zatím co tlak ve spodní části komory (pod klapkou) je stejný jako byl v předchozím horizontálním letu. Klapka (ručička) se začne pohybovat nahoru a pohybuje se tak dlouho, až se vyrovná ubývání tlaku v horní části komory s přefukováním vzduchu štěrbinou. Budeme-li stoupat ustálenou rychlostí, ustálí se po určité době ručička na hodnotě tohoto stoupání. Při klesání je funkce opačná.

Zpoždění údaje klapkového variometru je menší než zpoždění variometru s tlakoměrnou krabicí.

Některé nové variometry mají termoláhev zabudovanou uvnitř pouzdra přístroje, takže takový variometr má pouze jeden vývod — pro připojení statického tlaku.

Na obr. 7/39 je číselník variometru s tlakoměrnou krabicí s rozsahem  $\pm 30 \text{ m.s}^{-1}$  s potlačenou stupnicí pro větší hodnoty stoupání nebo klesání. Číselné hodnoty jsou přímo v  $\text{m.s}^{-1}$  (m/s).

Upraveným typem je variometr celkové energie — TEVAR. Tento přístroj ukazuje rychlost stoupání nebo klesání větroně způsobenou stoupavými (klesavými) proudy a nereaguje na změny výšky způsobené pohybem řídicí páky. U tohoto přístroje je přívod statického tlaku zapojen na speciální Venturiho trubici s konstantou  $K = -1$ . V ČSSR byl vyvinut i variometr TEVAR pro zapojení na Pitotovu trubici.

#### 7.2.4. ZATÁČKOMĚRY A PŘÍČNÉ RELATIVNÍ SKLONOMĚRY

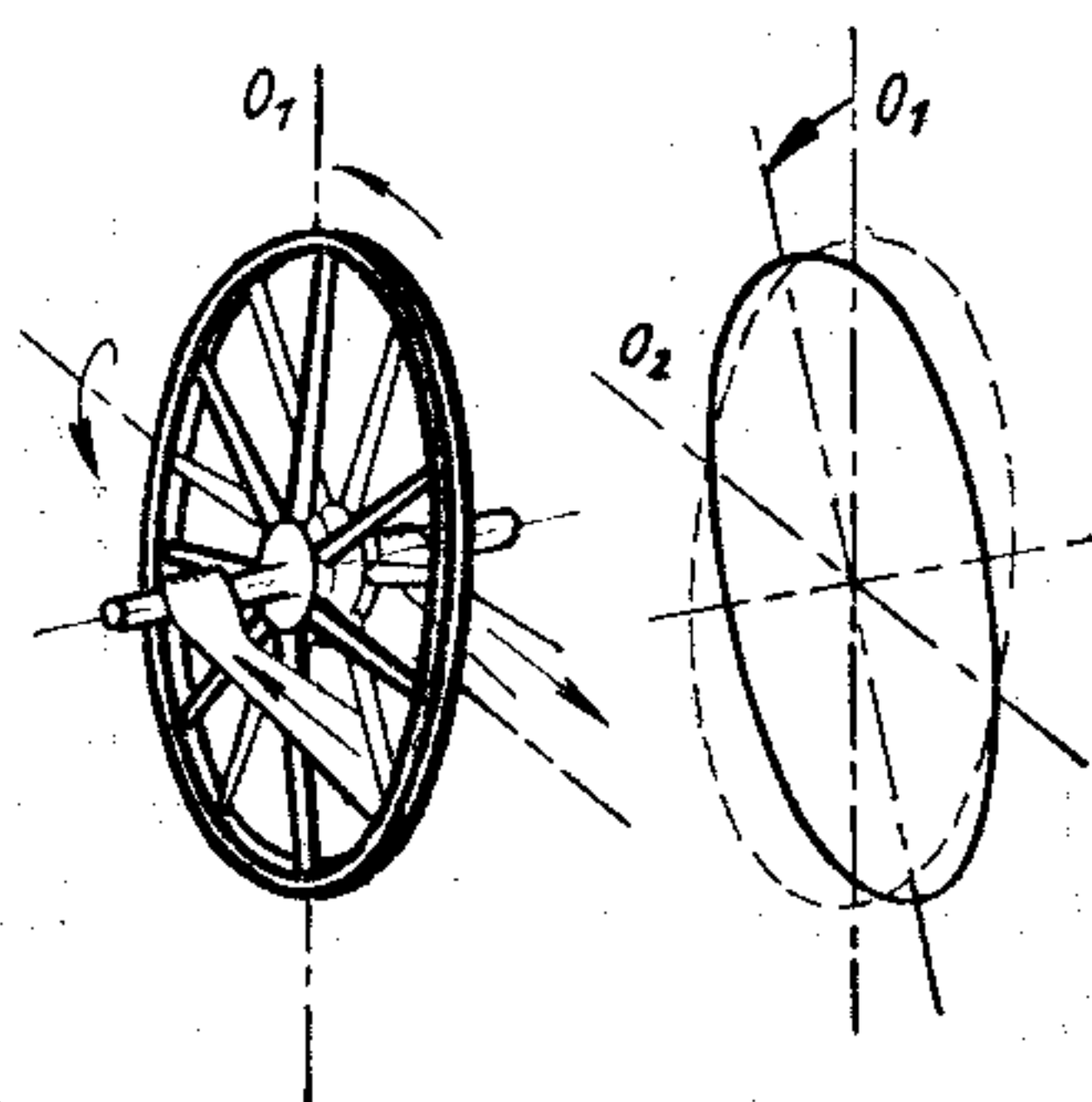
Jedním z nejužitečnějších přístrojů pro létání za špatné viditelnosti je zatačkoměr.

Zatačkoměr je setrvačnickový přístroj, který je založen na principu využití vlastností setrvačnicku uchyceného v jednoduchém rámečku.

Než si vysvětlíme funkci samotného přístroje, musíme se seznámit s vlastnostmi setrvačnicku se dvěma stupni volnosti, uchyceného v jednoduchém rámečku.

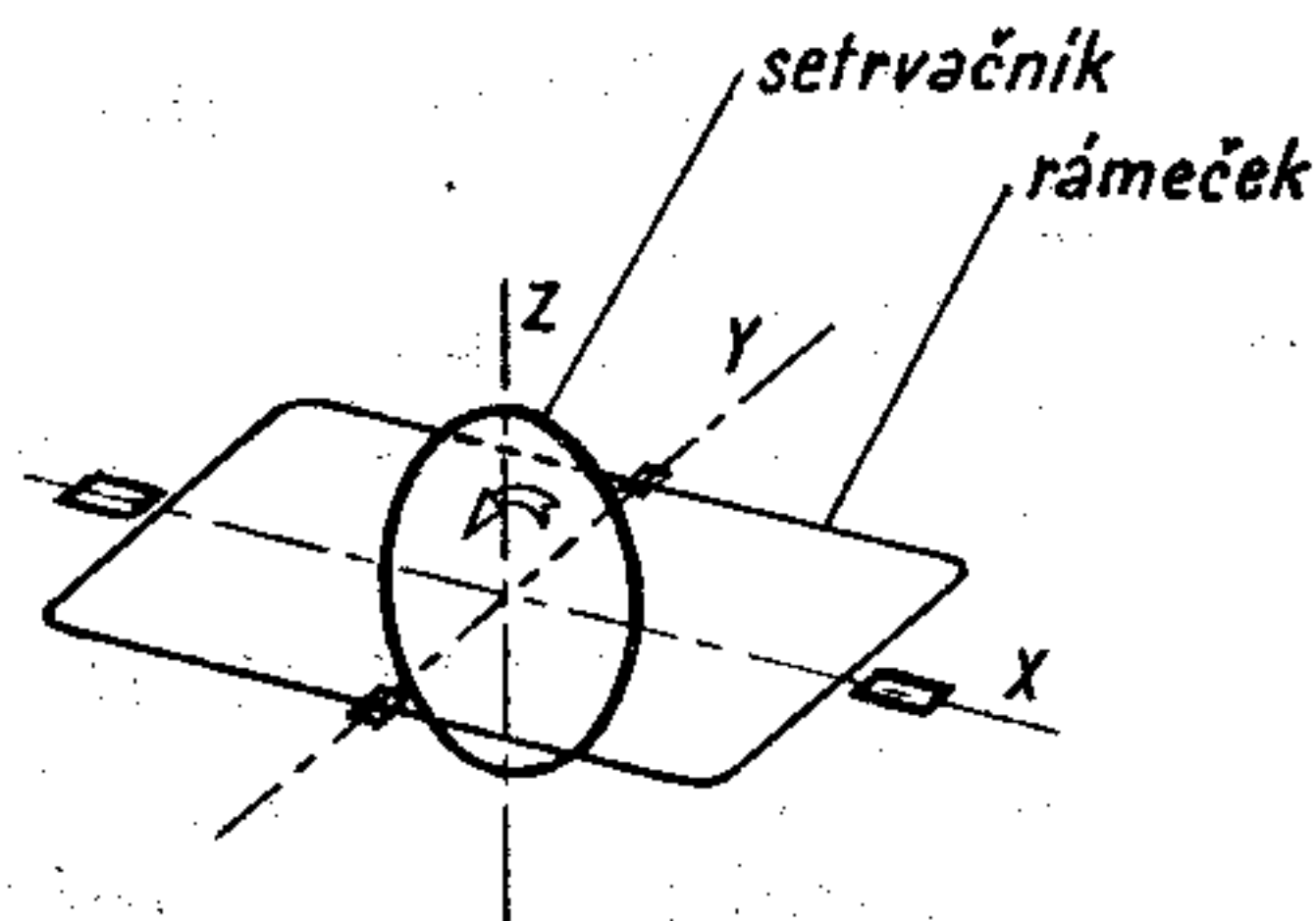
Všichni jsme již někdy rozebírali jízdní kolo nebo motocykl. Podívovali jsme se „divným“ pohybům samotné-

ho kola, které jsme drželi za hřídel v rukou a po roztočení jsme se snažili hřídelem (celým kolem) natáčet ve vodorovném směru, jak naznačuje obr. 7/11. Jakmile jsme začali kolem pohybovat ve směru šipek, tj. otáčeli jsme kolem osy  $o_1$ , začalo se kolo naklánět do strany, a to značnou „silou“. Otáčelo-li se kolo ve smyslu naznačeném na obr. 7/11, potom při otáčení kolem osy  $o_1$  došlo k naklánění okolo osy  $o_2$ , jak je naznačeno v pravé části obrázku.



Obr. 7/11. Vznik precesního pohybu

Tomuto pohybu — naklánění kola, které nám při tomto velmi zjednodušeném výkladu nahrazuje setrvačnick, říkáme *precesní pohyb*. Naklánění je tím větší, čím rychleji kolem otáčíme okolo osy  $o_1$  a čím rychleji se kolo otáčí kolem své osy (hřídele). Představíme-li si místo kola setrvačnick, umíme vysvětlit základní funkci zatáčkoměru.



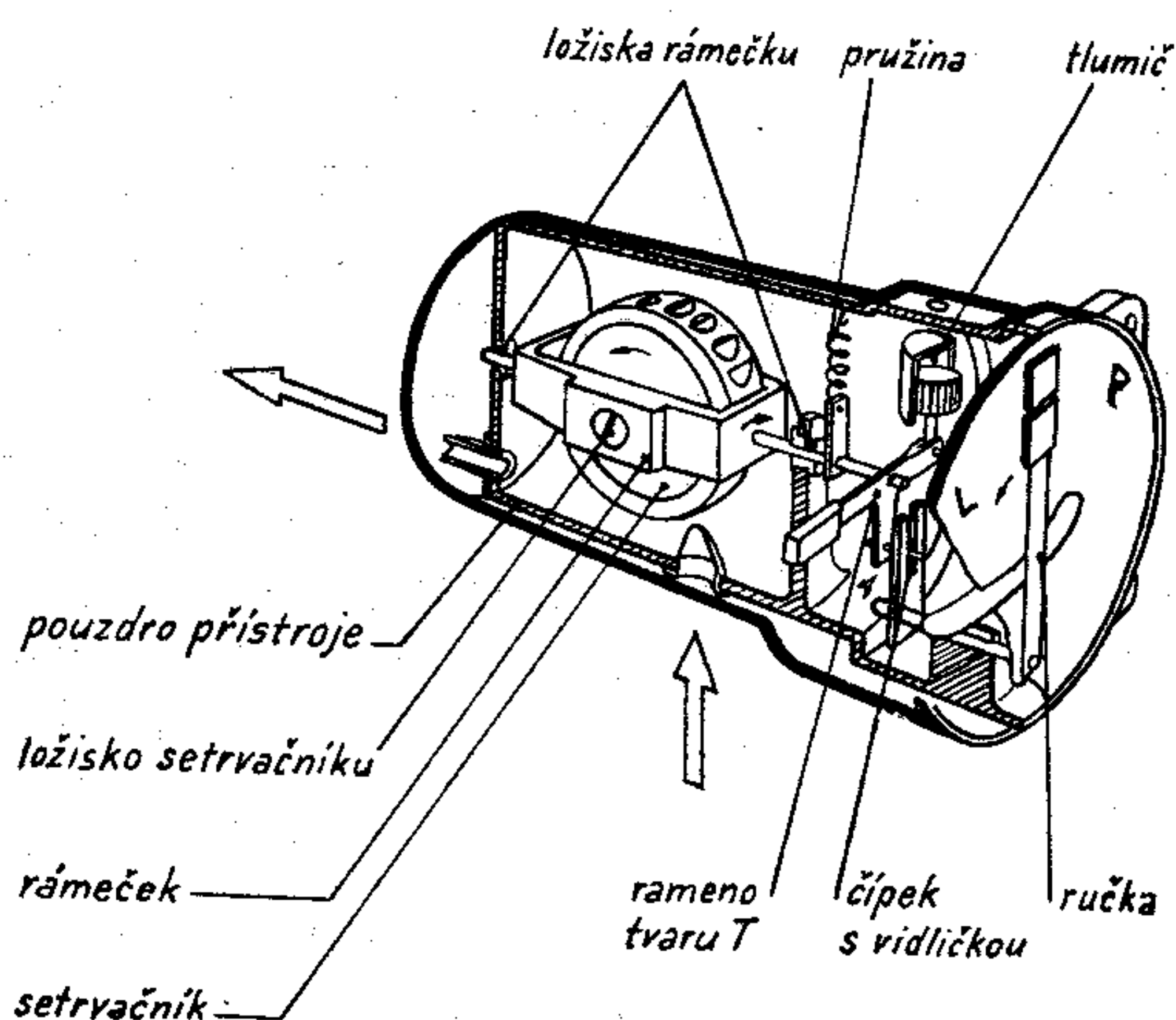
Obr. 7/12. Schéma uchycení setrvačnicku zatáčkoměru



Schéma zatačkoměru je na obr. 7/12. Setrvačnick se otáčí kolem osy Y v ložiskách rámečku, který se může otáčet (naklánět) v ložiskách pouzdra přístroje kolem osy X. Osa Y je u většiny zatačkoměrů položena ve směru bočné osy letadla.

Budeme-li celým přístrojem, tj. celým letadlem, otáčet kolem osy Z, dojde vlivem precesního pohybu k naklonění setrvačnicku kolem osy X. Ručička zatačkoměru, spojená s rámečkem, ukazuje toto „naklonění“ úměrné velikosti úhlové rychlosti (otáčení) letadla kolem jeho kolmé osy — na obr. 7/12 osy Z.

Na obr. 7/13 je řez zatačkoměrem s pneumatickým pohonem setrvačnicku.



Obr. 7/13. Řez zatačkoměrem s pneumatickým pohonem setrvačnicku

Setrvačnick se otáčí v ložiskách rámečku v naznačeném smyslu. Rámeček závěsu se může natáčet v ložiskách přístroje (v obr. 7/12 kolem osy X). Hřídelka rámečku je prodloužena a nese na sobě rameno spojené s pouzdrem přístroje pružinou, určující rozsah (citlivost) zatačkoměru. Hřídelka rámečku dále přechází v rameno tvaru T, nesoucí pístek tlumiče (který tlumí pohyb rámečku). Na obrázku je rovněž vidět direktivní pružinu určující citlivost přístroje. Ve spodní části ramene tvaru T je čípek, který zasahuje do vidličky. Na hřídeli vidličky je ručička

přístroje, která je viditelná přes čelní sklo. Čípek s vidličkou (rameno  $T$ ) slouží jako převraceč smyslu pohybu rámečku setrvačnicku. Takové provedení zajišťuje dodržení podmínky, aby se setrvačnick nakláněl proti naklánění letadla a aby tak rovina setrvačnicku zůstávala, nebo byla co nejméně odchýlena od roviny procházející osou zatačky — svislicí.

Výchylka ručičky zatačkoměru je tím větší, čím rychlejší je otáčení letadla kolem jeho kolmé osy, tj. osy  $Z$  v obr. 7/12. Přesněji řečeno výchylka ručičky závisí také na otáčkách setrvačnicku a jeho momentu setrvačnosti. Obě hodnoty jsou však pro daný typ zatačkoměru konstantní, tedy na výchylku ručičky přístroje má vliv jen rychlost otáčení (zatačení) letadla kolem jeho kolmé osy.

Začne-li letadlo zatačet vlevo, vychýlí se ručička zatačkoměru vlevo, a to na takovou výchylku ze střední polohy, jaká odpovídá velikosti rychlosti otáčení letadla kolem jeho kolmé osy. Zvětšujeme-li rychlost zatačení, zvětšuje se i výchylka ručičky zatačkoměru, až při určité velikosti zatačení (zatačky letadla) dosáhne ručička krajní polohy. Předpokládáme, že provádíme správnou zatačku (kulička příčného relativního sklonoměru — popsaného dále — je uprostřed). Zvyšujeme-li náklon zatačky, zvětšuje se rovněž úhlová rychlost otáčení letadla kolem jeho kolmé osy. Ručička zatačkoměru se tedy bude stále více vychylovat ze střední polohy. Až při náklonu zatačky  $30^\circ$  až  $45^\circ$  (podle typu zatačkoměru a letadla), bude ručička zcela v krajní poloze a při dalším zvětšování náklonu zatačky již nemáme kontrolu o velikosti úhlové rychlosti zatačky.

Uvědomme si, že při velkých náklonech zatačky se úhlová rychlost letadla kolem jeho kolmé osy zmenšuje, až při náklonu  $90^\circ$  je nulová. Protože, jak jsme si již řekli dříve, výchylka ručičky zatačkoměru je úměrná úhlové rychlosti otáčení letadla kolem jeho kolmé osy, odvodíme si, že při zvětšování náklonu zatačky letadla na velké úhly přes  $50^\circ$  až  $60^\circ$  se začne ručička zatačkoměru vracet zpět do střední polohy. Kdybychom mohli provést ustálenou správnou zatačku o náklonu  $90^\circ$ , potom by ručička zatačkoměru byla ve střední poloze.

Setrvačnick zatačkoměru je roztáčen buď elektricky nebo pneumaticky. Při napájení z baterie je třeba dodr-

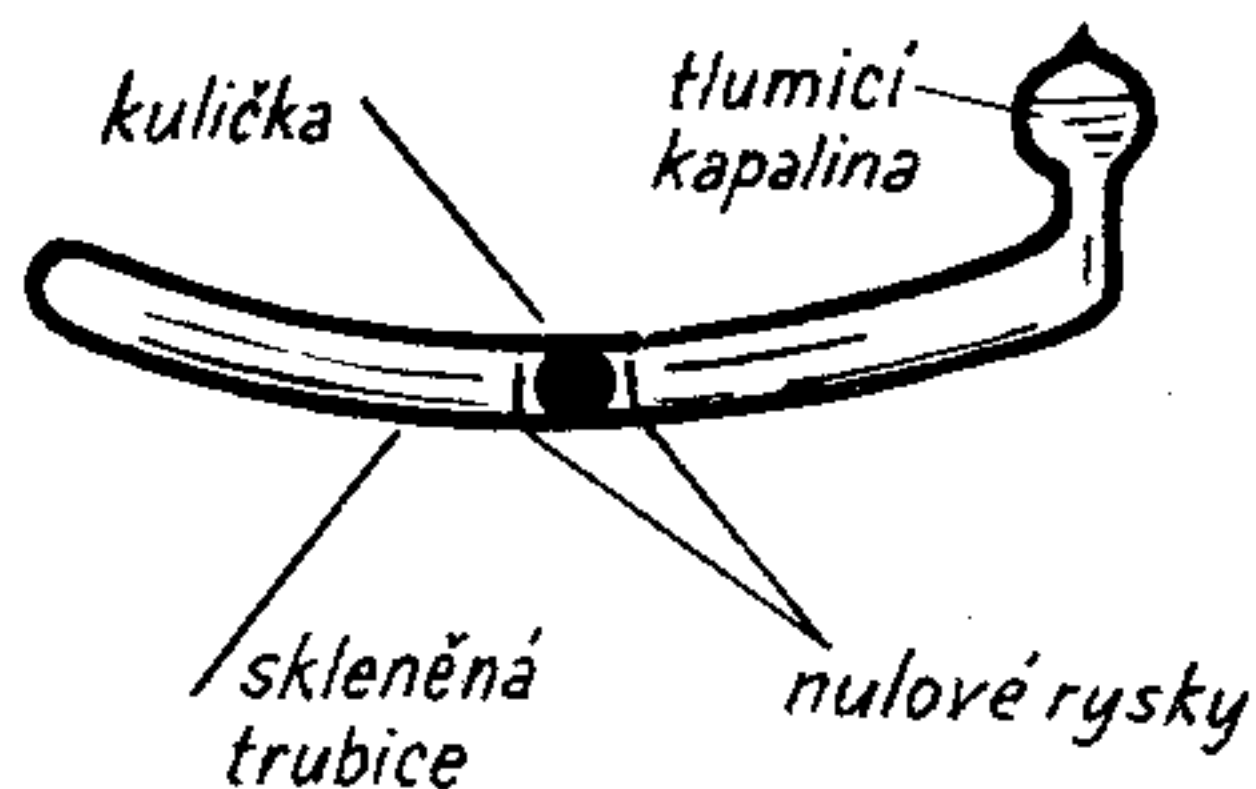
žet polaritu, aby se setrvačnick otáčel správným směrem a aby přístroj ukazoval správný smysl zatačení.

Zatáčkoměr musí být vždy zapínán (a vypínán) za letu, aby při pojíždění byl setrvačnick přístroje v klidu.

Na obr. 7/13 je kromě ručičky zatáčkoměru vidět i „kulička“ příčného relativního sklonoměru.

Schéma samotného příčného relativního sklonoměru je na obr. 7/14.

Ve skleněné trubici zahnuté svými konci vzhůru se s malou vůlí pohybuje kovová kulička. Skleněná trubice,



Obr. 7/14. Schéma příčného relativního sklonoměru

vyplněná tlumicí kapalinou, je vytažena v nádobku sloužící jako zásobník tlumicí kapaliny. Trubice je nad nádobkou zatavena. Přístroj funguje vlastně jako libela nebo kyvadlo, ukazující směr výsledné hmotové síly.

Příčný sklon bude přístroj (kulička) ukazovat jen v přímém rovnoměrném letu. Při letu v zatačce, kdy na letadlo působí kromě vlastní tíhy ještě odstředivá síla, bude přístroj ukazovat směr výslednice těchto hmotových sil, jak ukazuje obr. 7/15.

Při správné zatačce (obrázek vlevo) působí výslednice tíhy a odstředivé síly ve směru kolmé osy letadla, kulička příčného relativního sklonoměru bude uprostřed mezi ryskami.

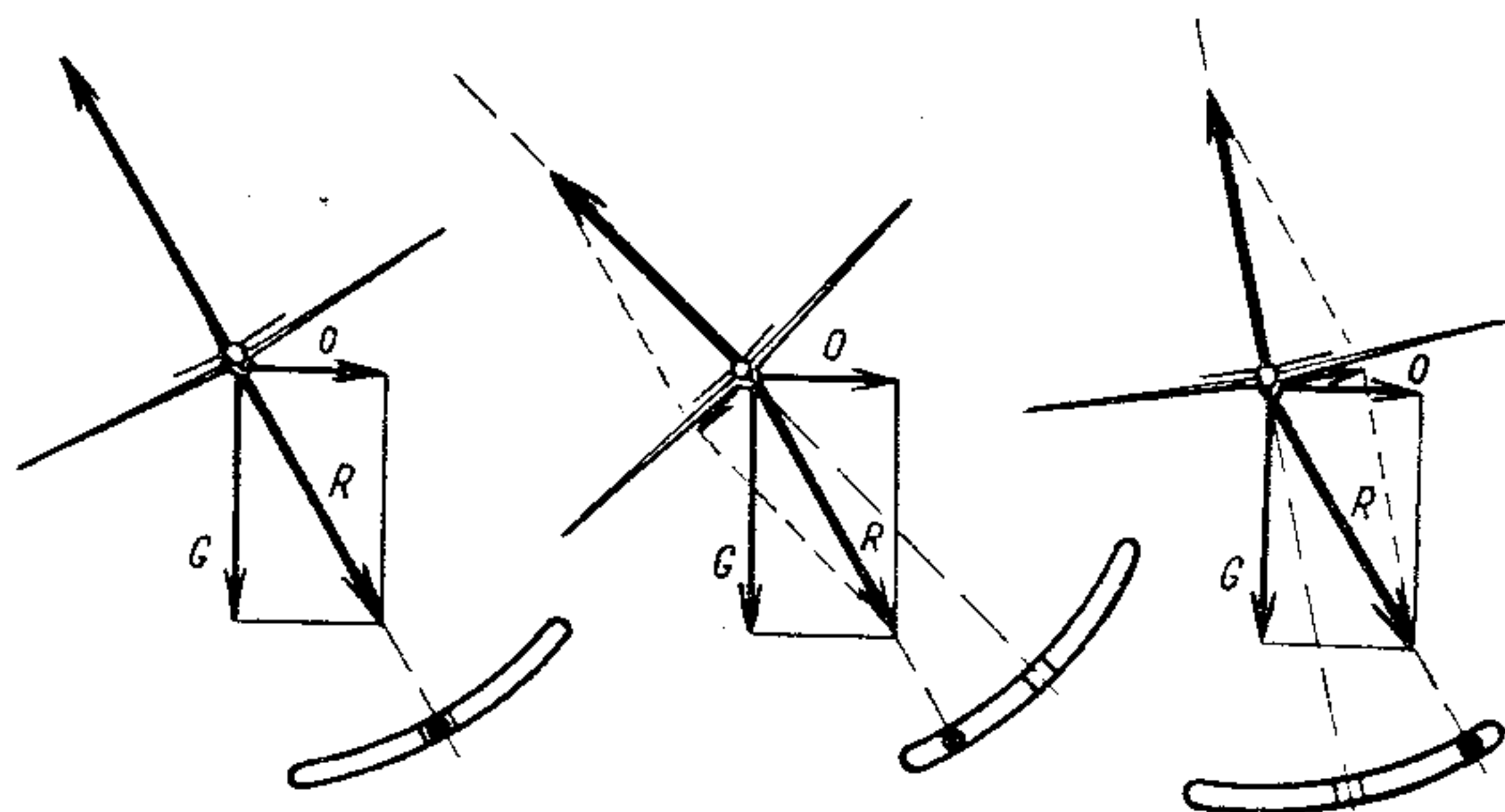
Při skluzové zatačce (obrázek uprostřed) bude kulička posunuta do středu zatačky.

Při výkluzové zatačce (obrázek vpravo) bude kulička posunuta směrem ven ze zatačky.

Zatáčkoměr (ručička) a příčný relativní sklonoměr (kulička) slouží tedy ke kontrole zatačky. Podle ručičky usuzujeme na smysl zatačky a velikost úhlové rychlosti kolem kolmé osy letadla, podle kuličky usuzujeme na



správnost zatačky — při správné zatačce, kdy výslednice tíhy a odstředivé síly směřuje ve směru kolmé osy letadla, musí být kulička uprostřed mezi ryskami.



Obr. 7/15. Poloha kuličky při letu v zatačce  
 Vlevo: ve správné zatačce vlevo. Uprostřed: ve skluzové zatačce vlevo. Vpravo: ve výkluzové zatačce vlevo.

Na obr. 7/40 je čelní deska popsaného kombinovaného přístroje, tj. zatačkoměru a příčného relativního sklonoměru.

### 7.2.5. UMĚLÉ HORIZONTY, SMĚROVÉ SETRVAČNÍKY

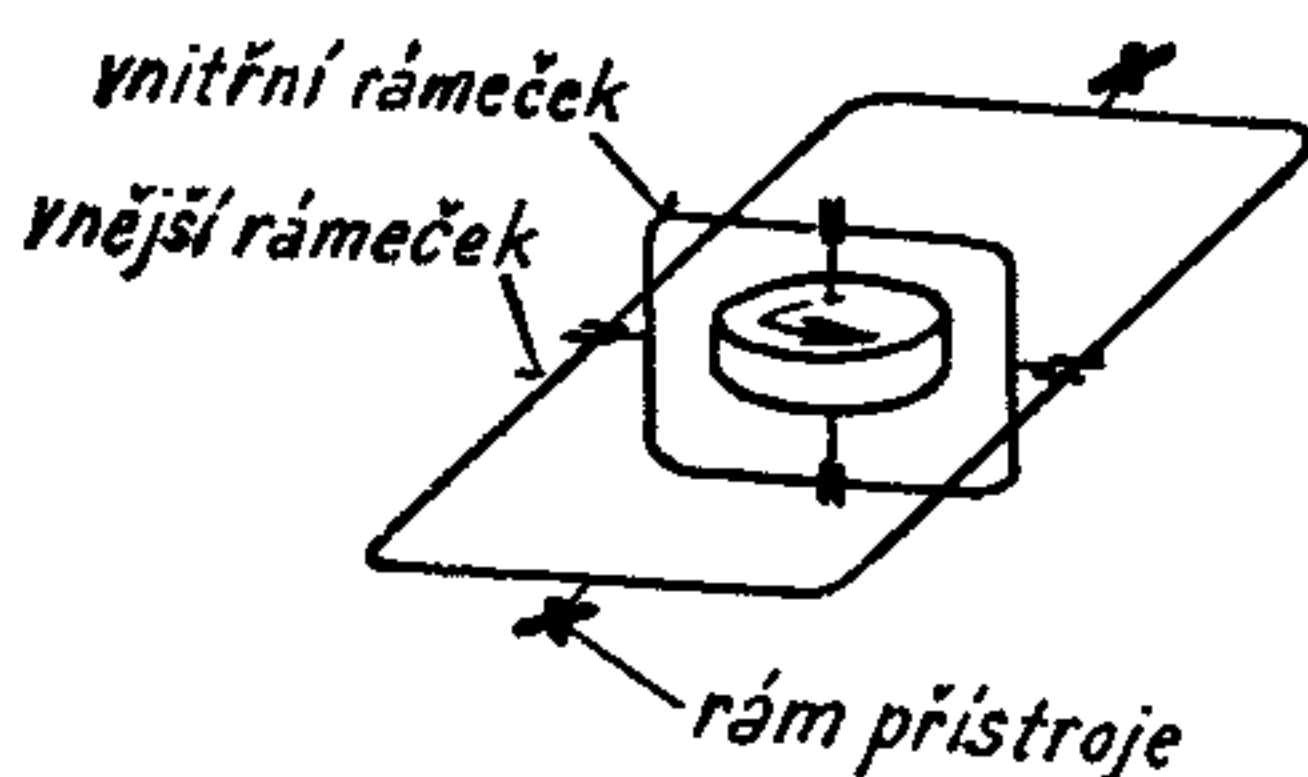
V předešlé kapitole jsme si uvedli, že relativní sklonoměry obecně neukazují sklon, ale směr výslednice hmotových sil působících na letadlo.

Letíme-li za podmínek viditelnosti země, potom můžeme polohu letadla (polohu jeho os) vzhledem k horizontu kontrolovat zrakem. Letíme-li však za zhoršených podmínek (za špatné viditelnosti, ve velké výšce nebo v noci), nemůžeme již polohu letadla (jeho os) přímo spolehlivě kontrolovat vzhledem ke skutečnému zemskému horizontu zrakem a nemůžeme se řídit údaji relativních sklonoměrů, které neukazují polohu vzhledem k zemi, jak víme z předcházející kapitoly. Let za takových podmínek není proto možný bez přístroje, který nemá chyby relativních sklonoměrů a který ukazuje ve všech režimech normálního letu přímo sklon podélné a bočné osy letadla vzhledem k horizontu (vodorovné rovině).

Přístroje ukazující absolutní sklon letadla nazýváme *umělé horizonty* nebo správněji „absolutní sklonoměry“.

Základním prvkem umělého horizontu je setrvačnick se svislou osou otáčení, uložený v trojitém (kardanovém) závěsu. Takto uložený setrvačnick má tu vlastnost, že zachovává osu otáčení stále ve stejné poloze (jeho rovina otáčení nemění svoji polohu), ať se okolní rámečky jakkoliv vychylují.

Na obr. 7/16 je schéma uchycení setrvačnicku umělého horizontu. Setrvačnick se otáčí kolem svislé osy v ložiskách vnitřního rámečku. Vnitřní rámeček je otočný v ložiskách vnějšího rámečku. Vnější rámeček je otočný v ložiskách pouzdra přístroje (pevně spojeného s letadlem). Stačí tedy za letu sledovat polohu setrvačnicku vzhledem k pouzdru přístroje, abychom znali absolutní polohu (sklony) letadla. U starších typů umělých horizontů se sleduje poloha kresby letadélka (na čelním sklu přístroje) vzhledem k „břevnu“, představujícímu polohu setrvačnicku.



Obr. 7/16. Schéma uchycení setrvačnicku umělého horizontu

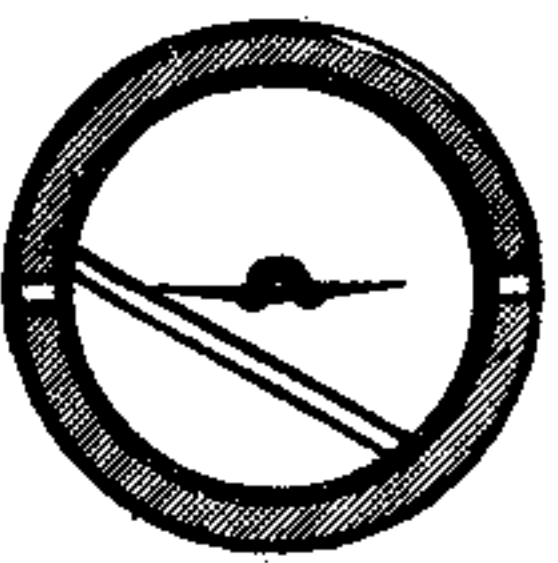
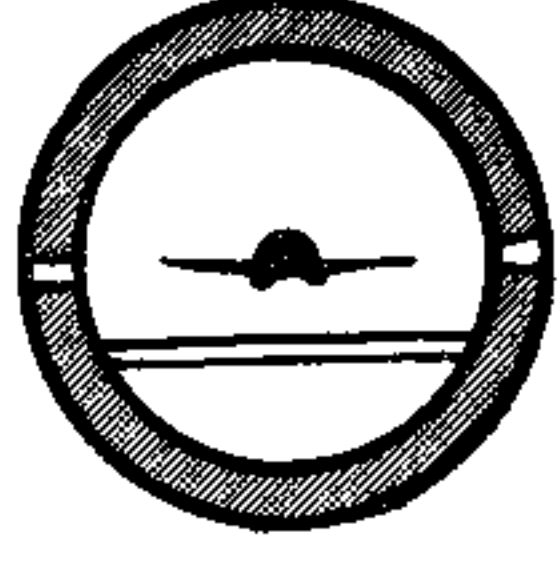
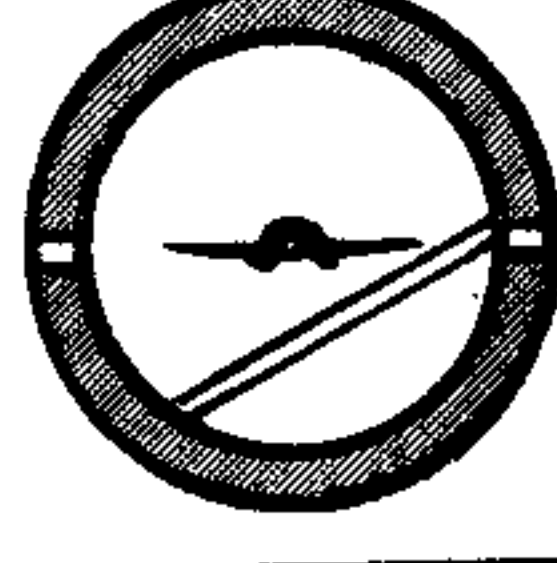
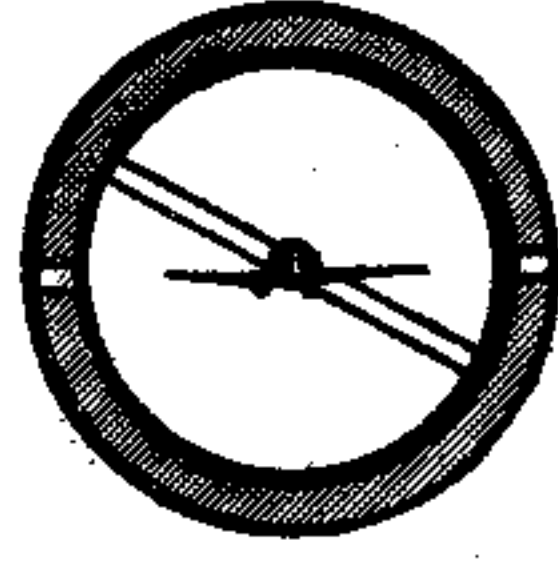
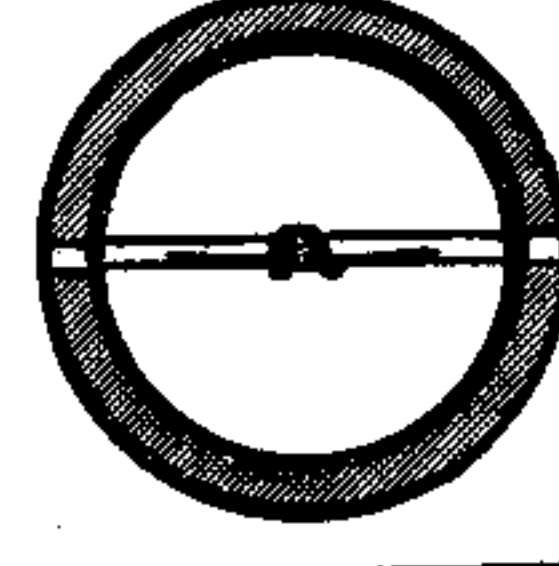
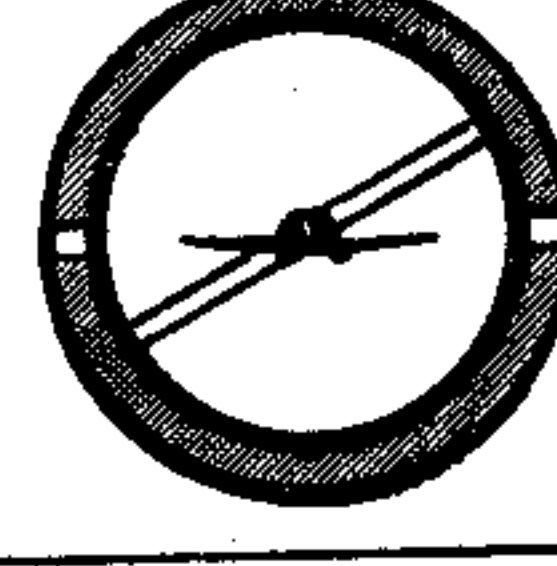
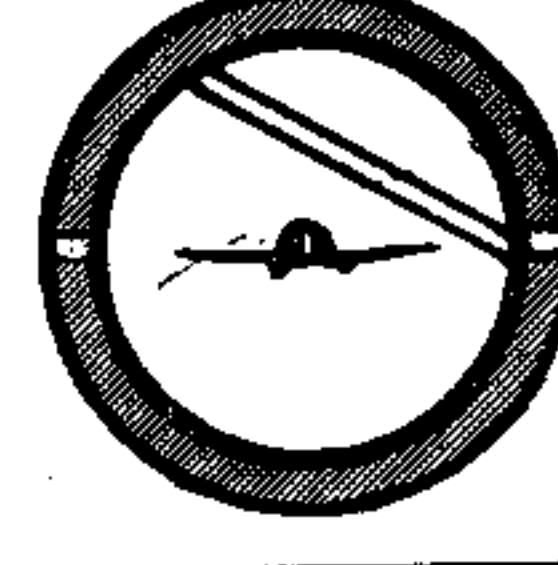
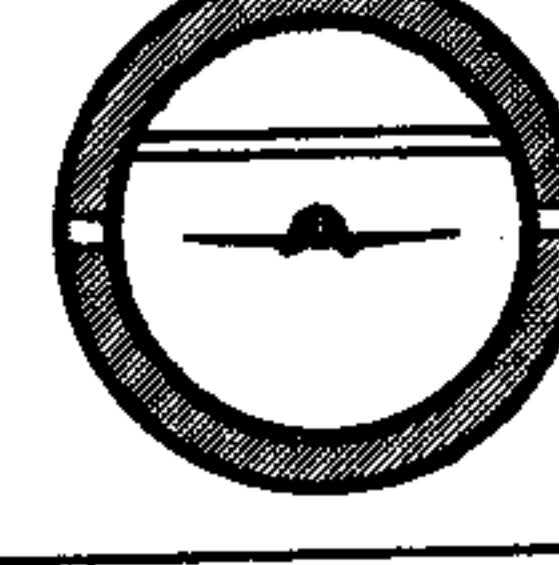
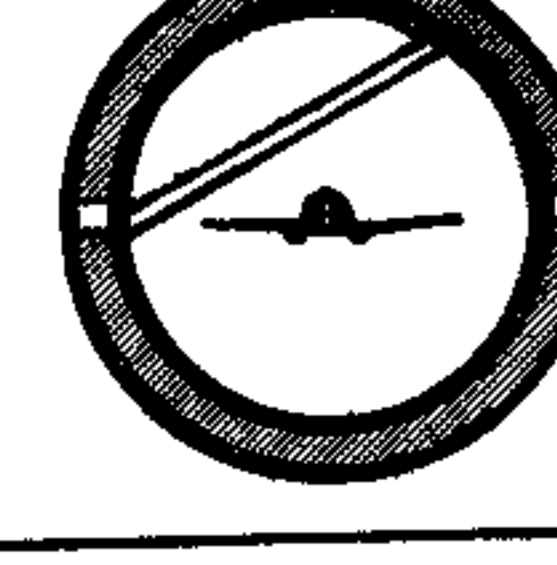
Vzájemná poloha těchto dvou symbolů představuje polohu letadla vzhledem k horizontu — viz obr. 7/17.

U nejmodernějších umělých horizontů je pohyblivé nejen břevno (symbol země), ale i symbol letadla, takže údaje přístroje jsou názorné a jednoznačné.

U československého umělého horizontu je údaj určován vzájemnou polohou letadélka a břevna — dělení na pohyblivé kulové části přístroje. Přitom vzájemná poloha je taková, jak odpovídá „příkazu“ k opravení polohy. Např. letíme-li ve stoupavém letu, bude letadélko pod čarou horizontu, při klesání bude nad čarou horizontu.

Setrvačnick umělého horizontu je roztáčen nejčastěji elektricky. Pro správnou funkci přístroje je nezbytné, aby

osa setrvačníku ležela stále na svislici. Proto je v každém přístroji zabudováno korekční zařízení, zajišťující tuto podmínku.

	<i>zátáčka vlevo</i>	<i>přímý let</i>	<i>zátáčka vpravo</i>
<i>stoupání</i>			
<i>let vodorovný</i>			
<i>klesání</i>			

Obr. 7/17. Údaje umělého horizontu staršího typu v různých režimech letu

Pozn.: Toto korekční zařízení však musí být při delším kroužení ustálenou zátáčkou vypnuto, jinak by se přístroj postupně „nastavil“ do směru výslednice hmotových sil a neukazoval by absolutní sklon.

Většina moderních umělých horizontů je umístěna do společného pouzdra se zátáčkoměrem a příčným relativním sklonoměrem.

Čelní deska takového kombinovaného přístroje je na obr. 7/41. Na tomto obrázku je v pravém dolním rohu vidět knoflík pro aretaci setrvačníku, není-li přístroj v provozu. V levém dolním rohu je vidět knoflík pro seřízení výškové polohy vztažných značek (letadélka).

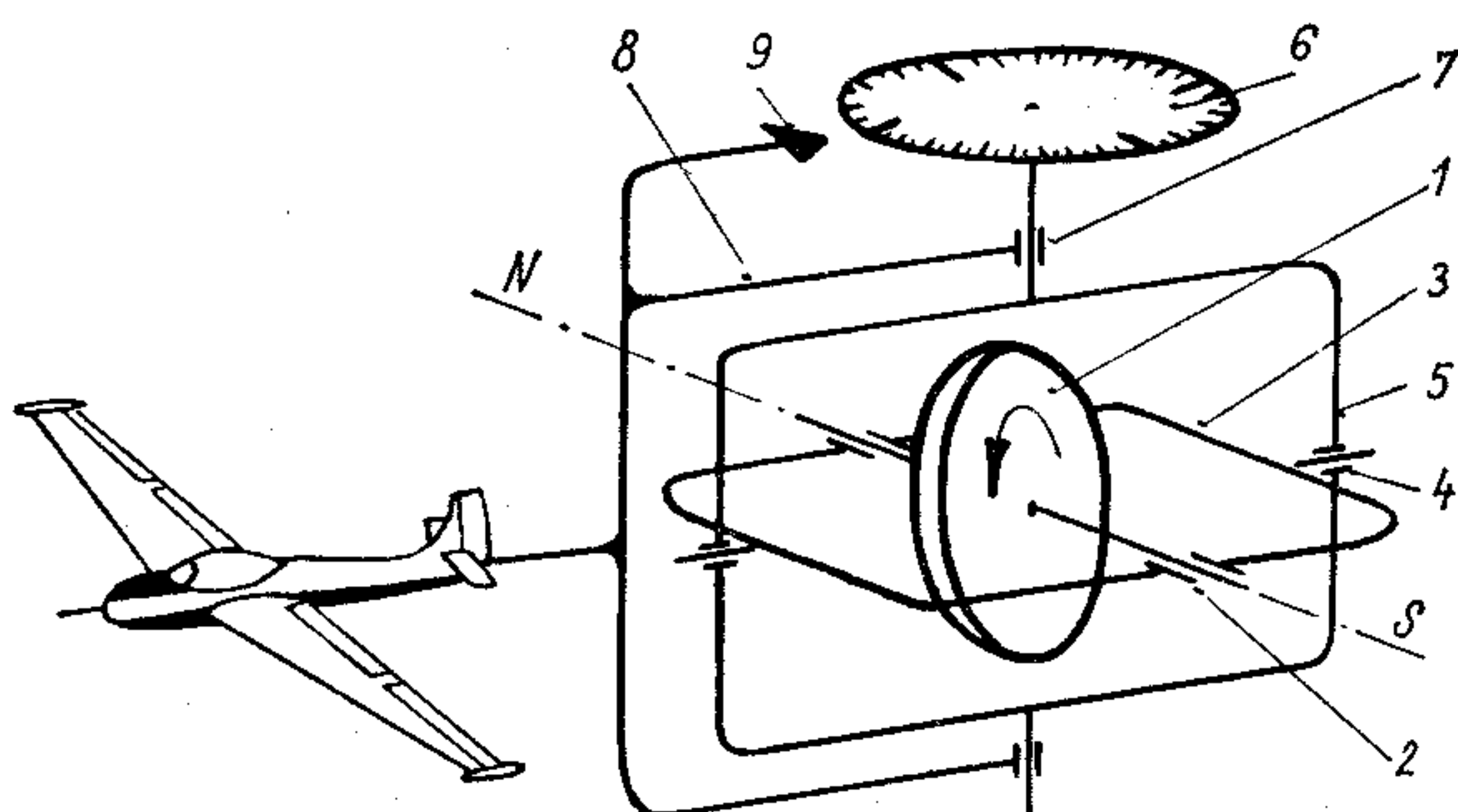
Nejmodernější umělé horizonty jsou navíc vybaveny indikací správné funkce přístroje. Tvoří ji buď žárovka nebo výsuvný terčik. Žárovka zhasne, případně terčik zmizí, když je funkce přístroje správná — tedy např. asi po 3 až 4 minutách po zapnutí přístroje.



Při pojíždění letadla po zemi musí být přístroj buď aretován, případně musí běžet v provozním režimu.

Dalším setrvačnickovým přístrojem je *směrový setrvačnick*, sloužící k určování kursu letadla. Tento přístroj je někdy nazýván polokompasem, a to proto, že nahrazuje magnetický kompas při letu v zatáčkách, při nerovnoměrných letech, tj. všude tam, kde je údaj magnetického kompasu nespolehlivý (viz kapitola o kompasech).

Hlavní částí směrového setrvačnicku je setrvačnick s horizontální osou otáčení, uložený v trojitém kardanovém závěsu. Schéma směrového setrvačnicku je na obr. 7/18.



Obr. 7/18. Schéma směrového setrvačnicku

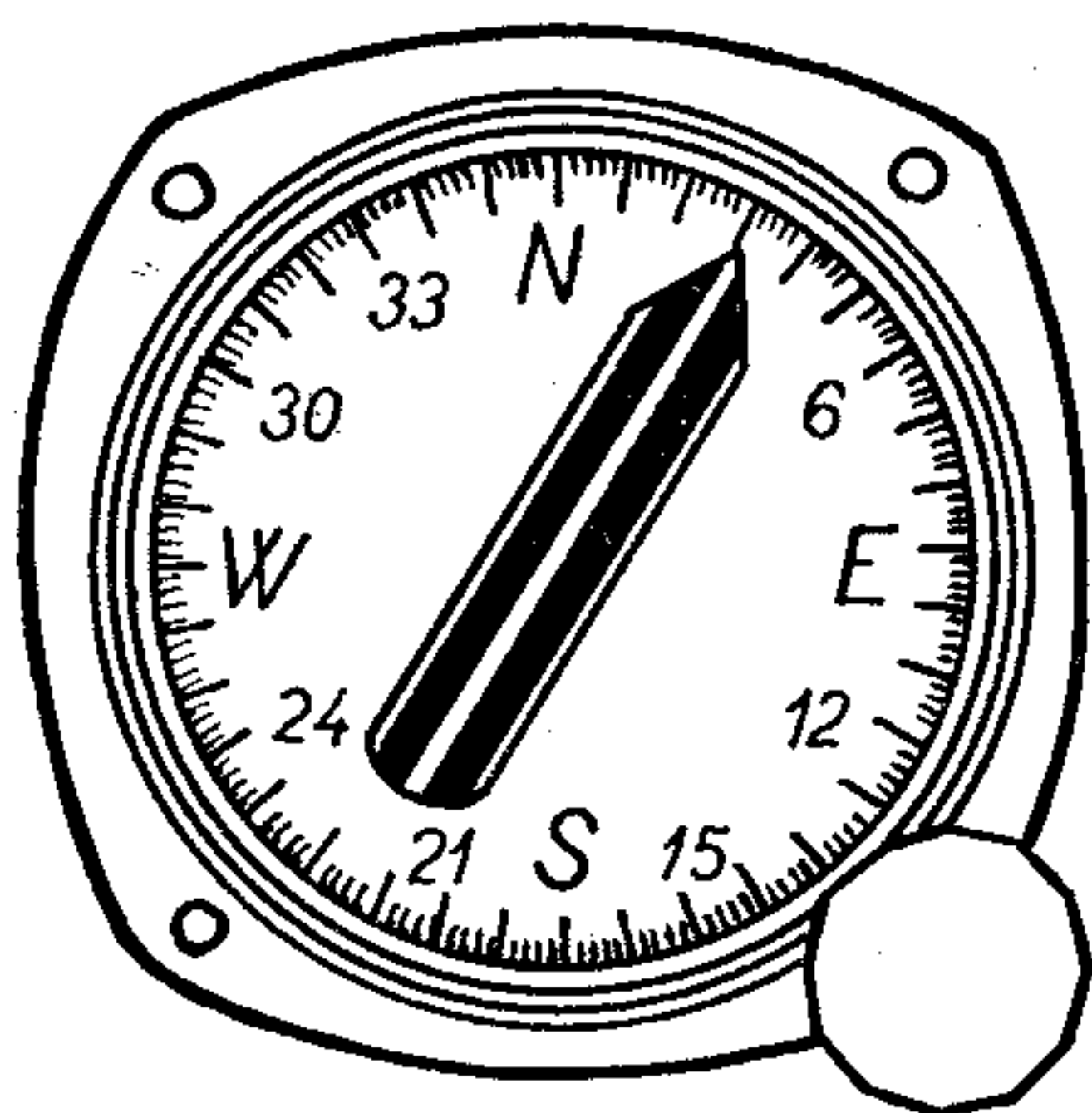
1 — setrvačnick; 2 — ložiska setrvačnicku; 3 — vnitřní rámeček; 4 — ložiska vnitřního rámečku; 5 — vnější rámeček; 6 — kursová stupnice; 7 — ložiska vnějšího rámečku; 8 — pouzdro přístroje; 9 — ukazatel pevně spojený s letadlem

Setrvačnick 1 s vodorovnou osou otáčení se otáčí v ložiskách 2 vnitřního rámečku 3. Vnitřní rámeček kardanového závěsu 3 je otočný v ložiskách 4 vnějšího rámečku 5; vnější rámeček nese kursovou stupnici 6 a je otočný kolem svislé osy v ložiskách 7 pouzdra přístroje 8. Pouzdro přístroje 8 je pevně spojeno s letadlem (jak je schematicky naznačeno na obr. 7/18). Kurs odečítáme na kursově stupnici 6 proti ukazateli 9 pevně spojenému s letadlem.

Základní podmínkou funkce přístroje je, aby osa otáčení setrvačnicku byla postavena přesně ve směru sever — jih,

což je nutné při spouštění zajistit. Nastavení je třeba v určitých časových intervalech (asi po 20 až 30 minutách) opravovat podle údaje magnetického kompasu.

Na obr. 7/19 je čelní deska směrového setrvačnicku. Knoflík v pravém dolním rohu slouží k uvedenému základnímu nastavení.



Obr. 7/19. Číselník směrového setrvačnicku československé výroby  
LUN 1272

Na obr. 7/42 je číselník směrového setrvačnicku. Knoflíkem v pravém dolním rohu nastavujeme základní údaj podle magnetického kompasu.

## 7.2.6. KOMPASY

Nejpoužívanějším typem jsou u sportovních letadel kompasu magnetické, které využívají magnetického pole Země. Zemi si představujeme jako velký permanentní magnet se dvěma magnetickými póly.

Základní částí magnetického kompasu je magnetická strelka se svislou osou otáčení.

Budeme-li mít magnetickou strelku s vodorovnou osou otáčení a budeme-li s ní postupovat od magnetického rovníku k magnetickému pólu Země, bude se úhel její roviny s vodorovnou rovinou měnit od  $0^\circ$  do  $90^\circ$ . Tomuto úhlu říkáme *inklinace*. Pro Prahu, ležící přibližně na  $50^\circ$  severní zeměpisné šířky, je inklinace  $65^\circ$ !

Pro vyloučení vlivu inklinace na magnetku kompasu

(mající u leteckých kompasů, jak jsme si již řekli, svislou osu otáčení) je magnetka opatřena na „jižním“ konci (pro severní polokouli) závažíčkem. Toto závažíčko způsobí, že těžiště magnetky leží mimo její osu otáčení. Z tohoto důvodu ukazuje magnetický kompas správně jen v ustáleném horizontálním letu. Při letu v zatáčce a při neustálených režimech letu ukazuje vlivem závažíčka nesprávně.

Při nerovnoměrném (zrychlovaném nebo zpomalovaném) přímém letu se tedy bude magnetka natáčet — tento vliv je největší při letu východním nebo západním kursem.

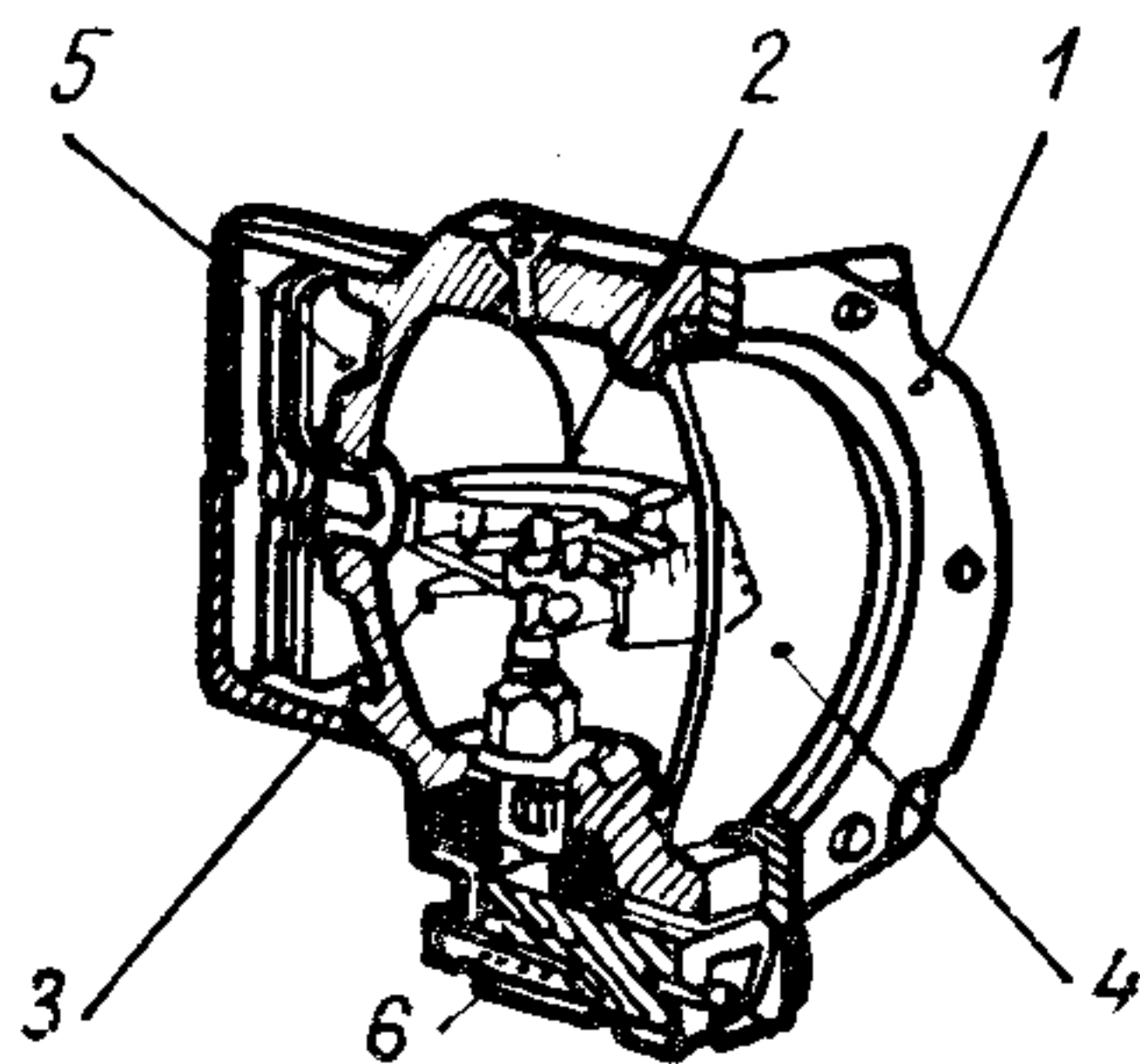
Při zatáčení bude působit vliv odstředivé síly na magnetku její přídavné natáčení — tento vliv je největší v zatáčce při kursu severním nebo jižním.

Zde platí pravidlo: jih se přetáčí, sever se nedotáčí.

Tyto uvedené velmi nepříznivé vlastnosti magnetického kompasu, které se samozřejmě za letu různými režimy kombinují, je třeba velmi dobře znát.

Zde platí, stejně jako u všech ostatních leteckých palubních přístrojů, že pro pilota je nejdůležitější znát všechny vlastnosti jednotlivých přístrojů, naučit se jednoznačně „číst“ údaje přístrojů a umět správně reagovat na jejich údaje (v případě magnetického kompasu naopak počítat s nesprávnými údaji přístroje v různých režimech letu).

Na obr. 7/20 je řez magnetickým kompasem. V pouzdru



Obr. 7/20. Řez magnetickým kompasem

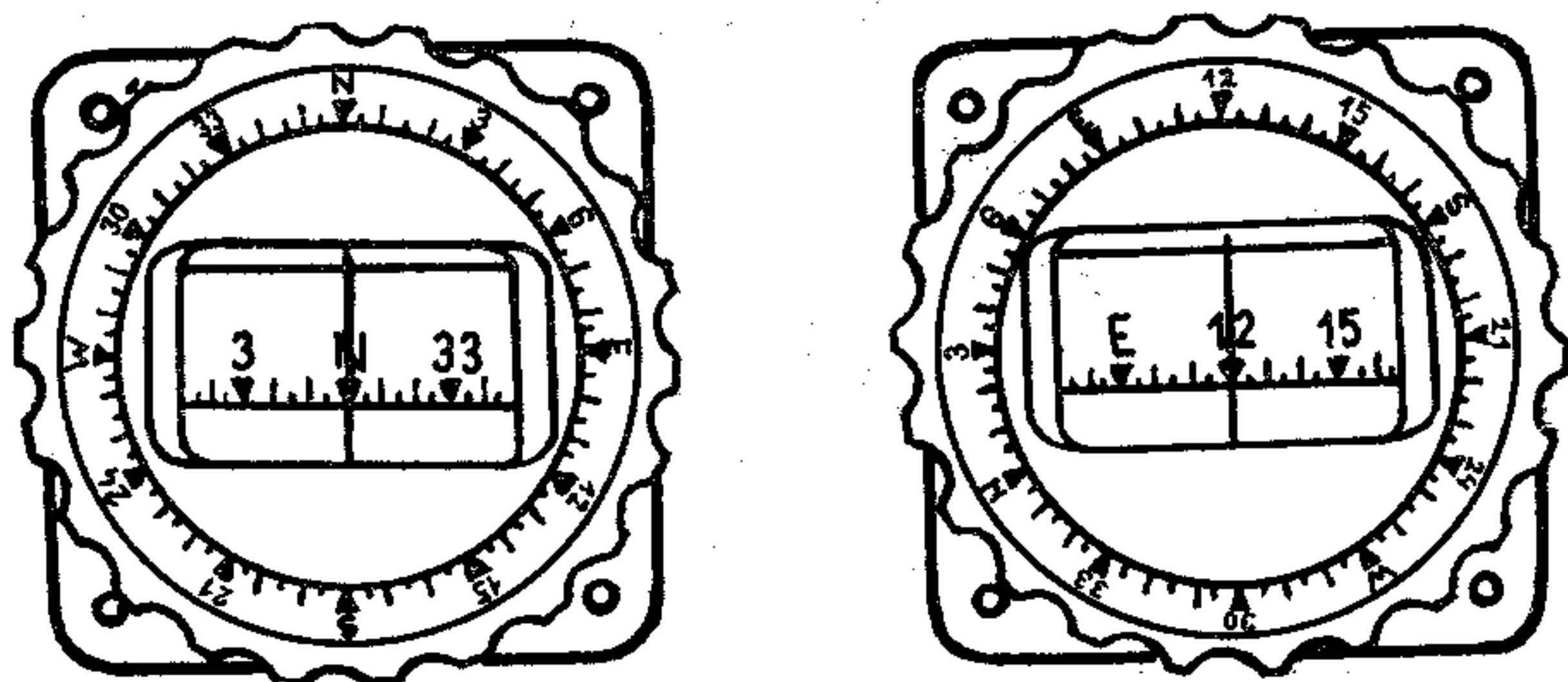
1 — pouzdro přístroje; 2 — hrot závěsu magnetky; 3 — nosič magnetek; 4 — kompasová růžice; 5 — vyrovnávací tlakoměrná krabice; 6 — krabička s kompenzačními jehlami



přístroje 1 vyplněném tlumicí kapalinou je na hrotu 2 nasazen nosič magnetek 3 a kompasová růžice 4. V zadní části pouzdra přístroje jsou tlakoměrné krabice 5, sloužící jako pružná přepážka pro vyrovnání změn objemu tlumicí kapaliny. Ve spodní části pouzdra přístroje je zařízení sloužící pro kompenzaci kompasu, tj. vyloučení nebo zmenšení deviace (odchylek v údajích kompasu vlivem magnetických a elektromagnetických polí v letadle) — viz navigace.

Stupnice magnetické růžice je rozdělena na  $360^\circ$ . Hlavní směry jsou označeny písmeny: N = sever, E = východ, S = jih, W = západ. Pro jednodušší a přehlednější čtení se vyznačené směry na kompasové růžici udávají číslem desetkrát menším (např.  $120^\circ$  jako 12,  $330^\circ$  jako 33 atd.). Na čelní desce přístroje je krycí sklo, kterým vidíme část kompasové růžice a proti rysce odečítáme hodnoty magnetické růžice, tj. kurs letadla.

Na obr. 7/21 je čelní deska magnetického kompasu. Na obrázku je zřejmý kroužek s dělením shodným s dělením kompasové růžice a sloužícím jako volič kursu. Můžeme si jeho natočením nastavit zvolený magnetický kurs, který potřebujeme při další části letu dodržovat. Letíme-li např. kursem  $120^\circ$  (tedy např. z Prahy do Brna), nastavíme si kroužek tak, aby byla nahoře hodnota 12 a pak za letu udržujeme na kompasové růžici stále shodnou hodnotu, aniž bychom si ji museli pamatovat. Tento případ nastavení je vidět na obr. 7/21 vpravo. Užití kompasu s kursovým kroužkem má ještě tu výhodu, že při letu opačným směrem nemusíme příslušný kurs počítat, ale odečteme jej přímo na spodní části kroužku — viz obr. 7/21.



Obr. 7/21. Čelní deska malého kompasu s pomocným kursovým kroužkem

Na obr. 7/43 je číselník kompasu s pomocným kursovým kroužkem pro montáž do otvoru v palubní desce letadla.

Na obr. 7/44 je malý kompas pro montáž nad palubní desku.

## 7.3. PŘÍSTROJE PRO KONTROLU CHODU MOTORU

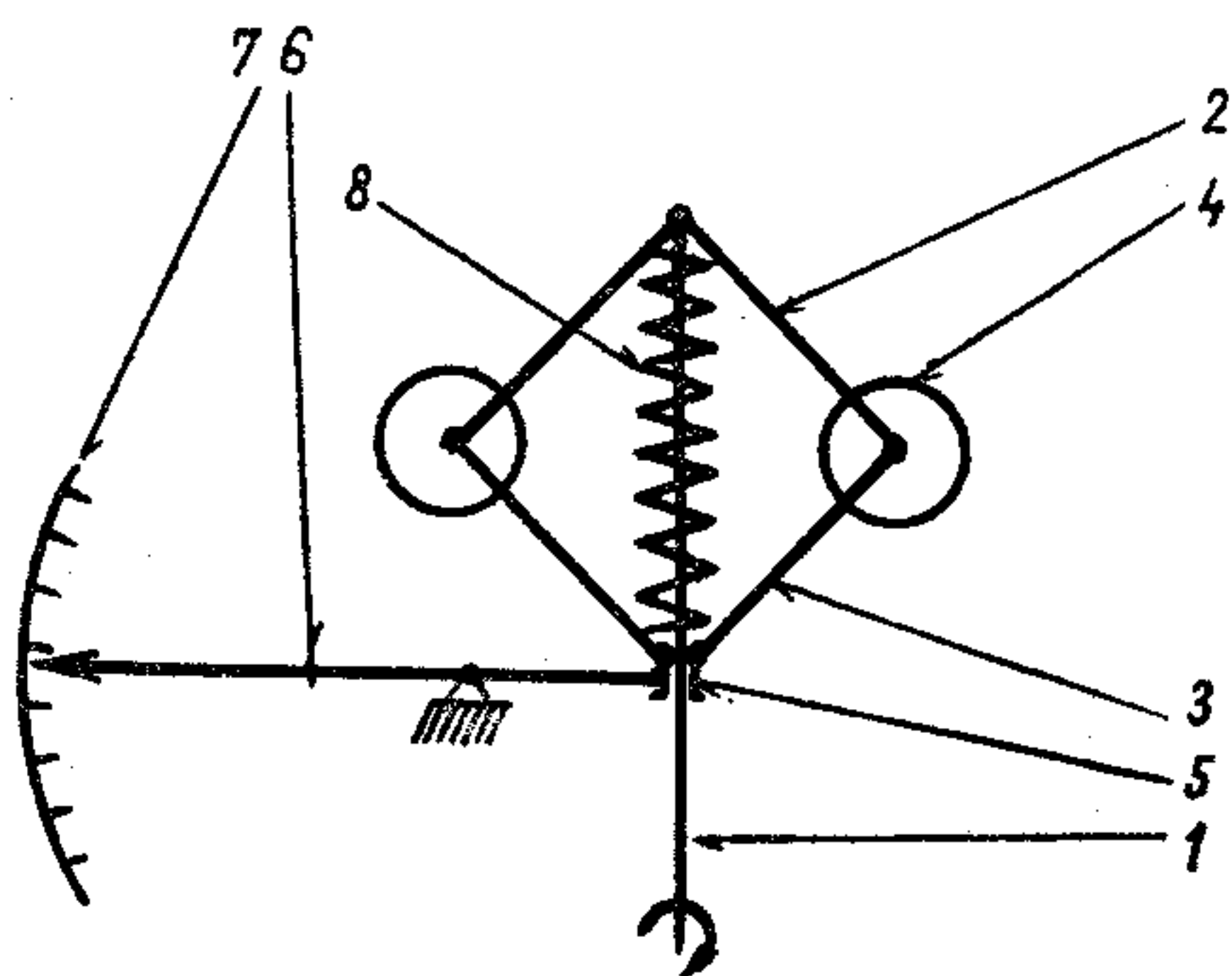
### 7.3.1. OTÁČKOMĚRY

Otáčkoměrem měříme otáčky klikového hřídele motoru, které jsou jednou z hlavních veličin charakterizujících chod motoru a umožňujících posuzovat správnou činnost a do jisté míry i výkon motoru.

Hřídel otáčkoměru se zpravidla pohání od vačkového hřídele motoru přes převod do pomala 1:2. Přístroj je však cejchován v otáčkách klikového hřídele motoru. U proudových motorů jsou otáčky redukovány převodem 1:4 přímo na motoru.

Otáčky leteckých motorů měříme v  $\text{ot} \cdot \text{min}^{-1}$  (ot/min). Základní typy otáčkoměrů jsou: odstředivé, magnetické a elektrické.

Schéma odstředivého otáčkoměru je na obr. 7/22.

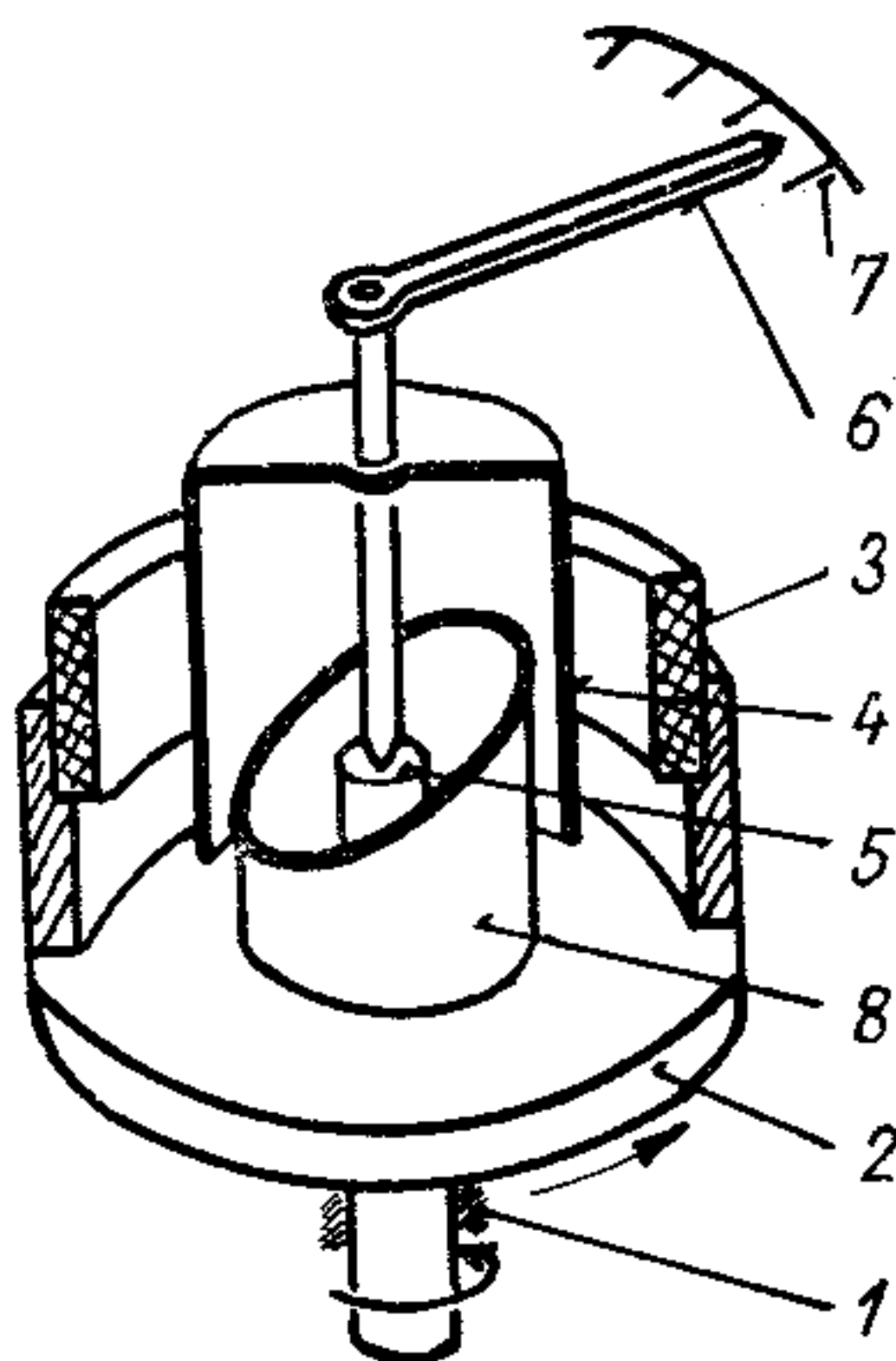


Obr. 7/22. Schéma odstředivého otáčkoměru

1 — hřídelík; 2 — výkyvná ramena; 3 — výkyvná ramena; 4 — závažíčka; 5 — objímka; 6 — ručička; 7 — stupnice; 8 — direktivní pružina

Na hřídelíku 1 poháněném od motoru jsou na výkyvných ramenech 2 a 3 uchycena závažíčka 4. Ramena 2 jsou na hřídelíku uložena kloubově, ramena 3 jsou na hřídelíku uložena v objímce 5. Objímka 5 se může po hřídelíku 1 posouvat. Pohyb objímky se přenáší na ručičku přístroje 6, ukazující na stupnici 7. Direktivní pružina tlačí na objímku 5. Za klidu jsou závažíčka 4 poblíž hřídelíku. V této poloze jsou závažíčka držena tím, že pružina 8 tlačí objímku 5 do spodní polohy. Ručička přístroje ukazuje nulu. Otáčí-li se hřídelík, vychýlí se závažíčka 4 působením odstředivé síly do určité polohy, kterou dovolí direktivní pružina 8. Ručička přístroje ukáže na stupnici 7 příslušné otáčky.

Schéma magnetického otáčkoměru je na obr. 7/23.



Obr. 7/23. Schéma magnetického otáčkoměru

1 — pouzdro přístroje; 2 — kotouč; 3 — permanentní magnet; 4 — válec z lehkého kovu; 5 — ložisko; 6 — ručička; 7 — stupnice; 8 — šikmo seříznutý válec

V ložiskách pouzdra přístroje 1 se otáčí kotouč 2, poháněný od motoru. Na kotouči 2 je uchycen permanentní magnet 3 ve tvaru rozříznutého prstence. Těsně u permanentního magnetu se pohybuje válec 4 se dnem, vyrobeným z lehkého kovu (hliníku). Válec 4 se otáčí volně kolem osy v ložisku 5 a je držen v základní poloze direktivní pružinou (v obrázku nezakreslenou). S válcem 4 je pevně spojena ručička přístroje 6 ukazující na stupnici 7. Soustředně s válcem 4 a permanentním magnetem 3 je na kotouči 2 uchycen šikmo seříznutý válec 8, sloužící pro



seřízení průběhu stupnice přístroje (změnou tvaru seřiznutí) při výrobě a cejchování přístroje.

Otáčeli se magnet 3 spojený s kotoučem 2, unáší vířivé proudy válce 4 a vychýlí jej ze základní polohy o takový úhel, jaký dovolí direktivní pružina ve směru otáčení permanentního magnetu. Válec 4 se tedy nebude otáčet, ale pouze se natočí a spolu s ním se natočí i ručička přístroje 6 na stupnici 7.

Hřídel otáčkoměru pohání ohebný hřídel od motoru.

Nevýhodou uvedených (klasických) typů otáčkoměrů je, že poháněcí hřídelka nemůže být příliš dlouhá. Proto se jich nemůže použít u větších letadel, kde jsou motory více vzdáleny od palubní desky. Tam se používá otáčkoměrů s dálkovým elektrickým přenosem údaje. Na motoru je uchycen vysílač otáček (generátorek, vysílač impulsů). Ten je kabelem spojen s ukazatelem na palubní desce. Stupnice tohoto ukazatele je cejchována přímo v  $\text{ot} \cdot \text{min}^{-1}$ .

Na obr. 7/45 je číselník jednoručičkového otáčkoměru. Číselně jsou označeny dílky stupnice po  $100 \text{ ot} \cdot \text{min}^{-1}$ .

Na obr. 7/46 je číselník dvouručičkového otáčkoměru. Číselně jsou označeny dílky stupnice po  $100 \text{ ot} \cdot \text{min}^{-1}$  pro velkou ručičku a po  $1000 \text{ ot} \cdot \text{min}^{-1}$  pro malou ručičku. Jeden oběh velké ručičky o  $360^\circ$  představuje tedy změnu otáček o  $1000 \text{ ot} \cdot \text{min}^{-1}$ .

U vícemotorových letounů se používá vícenásobných ukazatelů otáček.

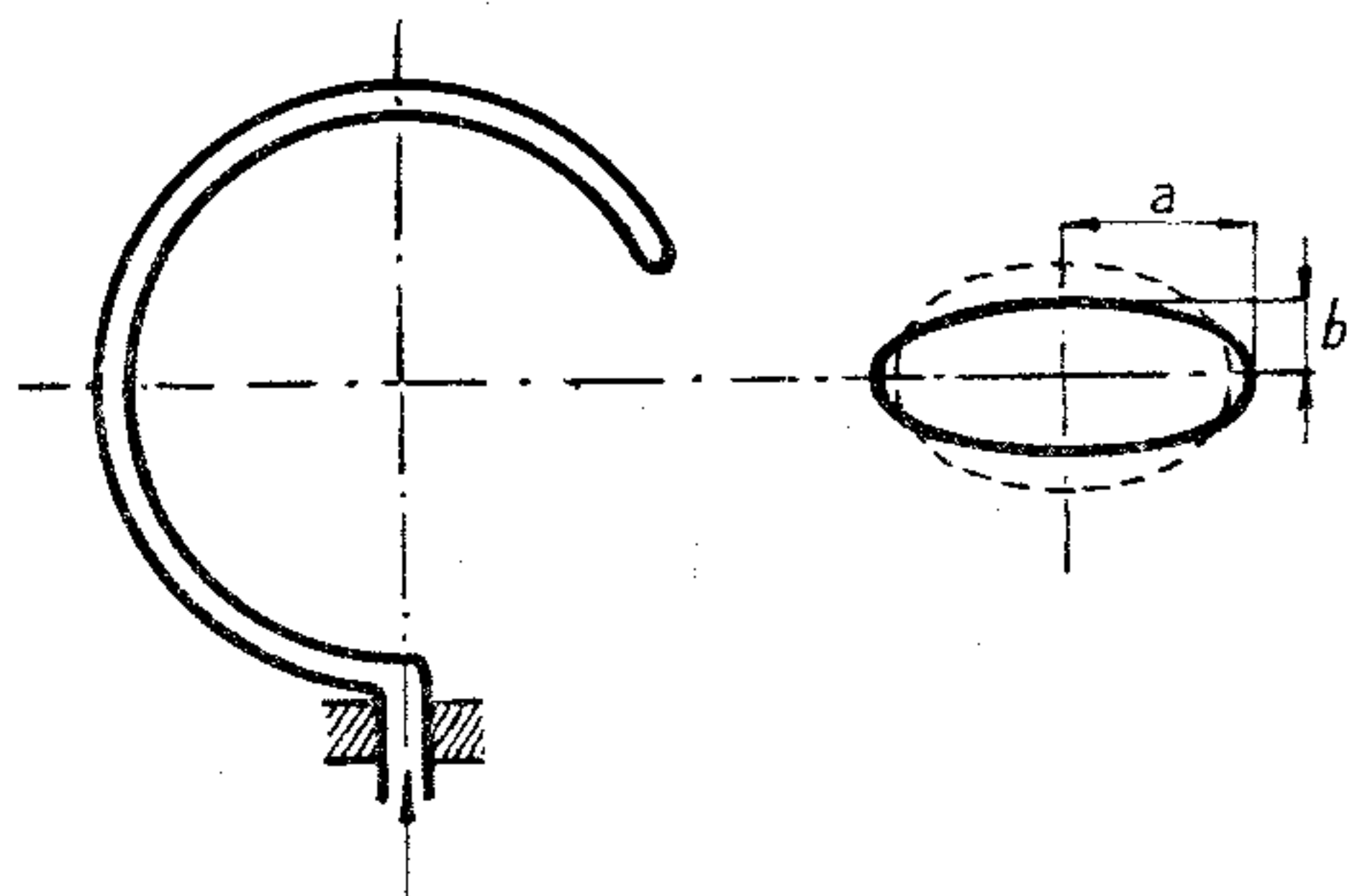
### 7.3.2. TLAKOMĚRY

Pro správnou činnost motoru je nezbytné dostatečné mazání všech jeho otočných částí. K tomu je nutná nejen dostatečná zásoba oleje, ale také jeho dostatečný tlak, aby bylo zajištěno, že mazací olej pronikne do všech mazacích míst. Proto je do olejové instalace motoru vždy zařazen tlakoměr oleje.

Základním prvkem tlakoměru je většinou Bourdonovo pero nebo tlakoměrná krabice.

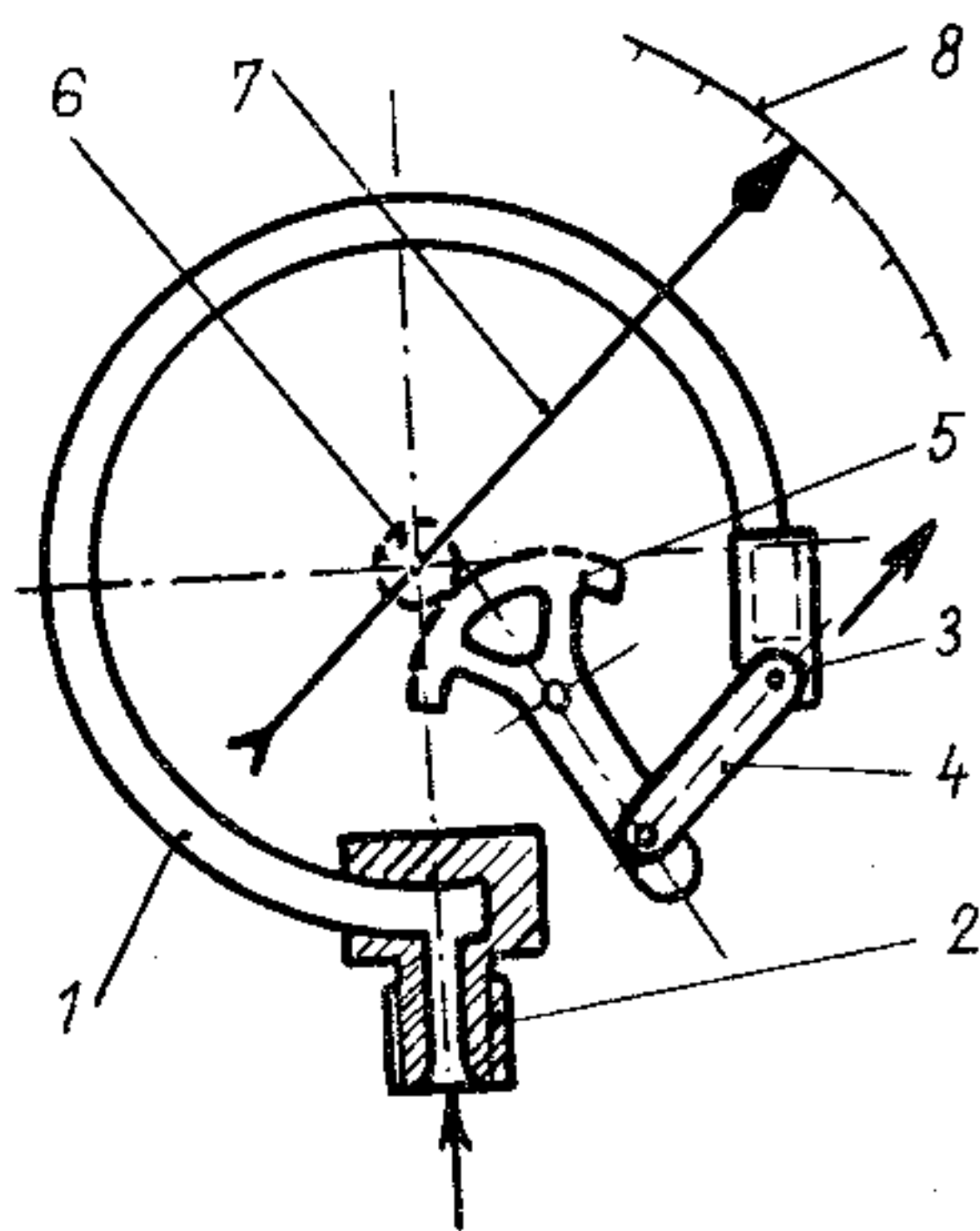
Bourdonovo pero tvoří zahnutá kovová trubice oválného průřezu. Spojíme-li vývod trubice s olejovým potrubím, zaplní se trubice olejem a budeme-li zvyšovat tlak v potrubí, bude se zároveň zvyšovat i tlak v trubici Bourdono-

va pera. Při zvyšování tlaku se bude oválný průřez trubice měnit na více kruhový, jak je čárkovaně nakresleno v obr. 7/24 vpravo (rozměr  $a$  se bude zmenšovat, rozměr  $b$  se bude zvětšovat). To má za následek, že se trubice začne napřimovat. Pohyb volného konce trubice — Bourdonova pera — se při změnách tlaku přenáší na ručičku.



Obr. 7/24. Bourdonovo pero

Schéma tlakoměru s Bourdonovým perem je na obr. 7/25. Do Bourdonova pera 1 se přivádí přívodem 2 tlak. Při zvyšování tlaku se trubice napřimuje, jak jsme si již uvedli. Volný konec pera, označený 3, se tedy pohybuje



Obr. 7/25. Schéma tlakoměru s Bourdonovým perem

1 — trubice Bourdonova pera; 2 — přívod tlaku; 3 — volný konec pera; 4 — táhlo; 5 — hrabice; 6 — pastorek ručičky; 7 — ručička; 8 — stupnice

ve směru šipky. Tím se pohybuje táhlo 4, jež přes hrabici 5 pohání pastorek ručičky 6 a tím i ručičku 7 ukazující na stupnici 8. Stupnice přístroje je cejchována přímo v jednotkách tlaku.

Pro činnost leteckého motoru je nezbytná dostatečná zásoba paliva a také tlak, pod kterým je palivo dodáváno do motoru. Proto jsou letadla většinou vybavena tlakoměrem paliva. Princip tohoto přístroje je obdobný s tlakoměrem oleje, měrným prvkem je většinou tlakoměrná krabice.

Dalším velmi důležitým přístrojem je tlakoměr plnicího tlaku — tlaku v sacím potrubí („boost“), dávající informaci o výkonu motoru, což je důležité u motorů se stavitelnou vrtulí (pro jednotlivé režimy letu jsou předepsány plnicí tlaky a otáčky vrtule).

V současné době se stále častěji používají snímače tlaku umístěné přímo na motoru a ukazatele s dálkovým elektrickým přenosem mezi snímačem a ukazatelem.

Na obr. 7/48 je číselník trojnásobného ukazatele, kde vpravo dole je ukazatel tlaku oleje, vlevo dole ukazatel tlaku paliva a nahoře ukazatel teploty oleje (viz dále).

Na obr. 7/49 je kombinovaný ukazatel tlaku oleje (vpravo) a tlaku paliva (vlevo).

### 7.3.3. TEPLoměRY

Víme již, že pro správnou činnost leteckého motoru je nezbytné dostatečné mazání všech jeho pohyblivých částí. Nestačí však jen dostatečná zásoba a tlak oleje, ale je nutné, aby teplota mazacího oleje byla udržována v určitých mezích, ve kterých je mazací schopnost oleje optimální.

Proto je do olejové instalace motoru vždy zařazen teploměr oleje. Tímto přístrojem měříme teplotu oleje vystupujícího z motoru nebo u některých motorů teplotu oleje vstupujícího do motoru.

Dalším důležitým přístrojem u moderních motorů je teploměr hlav válců.

Nejpoužívanějšími typy teploměrů jsou:

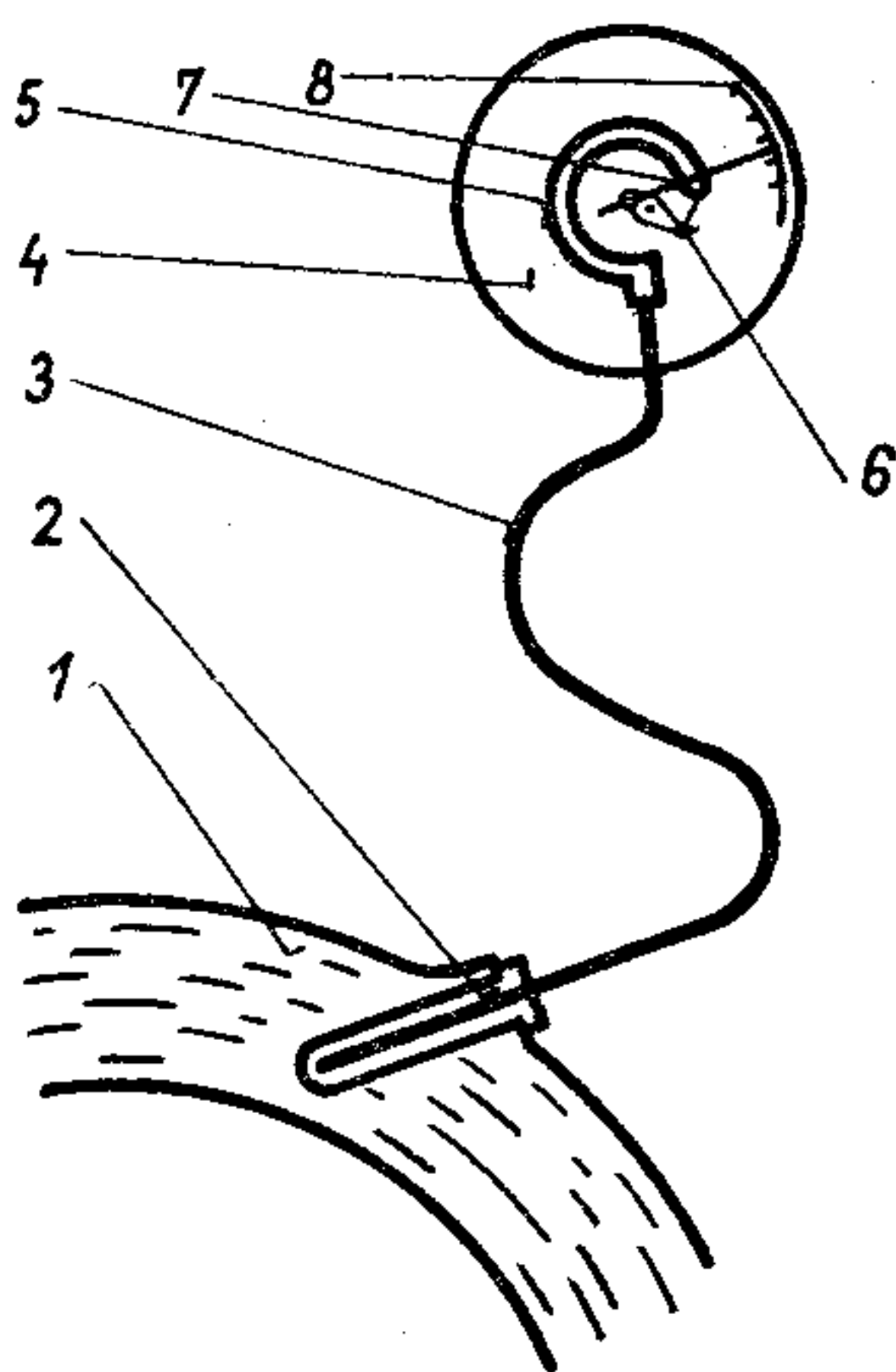


teploměry plněné kapalinou, plněné kapalinou a jejími parami, plněné plynem, elektrické — odporové, termo-elektrické, termočláňkové, teploměry lihové.

Pro měření teploty oleje motoru se používá buď teploměry plněných kapalinou, plněných kapalinou a jejími parami nebo odporových elektrických teploměry.

Pro měření teploty hlav válců se používá termočláňkových teploměry.

Na obr. 7/26 je schéma teploměru plněného kapalinou. Do olejového potrubí 1 je zasazena sonda 2. Sondou spojuje trubička 3 s ukazatelem na palubní desce 4. Základní částí ukazatele je Bourdonovo pero 5, jehož volný konec je spojen převodem 6 s ručičkou 7, ukazující na stupnici 8. Stupnice je cejchována přímo ve °C. Sonda teploměru 2, potrubí 3 i Bourdonovo pero 5 jsou zcela vyplněny kapalinou, která mění při změnách teploty značně svůj objem — tedy i tlak.



Obr. 7/26. Schéma teploměru plněného kapalinou

1 — olejové potrubí motoru; 2 — sonda teploměru; 3 — spojovací trubička; 4 — ukazatel na palubní desce; 5 — Bourdonovo pero; 6 — převod; 7 — ručička; 8 — stupnice

Nevýhodou těchto typů teploměry je okolnost, že vzdálenost sondy od ukazatele je omezena. Proto se stále častěji používá elektrických teploměry s dálkovým přenosem údaje. U odporových elektrických teploměry se využívá změny elektrického odporu odporového těliska

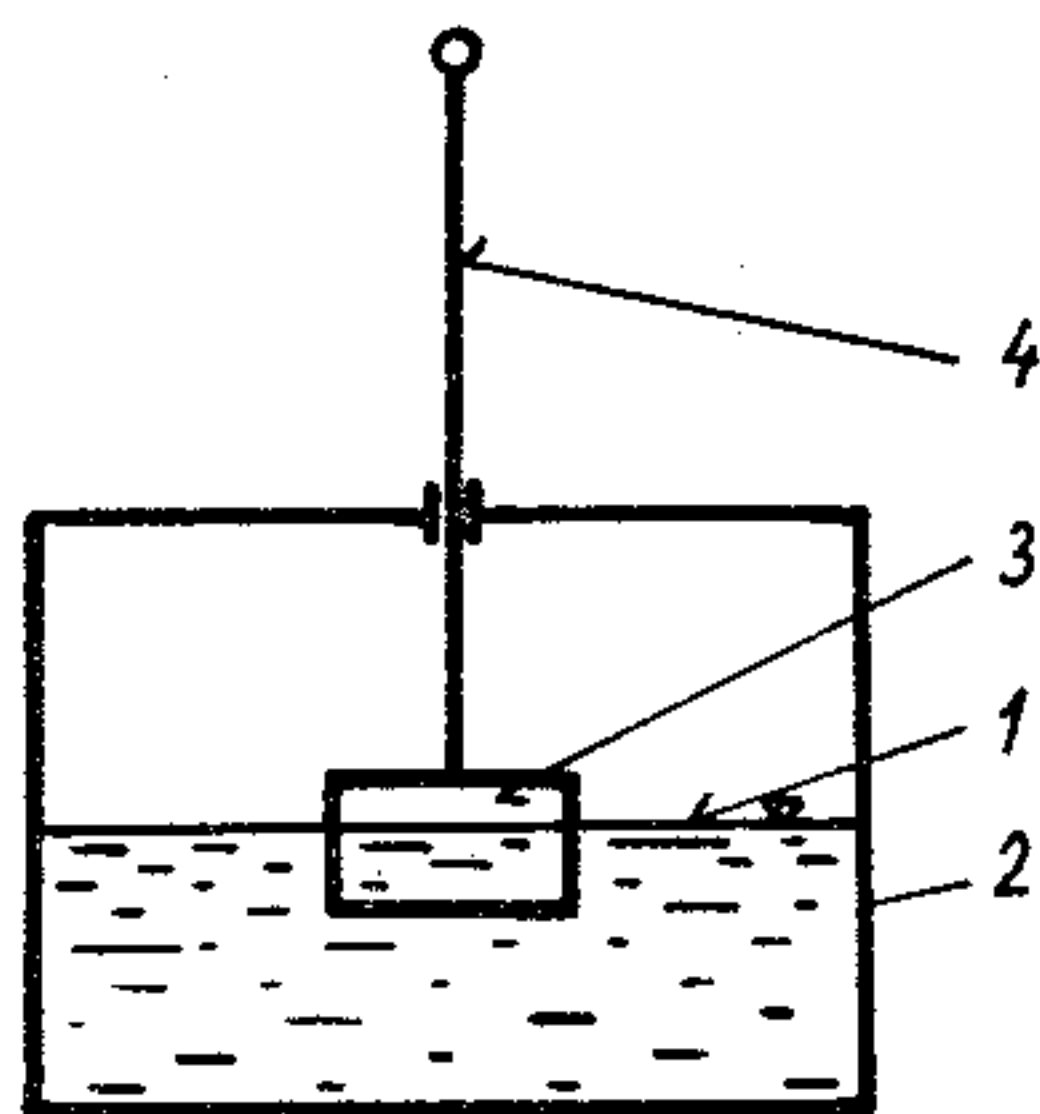
(většinou platinového), umístěného v olejovém potrubí, se změnou teploty. Změny odporu jsou měřeny ukazatelem na palubní desce se stupnicí cejchovanou přímo v jednotkách teploty °C.

Důležitým přístrojem je teploměr hlav válců motoru (např. u letadel Z-43, L-200 atd.), který slouží pro sledování teploty hlav válců, aby nedošlo k překročení dovolených mezí teploty.

#### 7.3.4. PALIVOMĚRY

Palivoměry měříme množství paliva v nádrži. Základní částí je většinou plovák, umístěný v palivové nádrži. Poloha plováku je mechanicky nebo elektricky přenášena na ukazatel na palubní desce, případně na křídle.

Nejjednodušším typem palivoměru je typ uvedený na obr. 7/27. Na hladině paliva 1 v nádrži 2 plove plovák 3, ze kterého je otvorem v horní části nádrže vyvedena tyčinka 4. Podle délky vyčnívající tyčinky usuzujeme na množství paliva v nádrži.



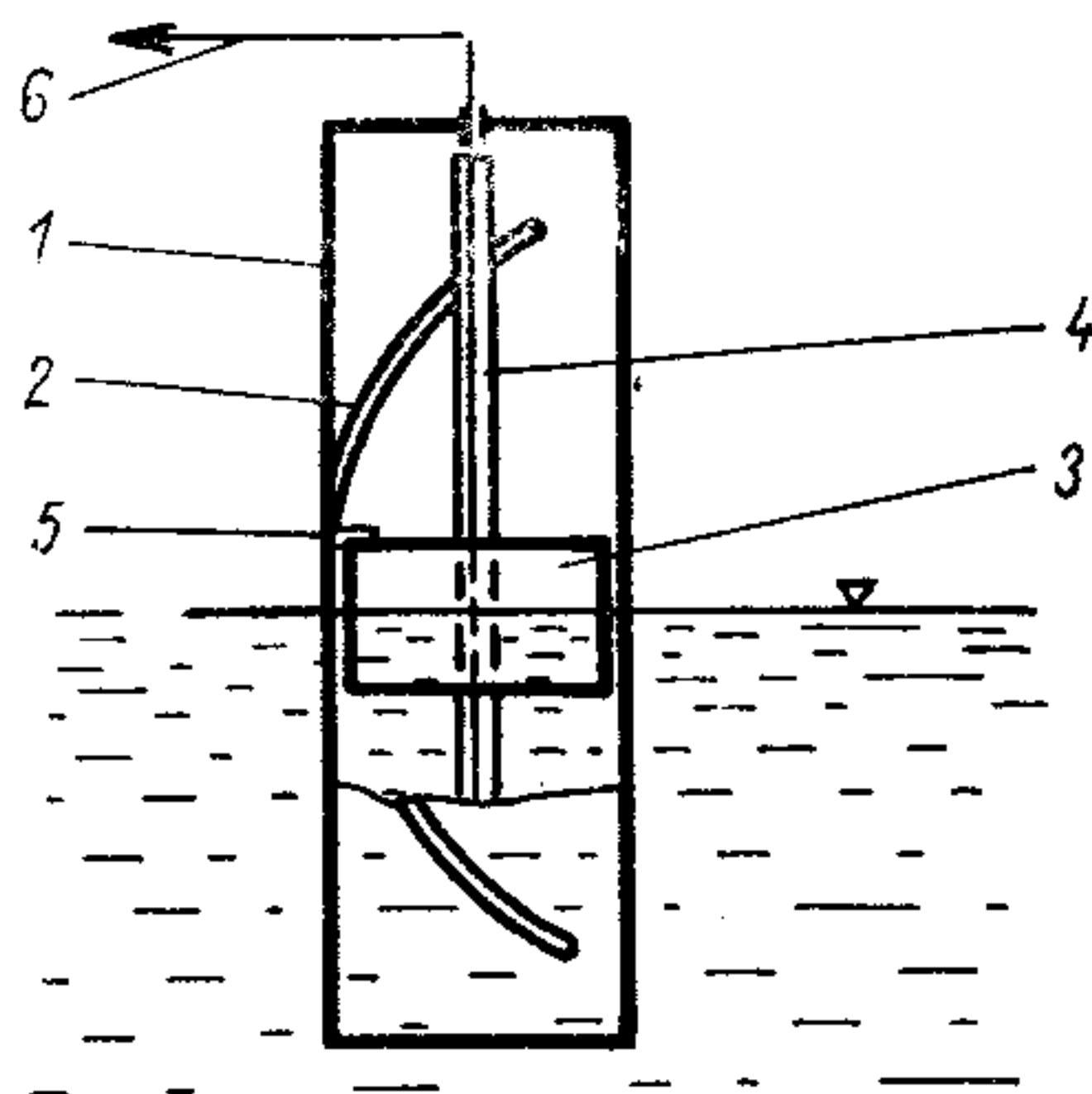
Obr. 7/27. Jednoduchý plovákový palivoměr

1 — hladina paliva v nádrži; 2 — nádrž; 3 — plovák; 4 — tyčinka

Plovák může však být umístěn na ramenu, jehož sklon (polohu) převádíme buď mechanicky nebo elektricky na ukazatel.

Dalším typem je palivoměr se šroubovým pohybem plováku, který je schematicky znázorněn na obr. 7/28. Do palivové nádrže je zasazen válec 1, který má po obvodu šroubovitý výřez 2. Plovák 3 je veden po čtyřhranné tyčce 4, otáčející se v ložiskách válce 1. V plováku 3 je

zasazen kolík 5, který se pohybuje při pohybu plováku ve šroubovitém výřezu pláště. Při stoupnutí nebo klesnutí hladiny paliva v nádrži stoupne nebo klesne i plovák 3.



Obr. 7/28. Plovákový palivoměr se šroubovitým pohybem plováku  
1 — válec; 2 — šroubovitý výřez; 3 — plovák; 4 — čtyřhranná tyčinka, která vede plovák; 5 — kolík plováku; 6 — ručička

Vlivem pohybu kolíku 5 ve šroubovitém výřezu pláště 1 se plovák natáčí a současně se natáčí i vodící tyčka 4. Na této tyčce je nahoře nasazena ručka, ukazující na stupnici. Pohyb ručky může být také elektricky dálkově přenesen na ukazatel na palubní desce.

## 7.4. PŘÍSTROJE PRO KONTROLU LETADLOVÝCH SYSTÉMŮ

### 7.4.1. KONTROLA PODVOZKU

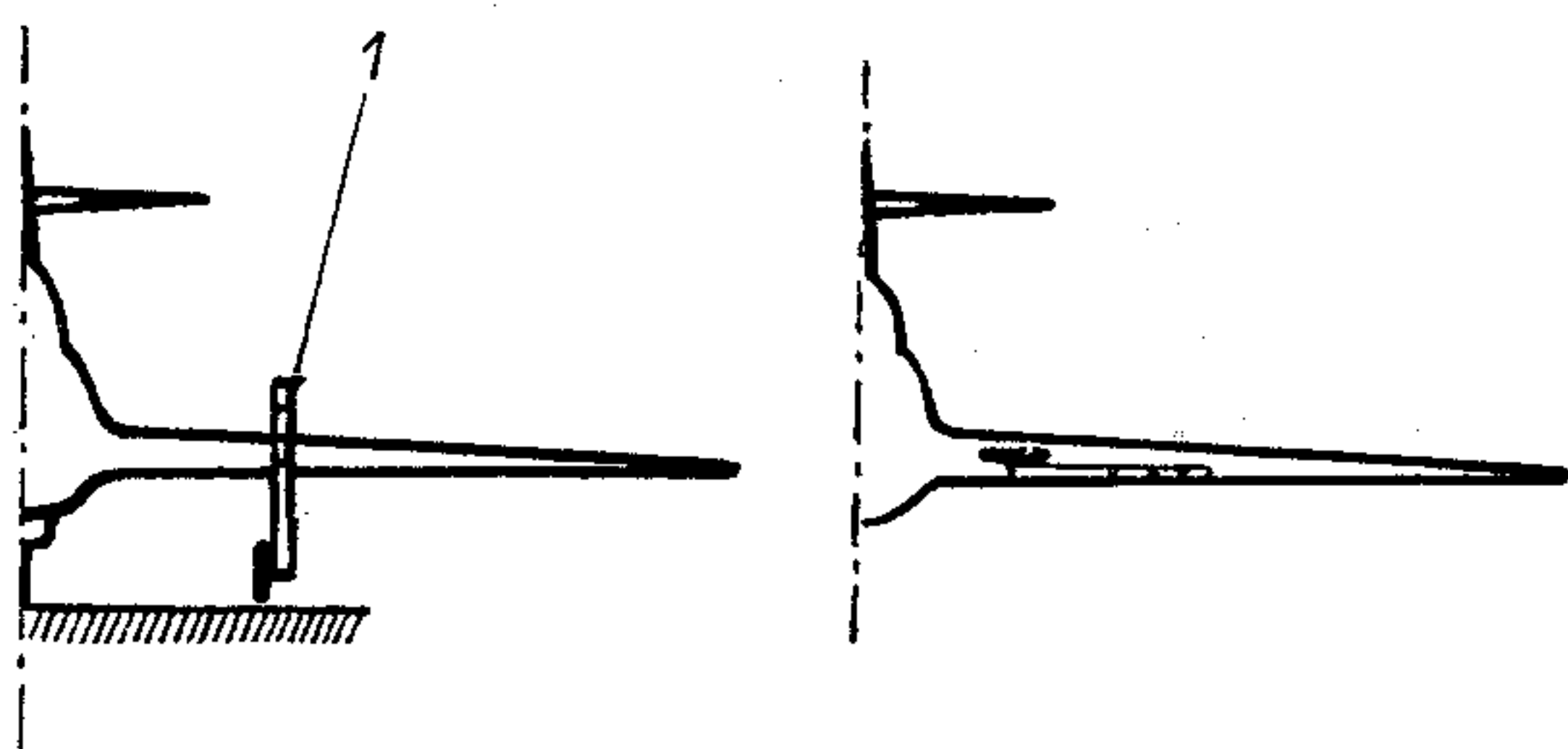
Nejjednodušším mechanickým polohoznakem je tyčkový ukazatel polohy podvozku. Jeho funkci znázorňuje obr. 7/29.

Je-li podvozek vysunut, vyčnívá červenobílá tyčka z křídla (trupu), je-li zasunut, je tato tyčka ukryta v křídle (případně v přední části trupu, jde-li o ukazatel polohy předového kola).

Z tohoto základního principu vycházejí konstrukce všech polohoznaků — přístrojů pro kontrolu polohy pod-



vozku. Ukazatel je většinou kombinován s koncovým vypínačem, který spíná kontrolní žárovky na palubní desce (zelené) v případě, že je podvozek, jeho jednotlivé části — hlavní kola, případně příďové kolo nejen vysunuto, ale



Obr. 7/29. Tyčkový ukazatel polohy podvozku  
1 — červenobílá tyčinka

v této poloze zajištěno. Ukazatel polohy podvozku na palubní desce sestává ze sady zelených a červených kontrolních žárovek. Při vysunutém (zajištěném) podvozku svítí zelené žárovky, při zasunutém podvozku červené žárovky. Ukazatel je opatřen tlačítkem, po jehož stisknutí se rozsvítí všechny žárovky současně. To umožňuje kontrolu vadné žárovky.

#### 7.4.2. KONTROLA VZTLAKOVÝCH KLAPEK

Přístroje pro kontrolu polohy vztlakových klapek jsou obdobného principu jako přístroje pro kontrolu polohy podvozku. Nejčastěji používaným typem je přístroj s dálkovým elektrickým přenosem údaje. Na náhonu vztlakových klapek je umístěn snímač (nejčastěji potenciometr), napájený z palubní sítě letadla. Změna polohy běžce, spojeného mechanicky s náhonem vztlakových klapek, je indikována ukazatelem na palubní desce.

Čelní deska ukazatele polohy vztlakových klapek je na obr. 7/30.

Obdobnou funkci mají i ukazatele pro kontrolu polohy dalších pohyblivých částí letadla.

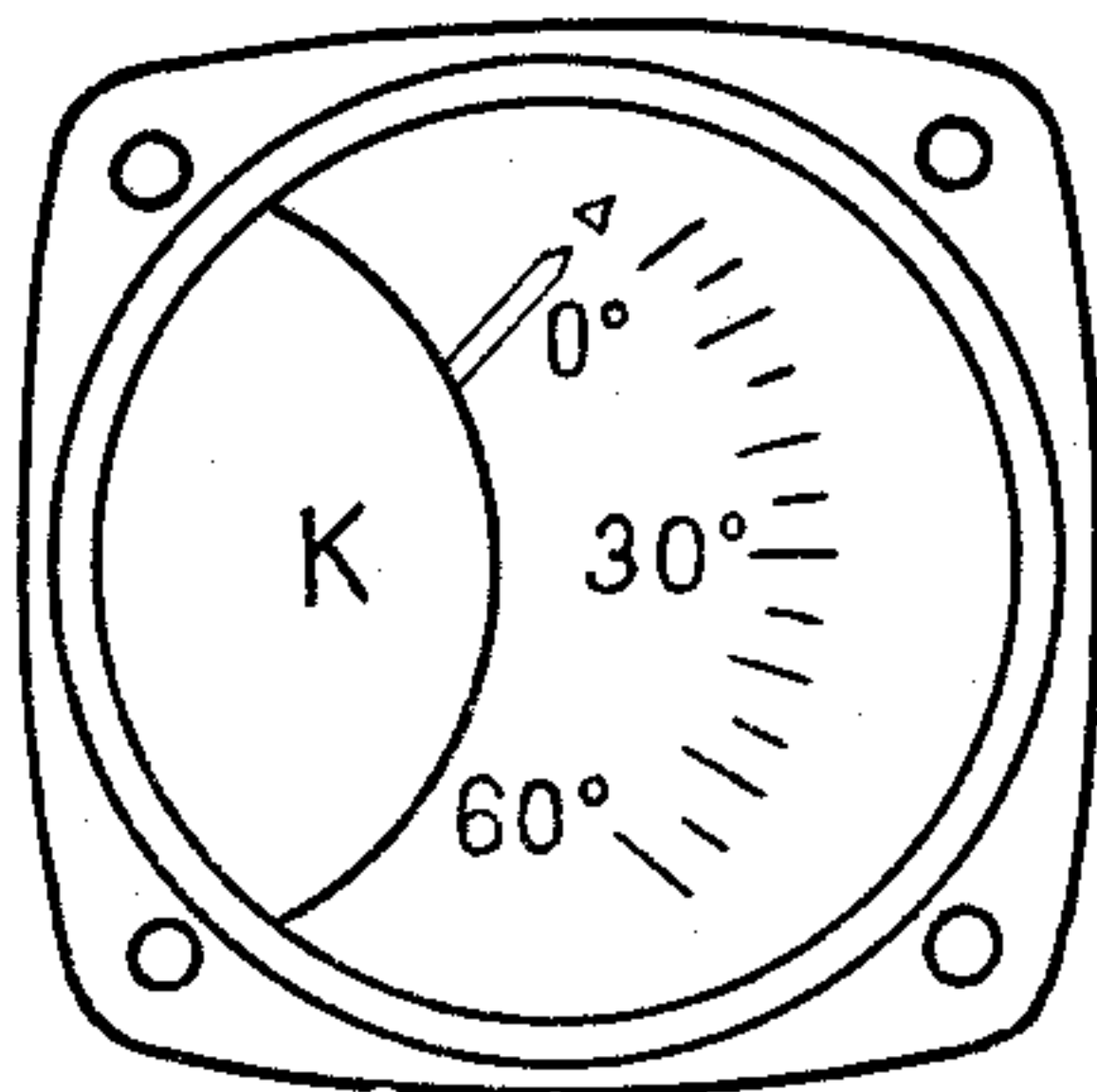
### 7.4.3. KONTROLA ELEKTROINSTALACE

Na letadlech československé výroby je používán jednovodičový systém s ukostřeným záporným pólem.

Jmenovité napětí je stejnosměrných 27 V.

Na palubní desce je kontrolní voltampérmetr s dvojitou stupnicí. Ručička přístroje ukazuje průběžně celkový proud (v ampérech), po stisknutí tlačítka ukazuje celkové napětí (ve voltech).

Číselník tohoto přístroje je na obr. 7/30.



Obr. 7/30. Číselník ukazatele polohy vztlakových klapek s dálkovým přenosem údaje

Pro správnou činnost všech elektrických systémů a spotřebičů na palubě letadla je nezbytné, aby napětí sítě bylo v rozmezí tolerancí udaných v dokumentaci letadla — všeobecně v rozsahu  $27\text{ V} \pm 10\%$ , tedy mezi 24 V a 30 V.

Rovněž je třeba kontrolovat (i během letu) celkový proud, který charakterizuje stav elektrického systému.

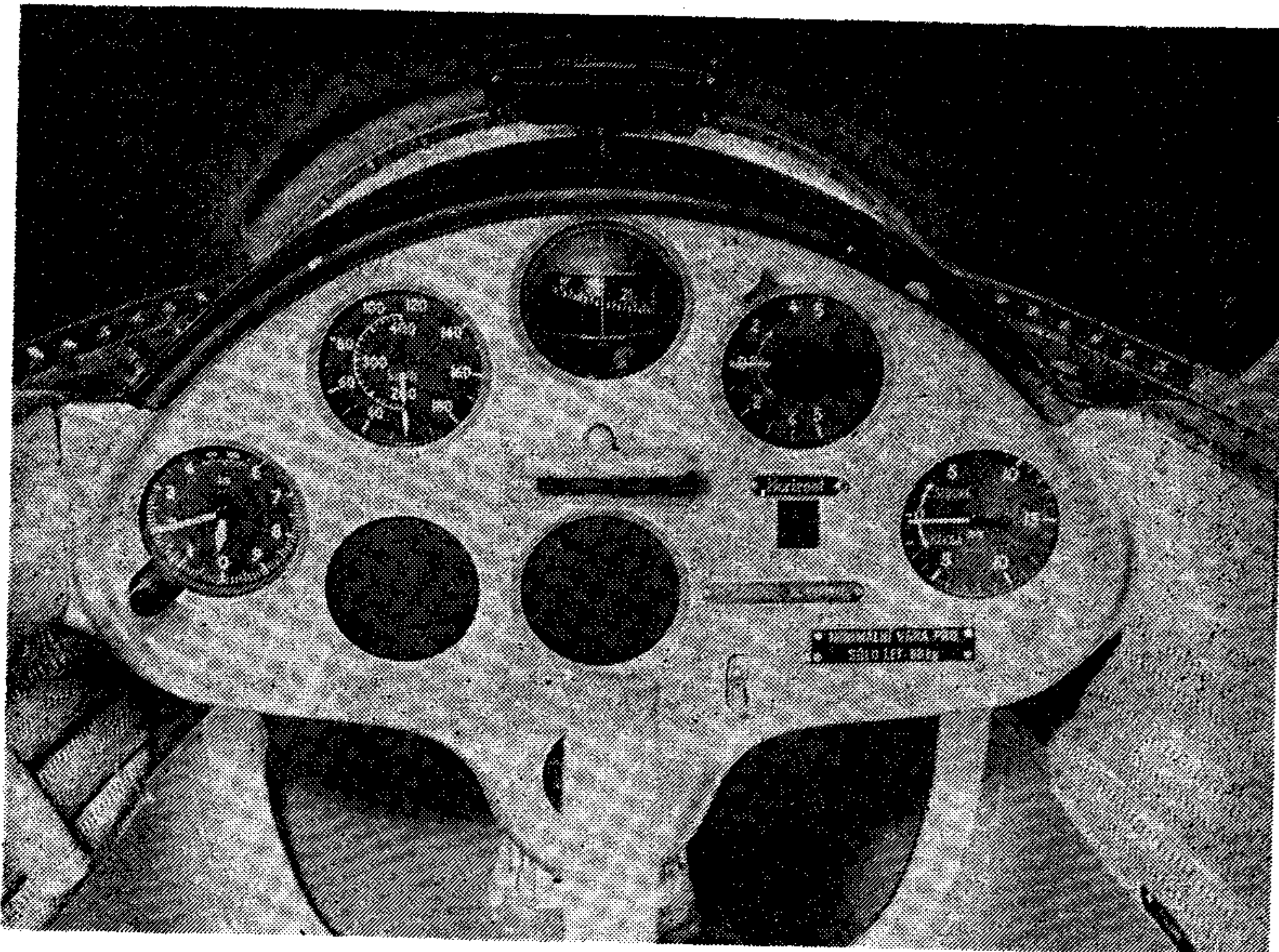
Kontrola stavu elektrického systému patří mezi důležité kontroly, protože závady tohoto systému mohou značně ohrozit průběh letu.

Pokud je motor (motory) spouštěn elektrickým spouštěčem, je třeba pečlivě kontrolovat stav akumulátoru.

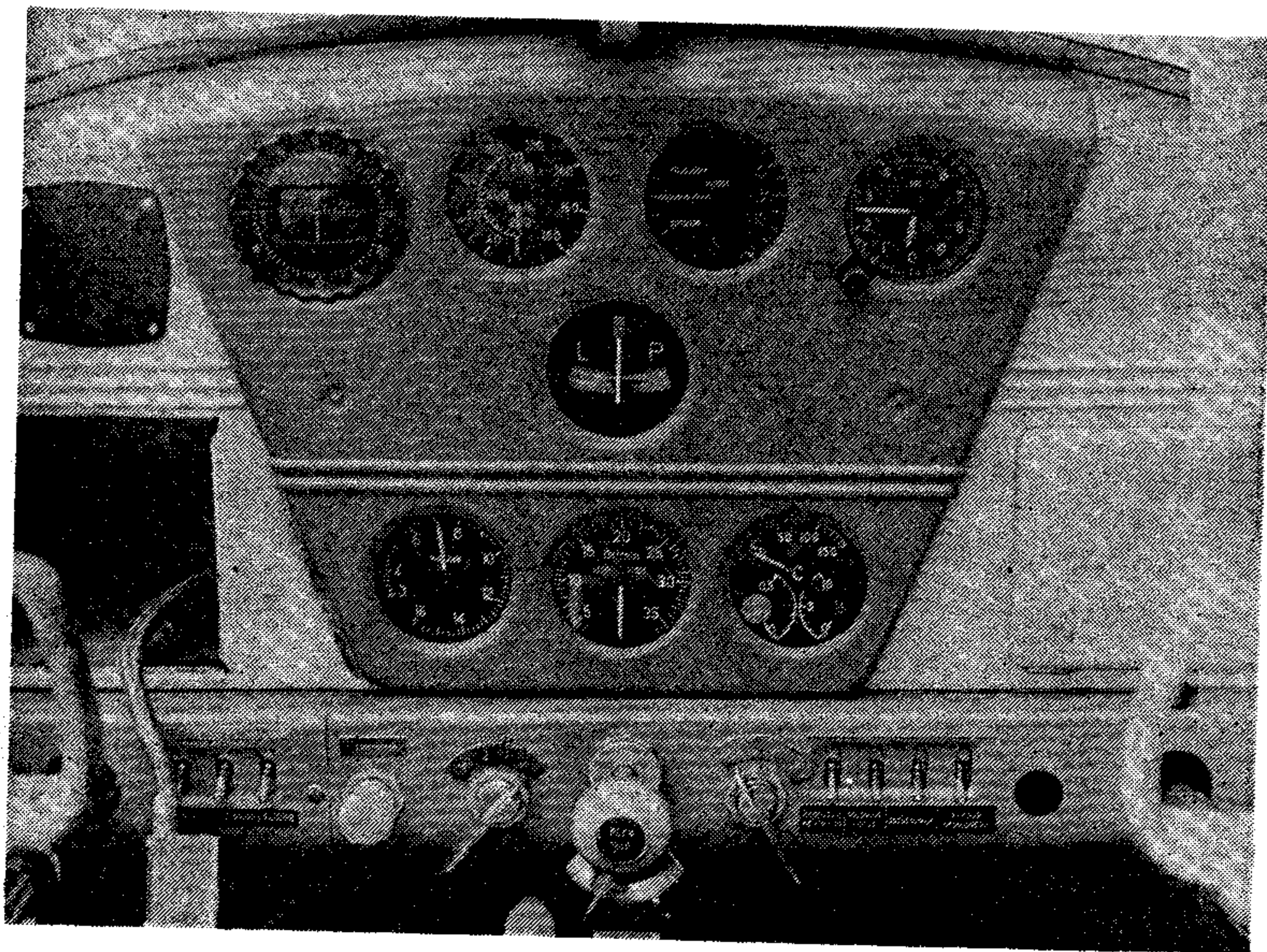
Kontrolu — údržbu elektrických systémů letadla musí dělat vždy jen specialista. Na pilotovi však zůstává sledování a včasné zjištění (určení) závady.

Palubní deska je pro lety za špatné viditelnosti nebo v noci osvětlena. Osvětluje se buď celá palubní deska (žárovka nebo speciální výbojka) nebo jednotlivé přístroje.



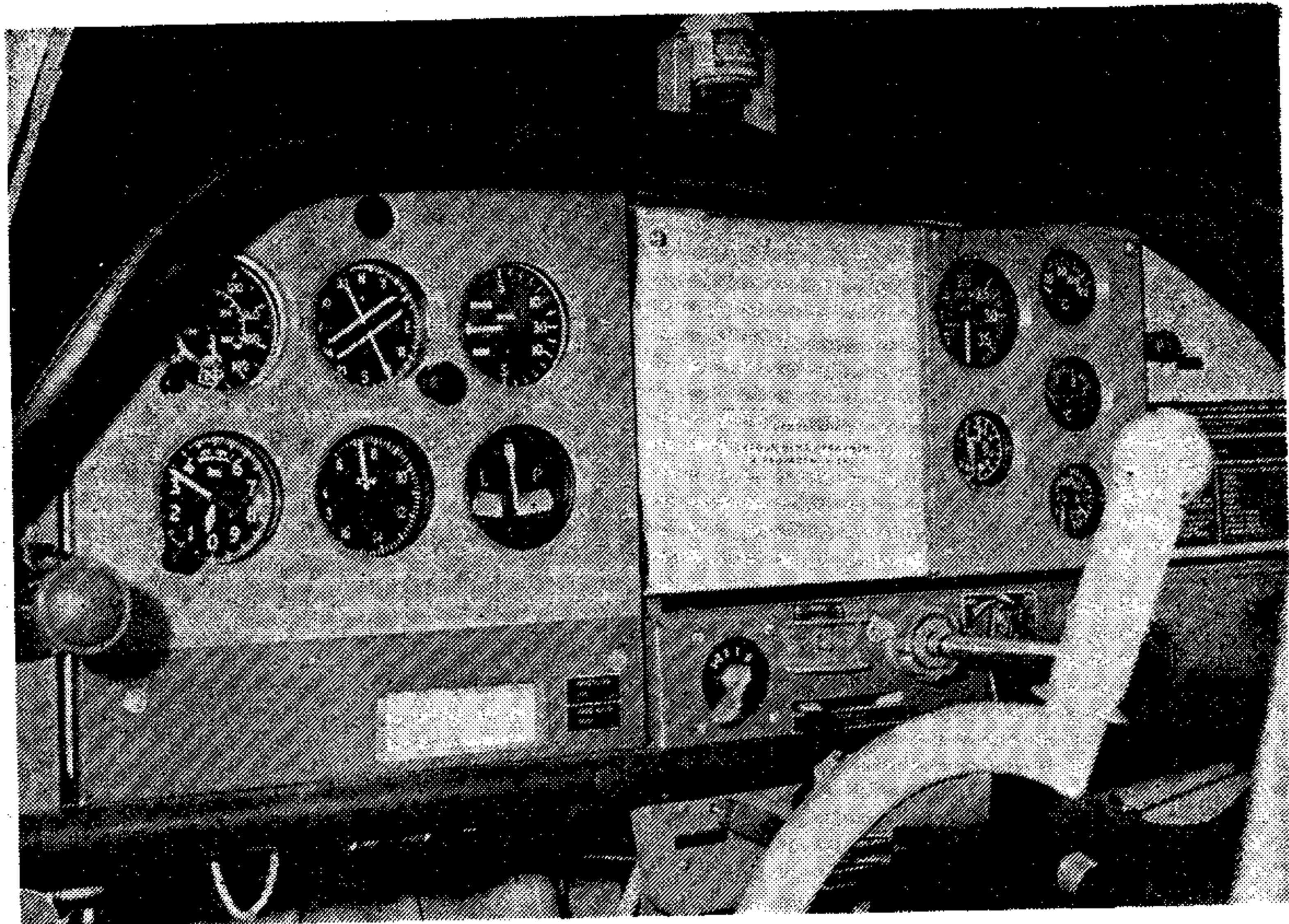


Obr. 7/31. Palubní deska větroně L-13 „Blaník“

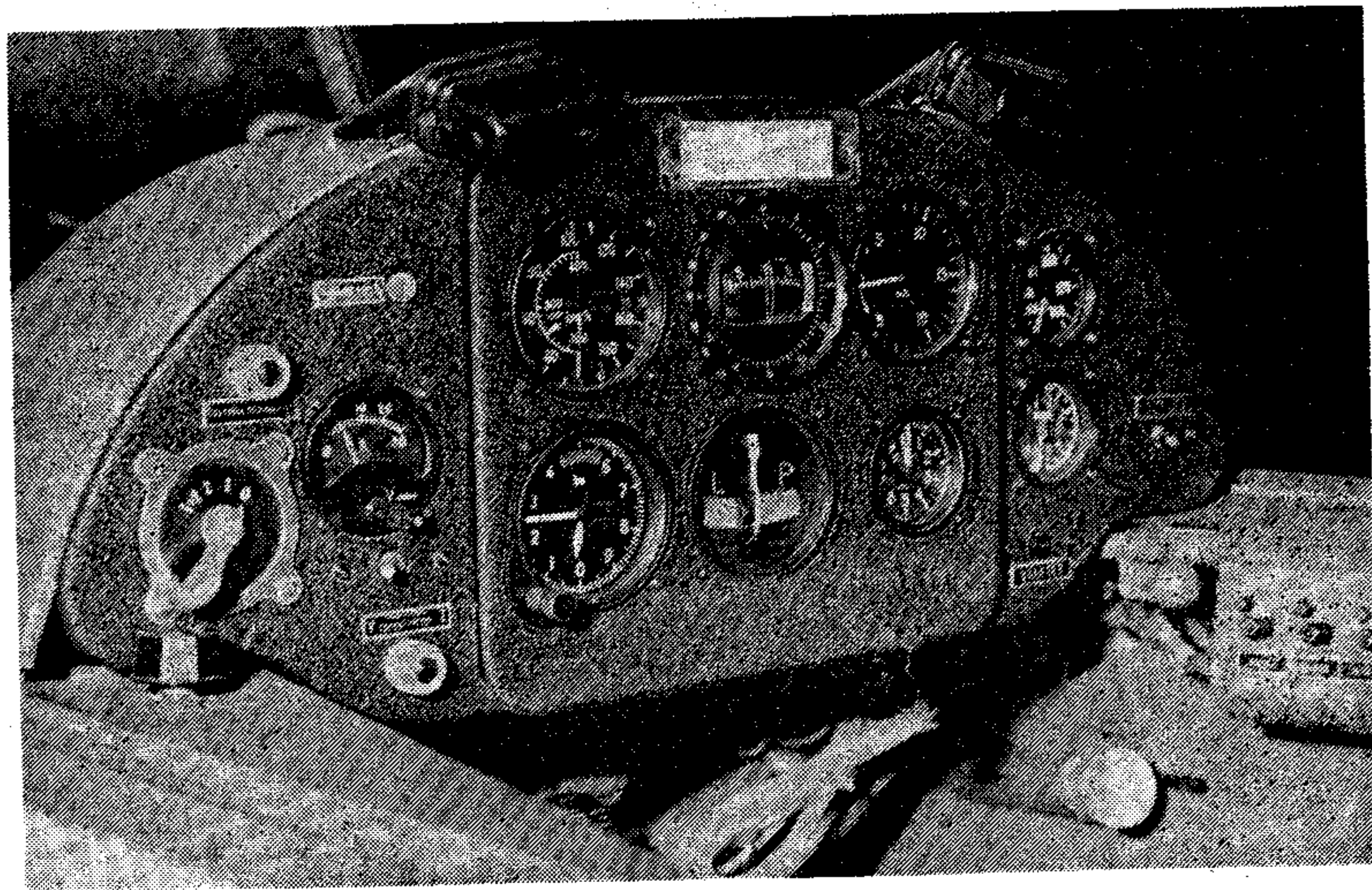


Obr. 7/32. Palubní deska L-40 „Meta Sokol“



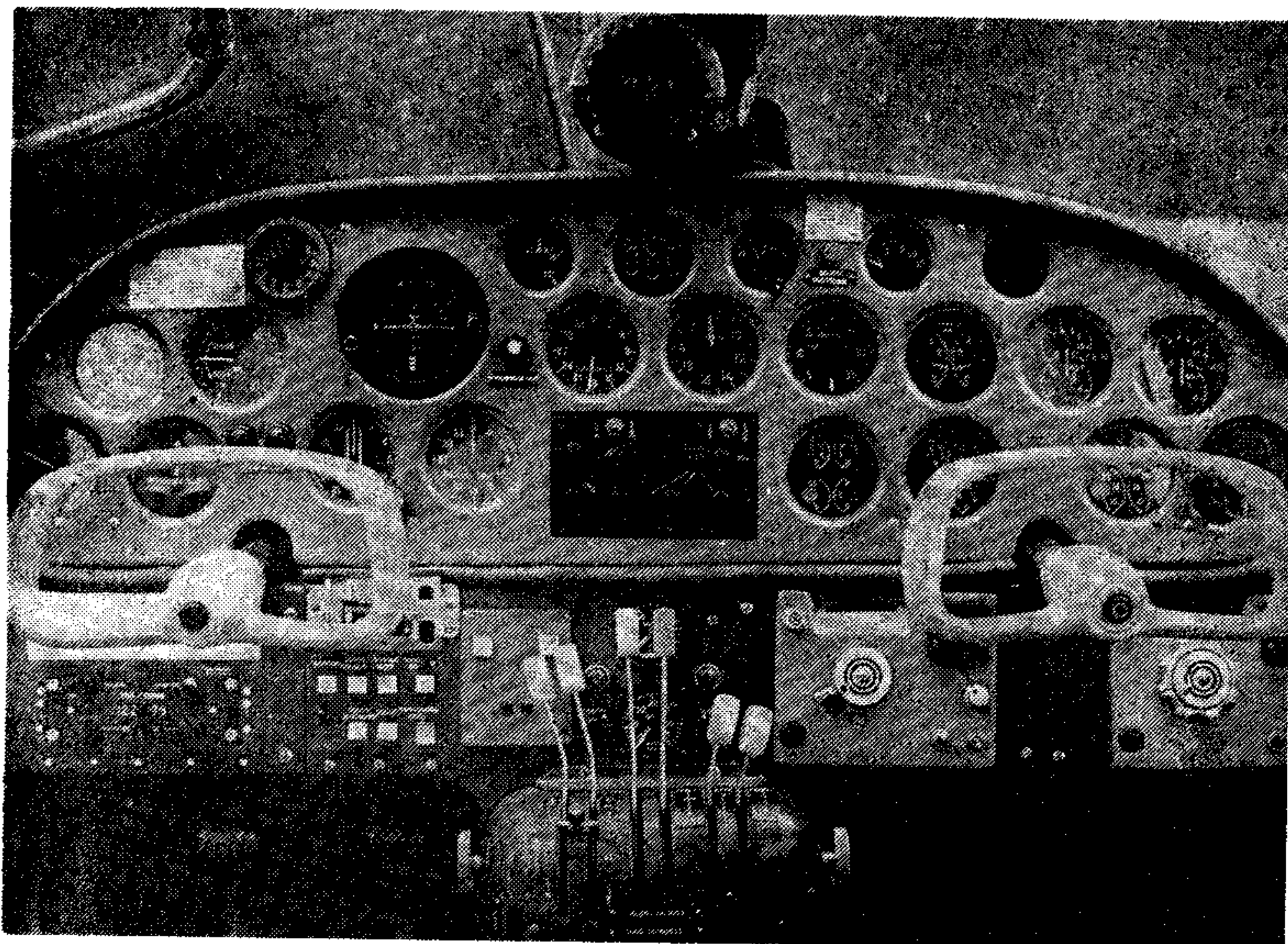


Obr. 7/33. Palubní deska Z-42

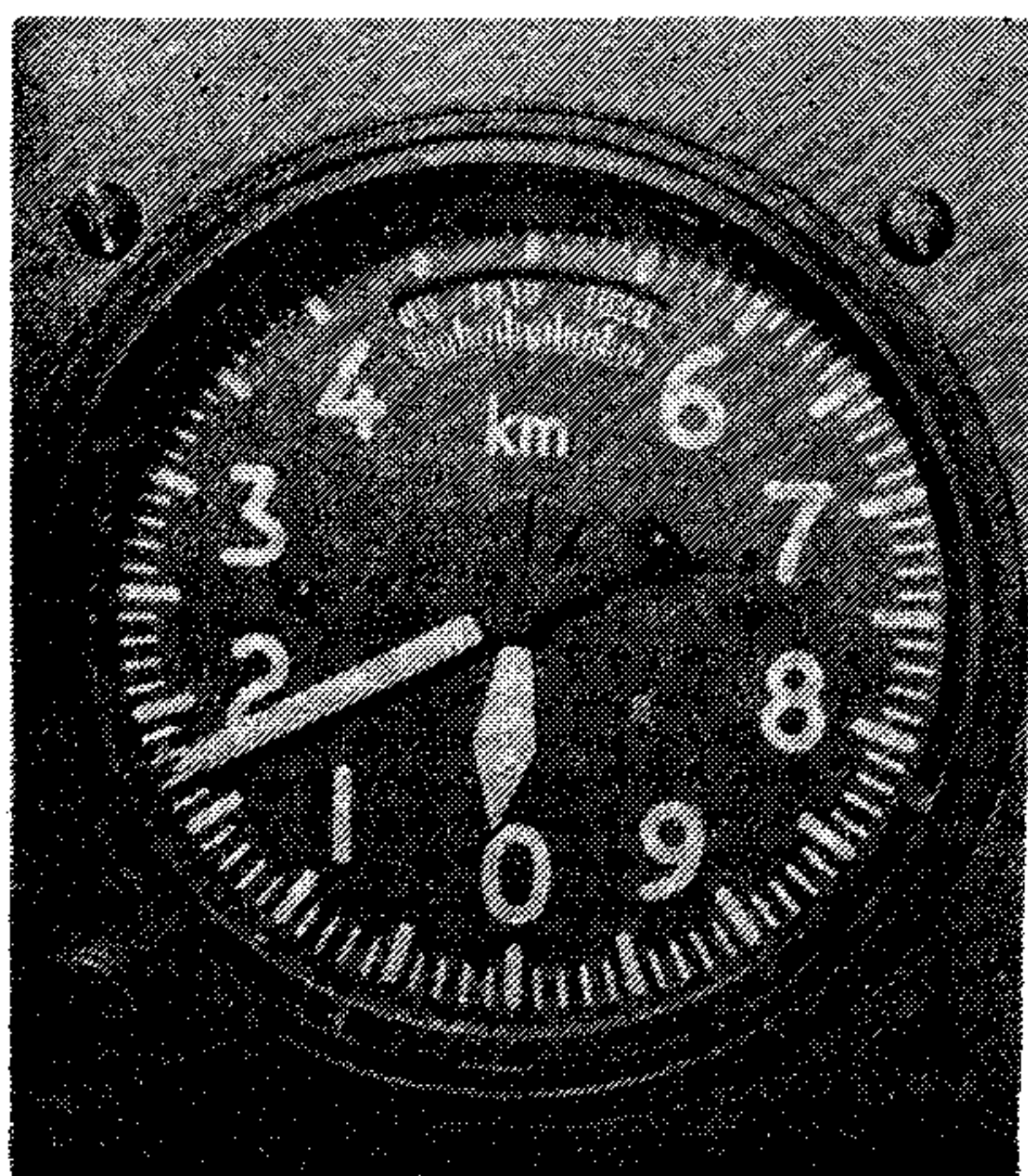


Obr. 7/34. Palubní deska Z-226 „Trenér“

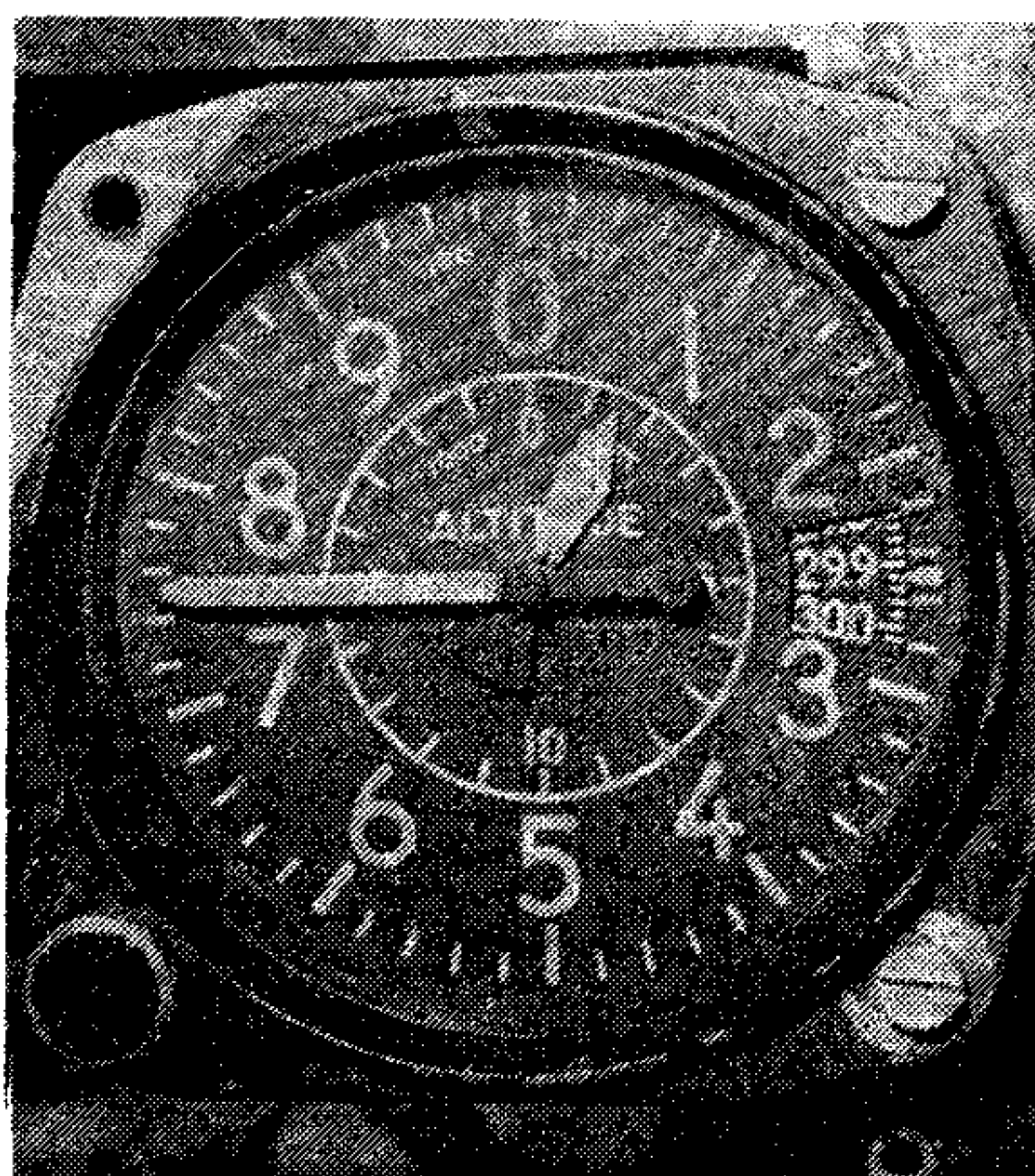




Obr. 7/35. Palubní deska L-200 „Morava“

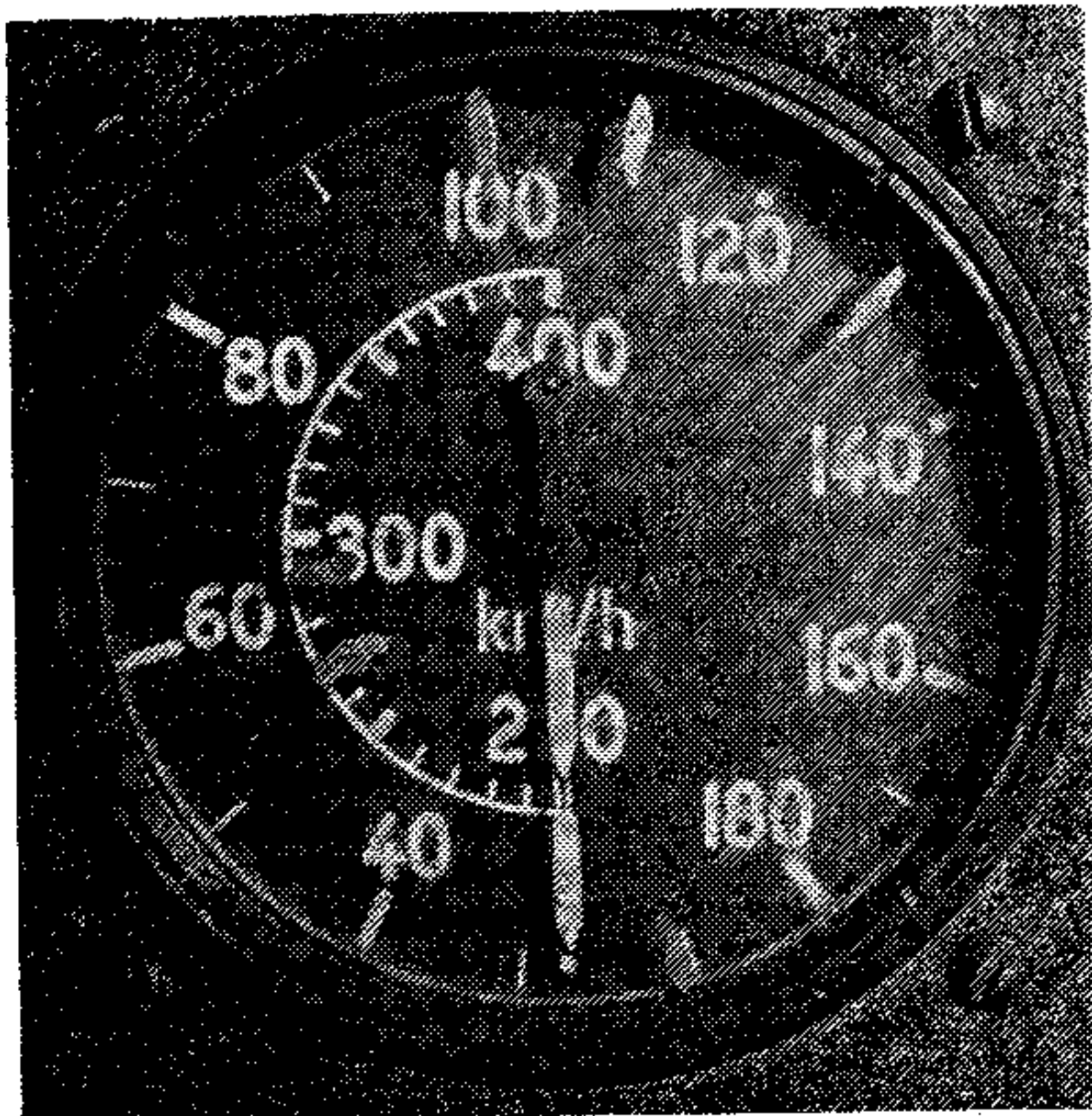


Obr. 7/36. Číselník dvouručičkového výškoměru

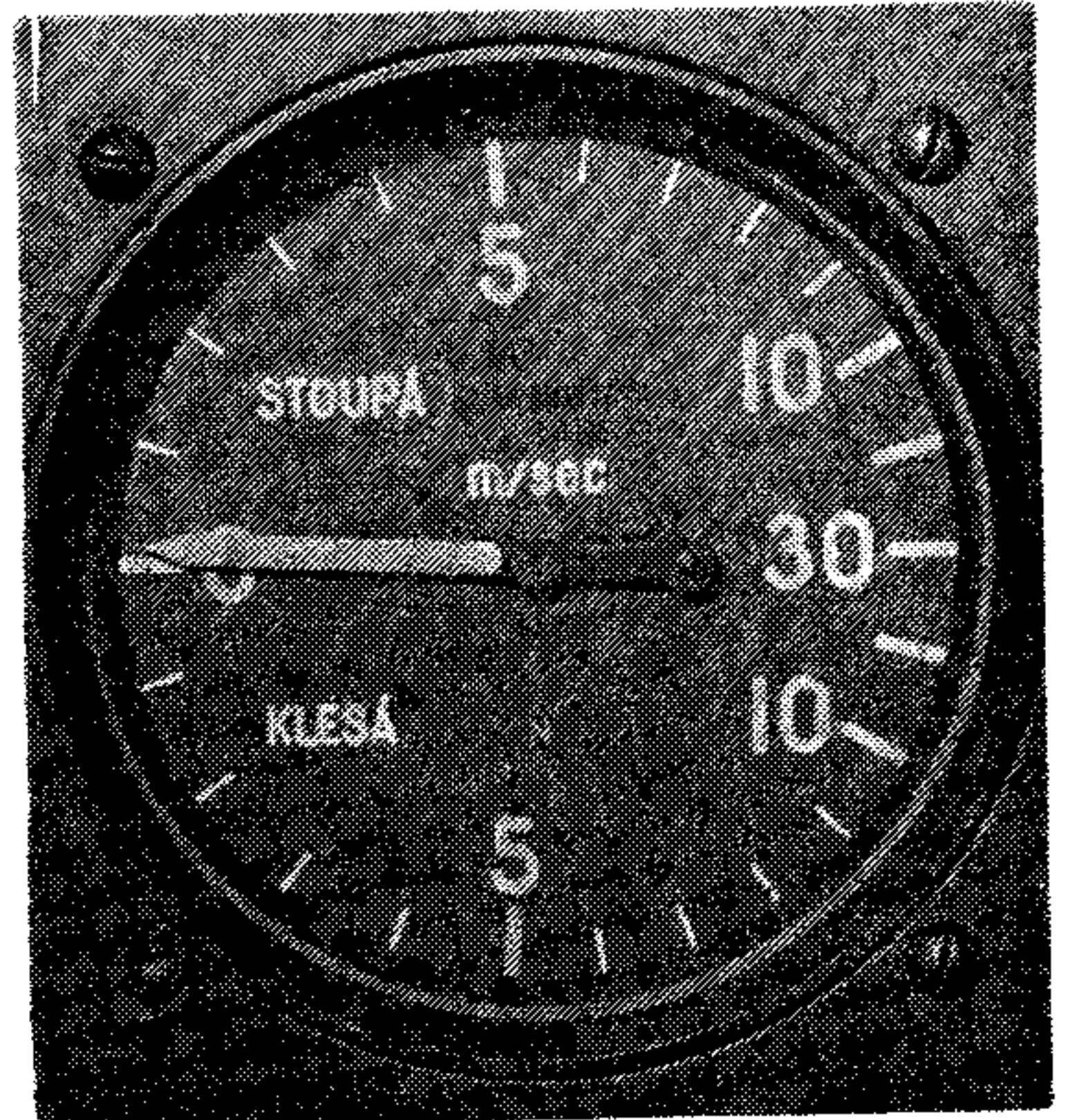


Obr. 7/37. Číselník dvouručičkového výškoměru se stupnicí v anglických jednotkách

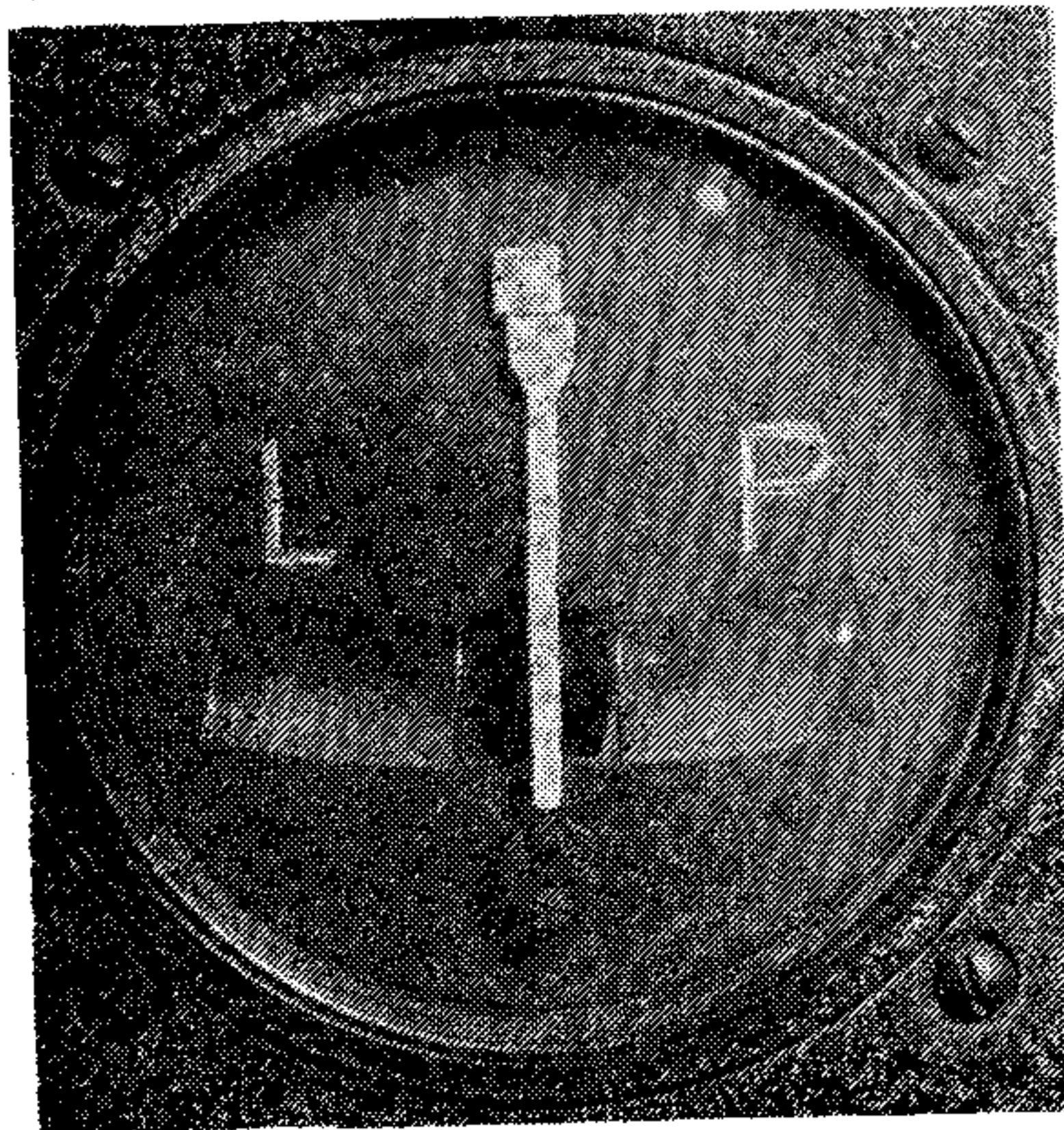




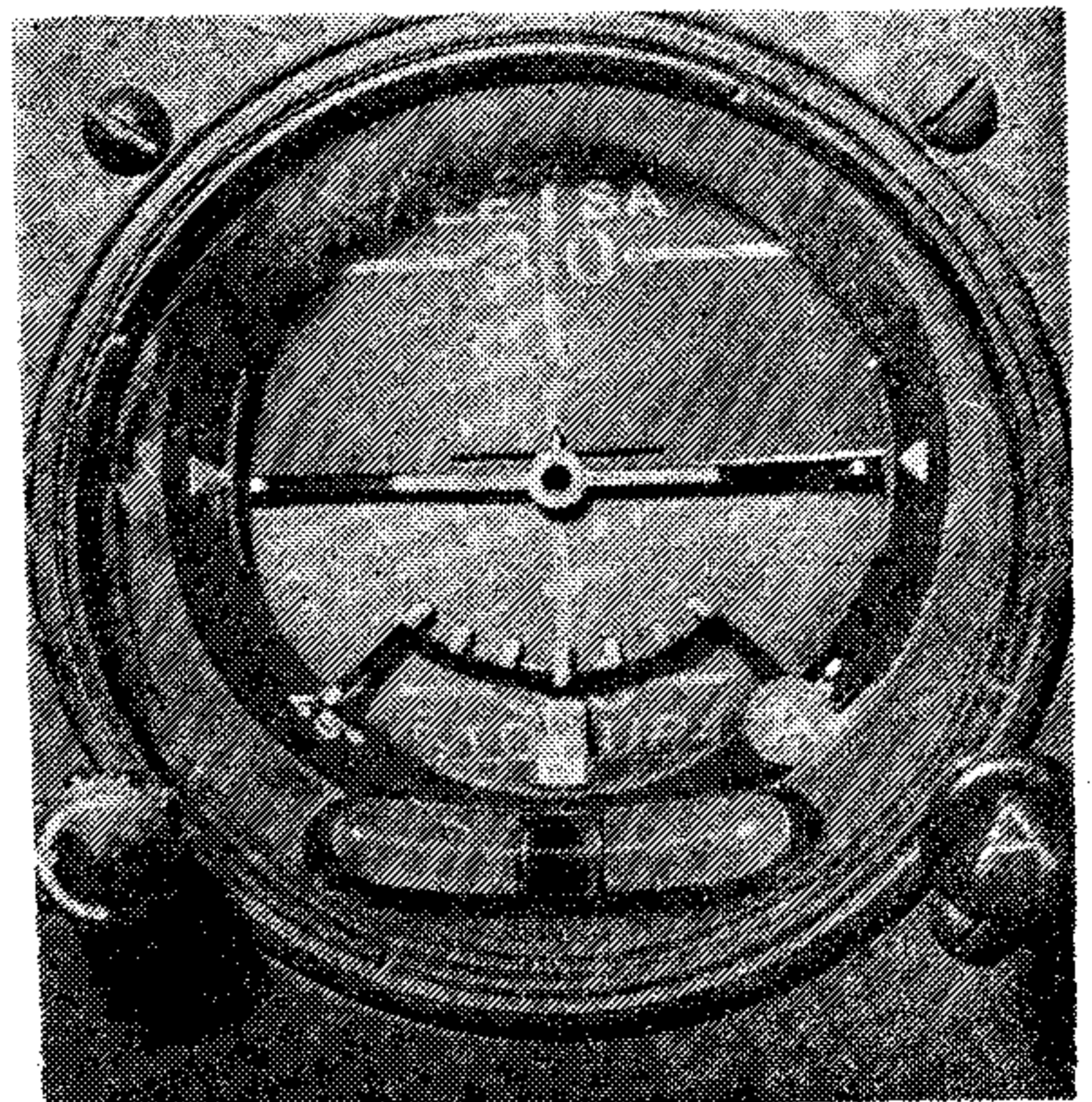
Obr. 7/38. Číselník rychloměru  
s prodlouženou stupnicí  
do  $400 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$



Obr. 7/39. Číselník variometru  
s tlakoměrnou krabicí

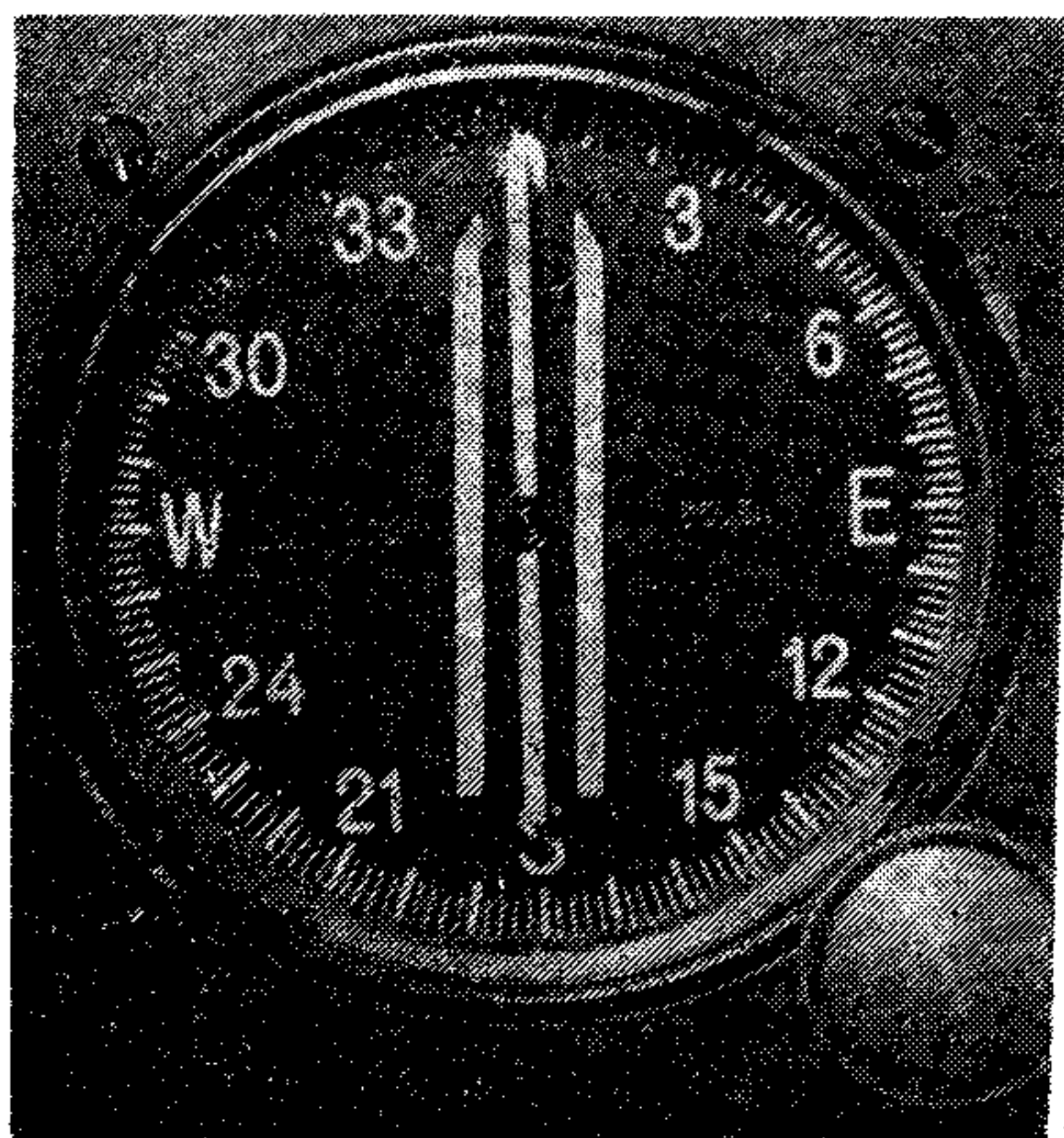


Obr. 7/40. Číselník zatáčkoměru  
a příčného relativního  
sklonoměru

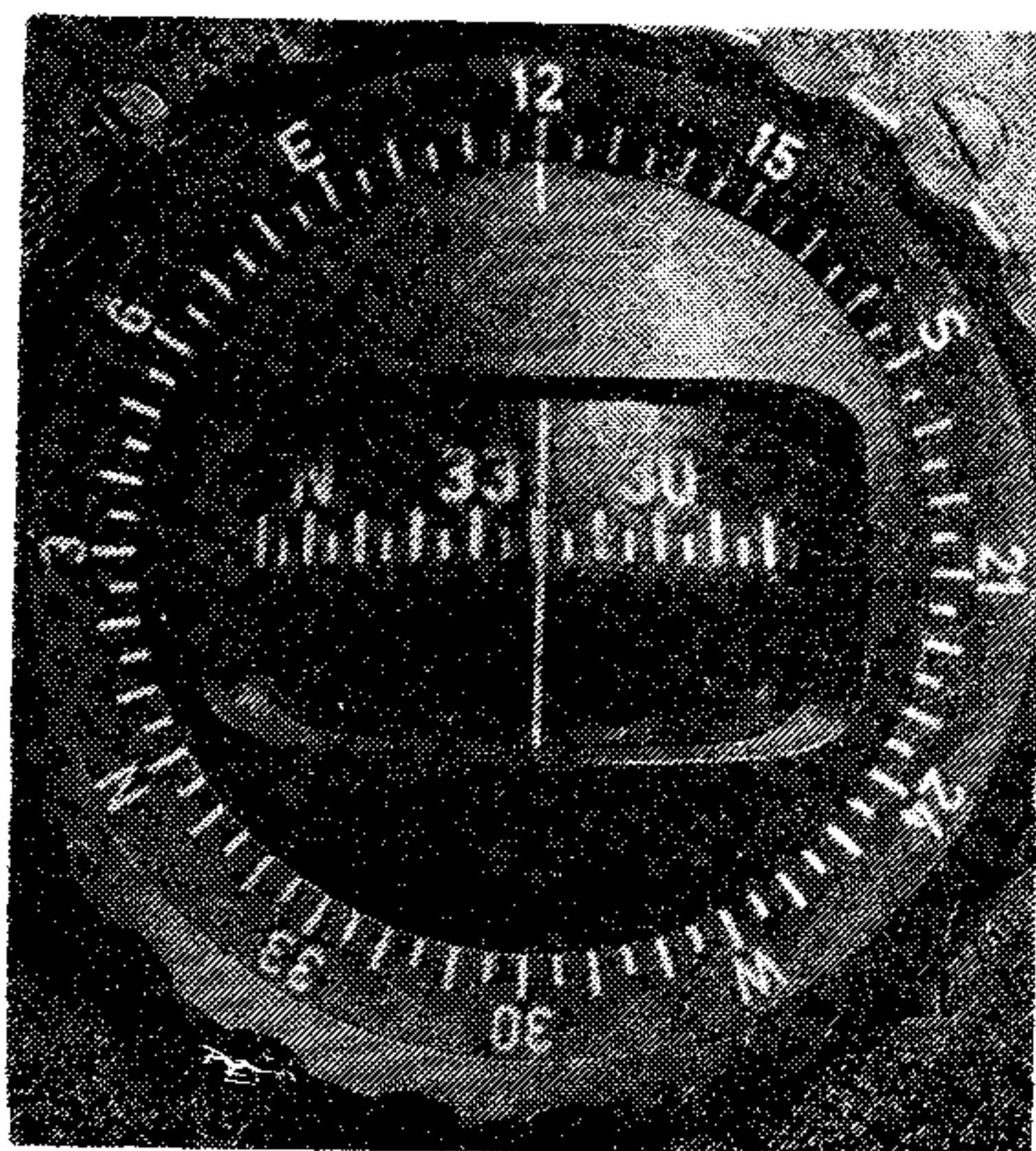


Obr. 7/41. Číselník umělého hori-  
zontu se zatáčkoměrem a příč-  
ným relativním sklonoměrem

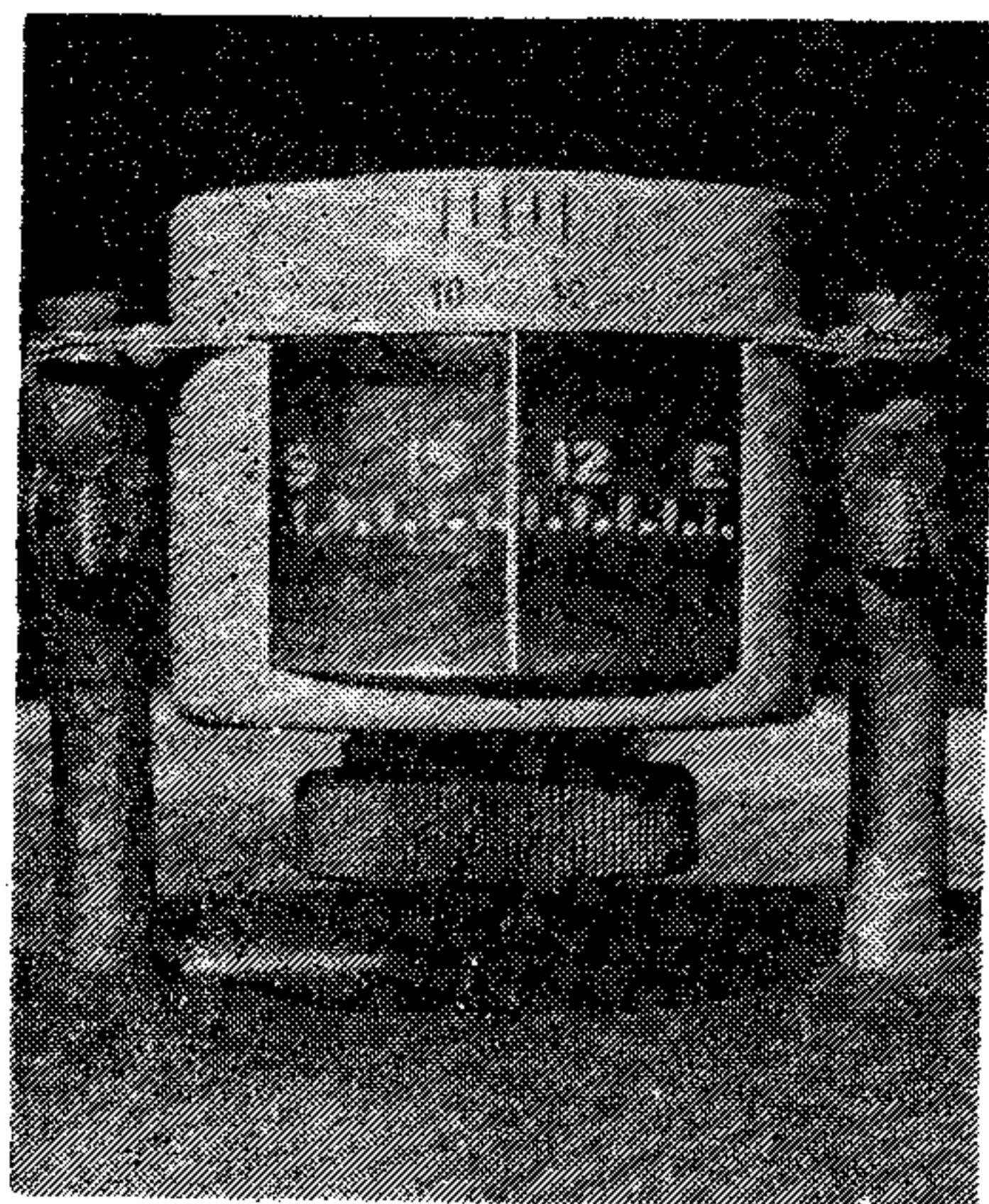




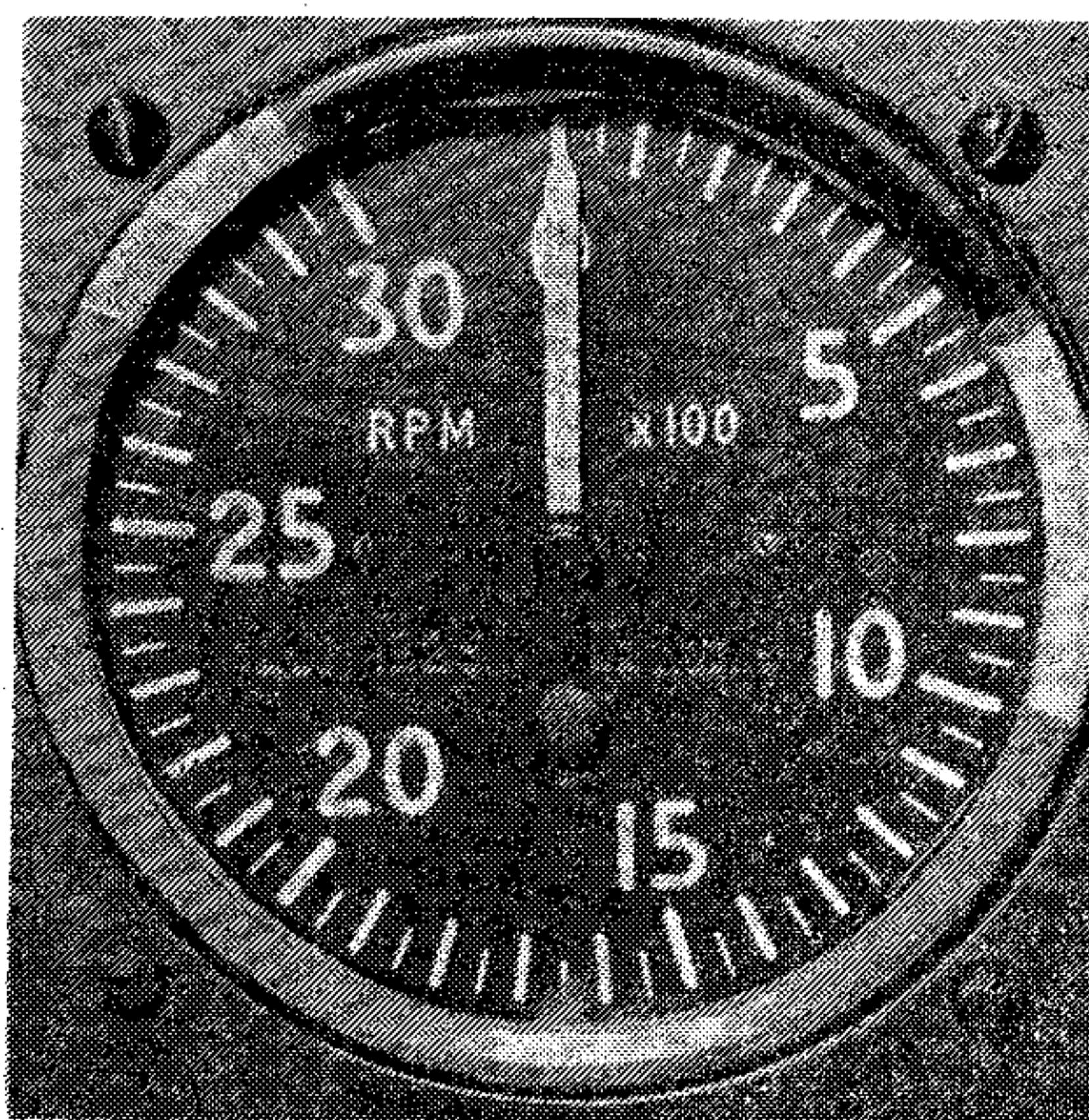
Obr. 7/42. Číselník směrového setrvačníku



Obr. 7/43. Číselník kompasu s pomocným kursovým kroužkem

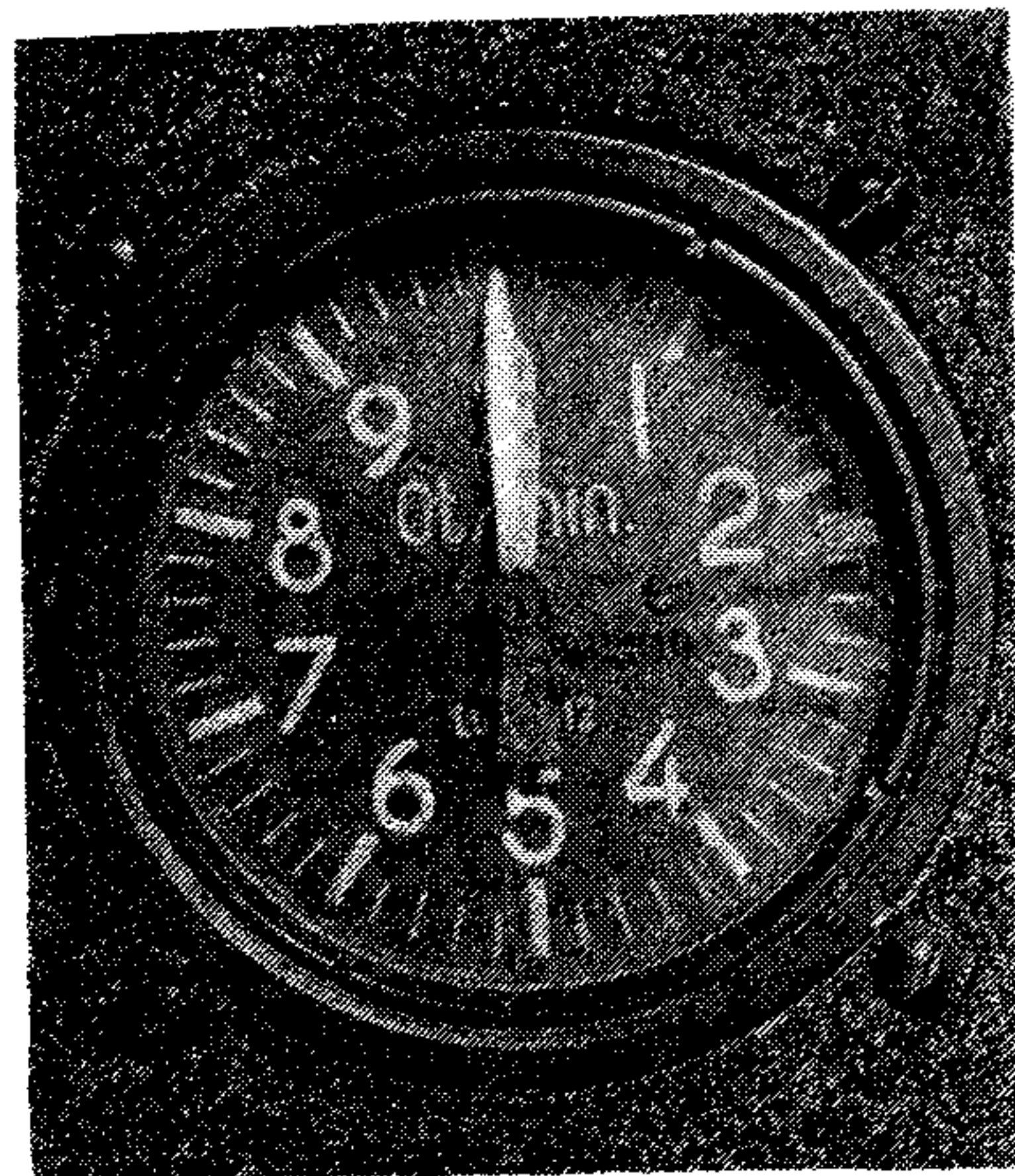


Obr. 7/44. Kompas pro montáž nad palubní desku

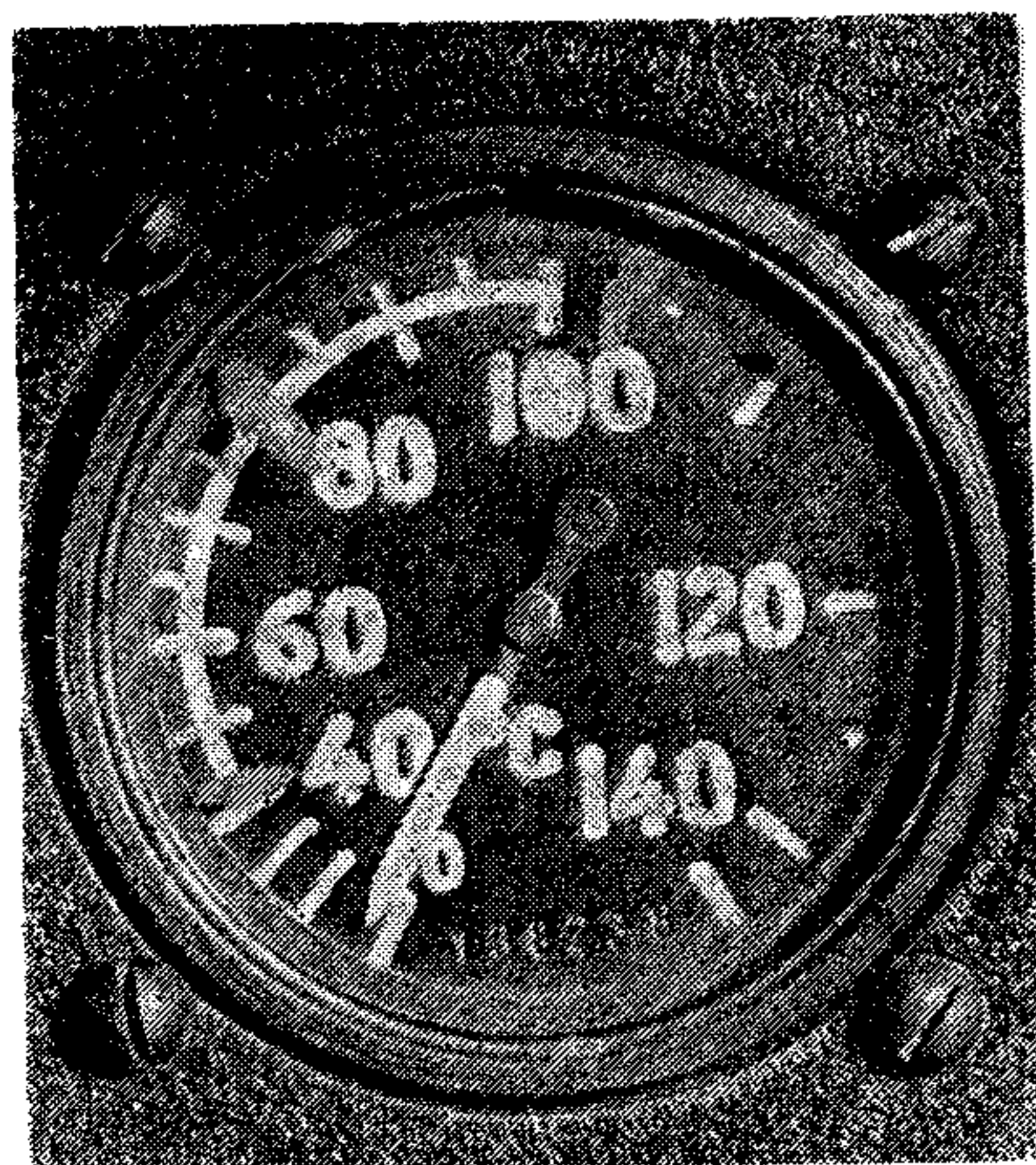


Obr. 7/45. Číselník jednoručičkového otáčkoměru

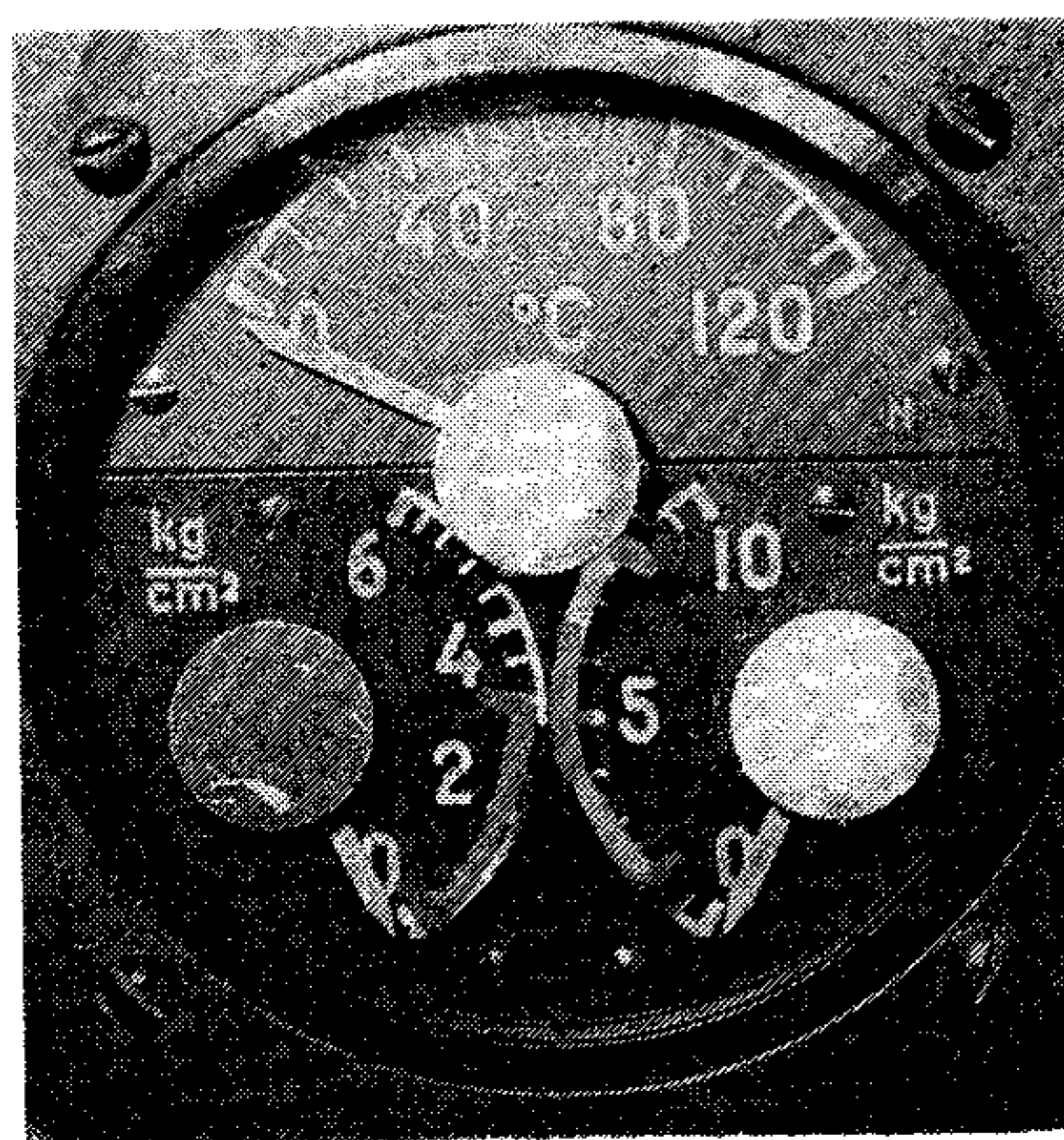




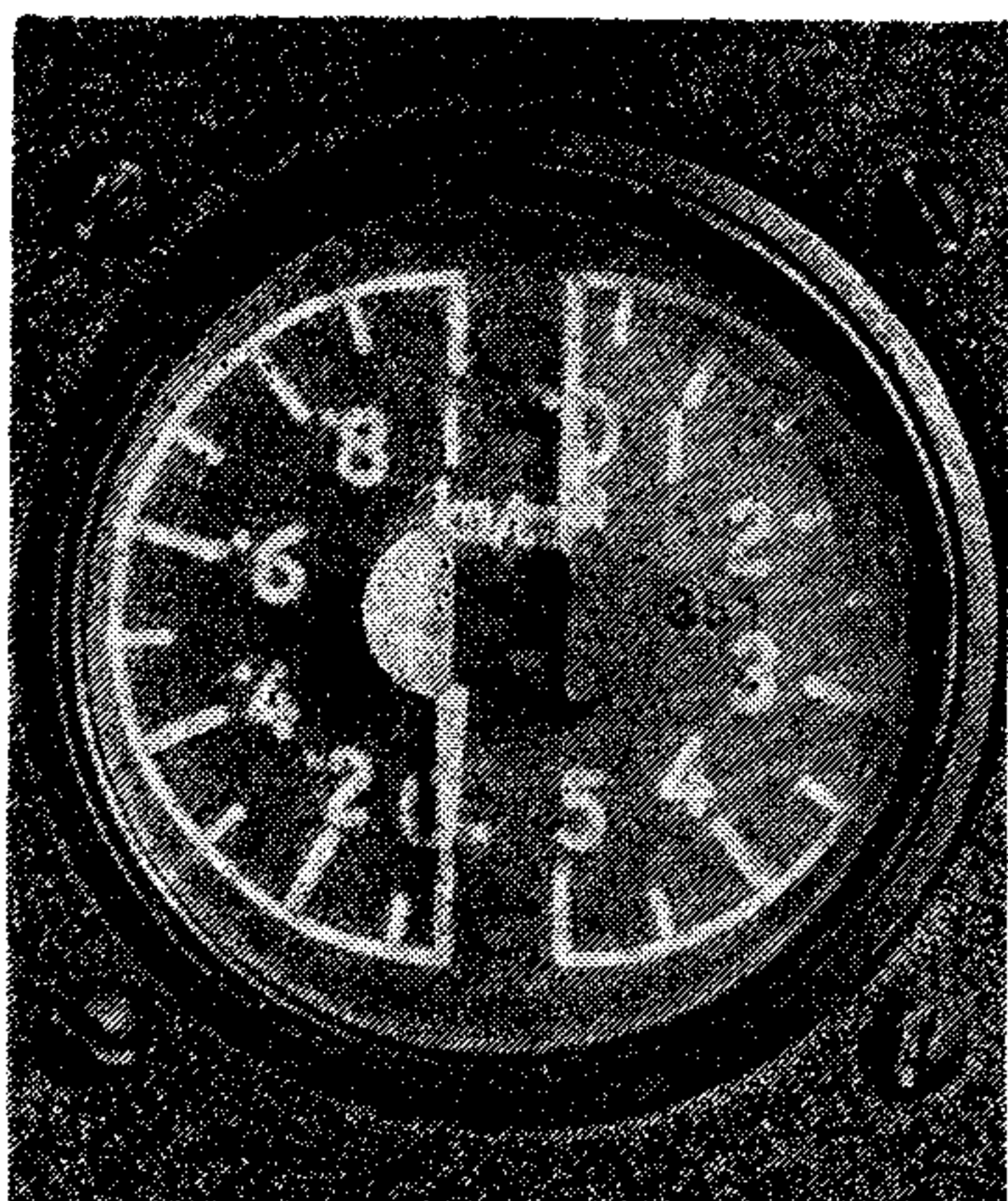
Obr. 7/46. Číselník dvouručičkového otáčkoměru



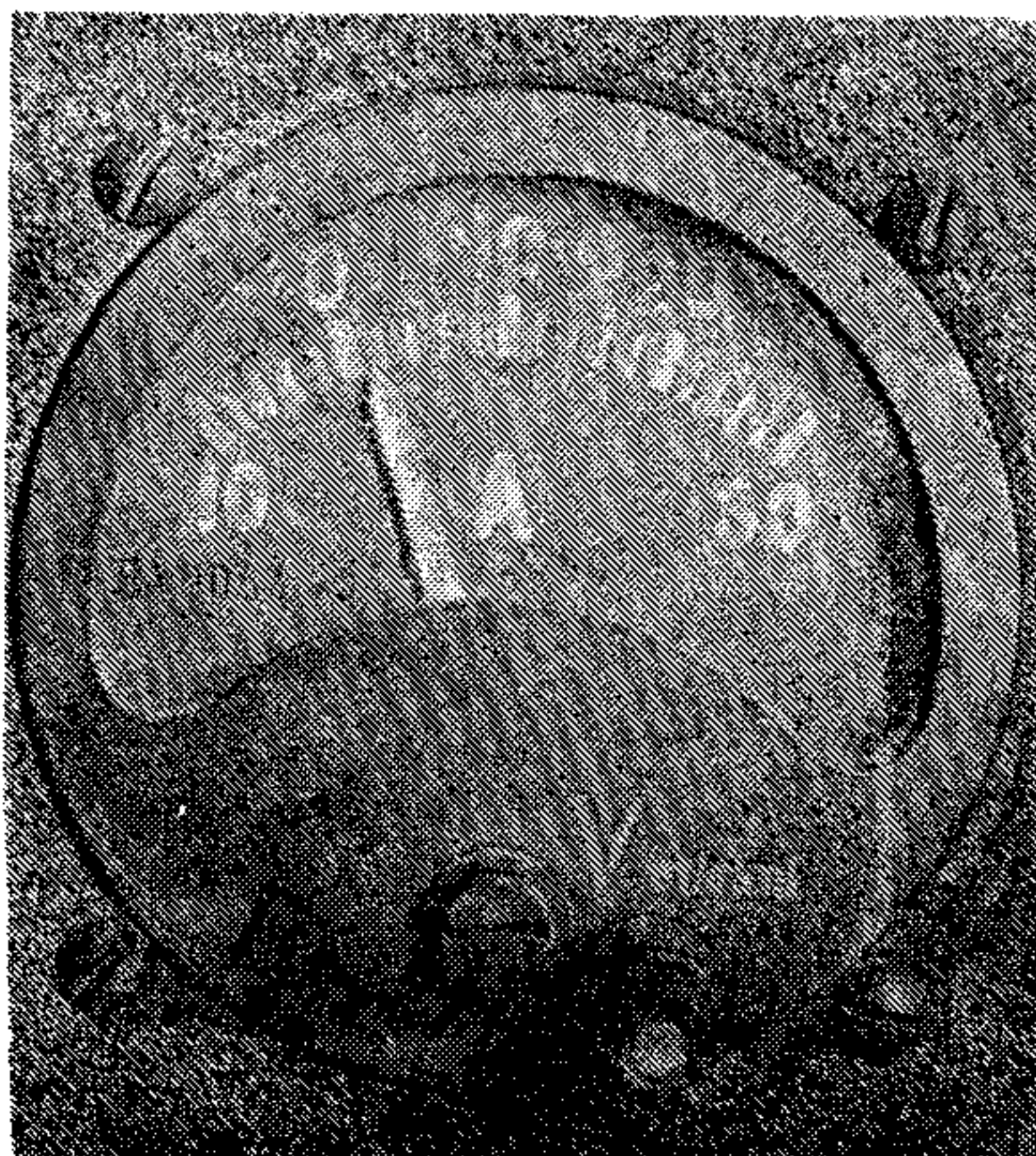
Obr. 7/47. Číselník teploměru oleje



Obr. 7/48. Číselník kombinovaného ukazatele teploměru oleje, tlakoměru oleje a tlakoměru paliva



Obr. 7/49. Číselník kombinovaného ukazatele tlaku oleje a tlaku paliva



Obr. 7/50. Číselník voltampérmetru



---

## 8. METEOROLOGIE

### 8.1. VÝZNAM METEOROLOGIE PRO LETECTVÍ

Meteorologie je nauka o fyzikálních dějích a jevech v zemské atmosféře. Zabývá se studiem fyzikálních změn ovzduší. V ovzduší nepřetržitě existují děje oteplování a ochlazování vzduchu, mění se obsah vlhkosti. Dochází ke kondenzaci vodních par, vytváření mlh a oblačnosti, vy-  
padávání srážek ve formě deště či sněhu apod. Atmosféra je v neustálém pohybu jak horizontálním, tak vertikálním. Všechny tyto děje jsou vyvolány přílivem energie slunečního záření do atmosféry a na zemský povrch a tepelným zářením povrchu Země a atmosféry.

K úlohám meteorologie patří jednak vysvětlení jednotlivých dějů a jevů, které se v atmosféře vyskytují, jednak zjištění příčinné závislosti mezi nimi. A není možné opomenout jednu z nejdůležitějších úloh — předpověď počasí, čímž rozumíme předpověď fyzikálního stavu atmosféry nad daným místem či oblastí na určitou dobu dopředu.

Kromě velkého významu meteorologie pro různá odvětví národního hospodářství a obranu státu, hraje meteorologie rozhodující roli i ve sportovním létání. Nelze si představit vysoké sportovní výkony např. v bezmotorovém létání bez nejužší spolupráce pilota a meteorologa. Samotné zajištění sportovního létání po stránce bezpečnosti se neobejde mimo jiné bez správného zhodnocení povětrnostní situace. A nelze ani pochybovat o nutnosti osvojení si základních pojmů meteorologie všemi piloty.

Vždyť za letu se mohou vyskytnout složitější situace, kdy správné rozhodnutí je bezprostředně závislé na meteorologických znalostech pilota. Přehled nejdůležitějších poznatků meteorologie, které jsou pro letecký sport významné, podává tato kapitola.

## 8.2. ZEMSKÁ ATMOSFÉRA

*Atmosférou* rozumíme plynný obal Země, který sahá od zemského povrchu do výšek několika desítek tisíc kilometrů a který v převážné míře se Zemí rotuje. Atmosféru tvoří některé plyny, vodní pára, částice vody v kapalném i pevném skupenství a prach. Suchý a čistý vzduch představuje potom mechanickou směs plynů, z nichž nejvíce je dusíku (78,09 % objemu), potom kyslíku (20,95 % objemu), argonu (0,93 % objemu) a kysličníku uhličitého (0,03 % objemu). Procentuální zastoupení většiny plynů se do výšky přibližně 100 km nemění. Výjimku tvoří kysličník uhličitý, jehož množství poněkud kolísá s místem i časem podle toho, jak na povrchu Země probíhá vylučování a pohlcování tohoto plynu. Významnou roli v atmosféře hraje také ozon, jehož množství je nepatrné a mění se především v závislosti na výšce (maximum koncentrace dosahuje v průměrné výšce asi 22 km).

Kromě uvedených plynů se ve vzduchu vyskytují nepatrná množství dalších, jejichž seznam lze nalézt ve fyzikálních tabulkách.

Ve vzduchu je dále obsažena vodní pára, která má velký význam pro meteorologické děje. Je soustředěna především ve spodních 10 km atmosféry a její množství ve vzduchu se mění od 0 do 4 % objemu. Proto je vzduch někdy méně, jindy více vlhký. Veličiny, které charakterizují vlhkost vzduchu, probereme v kapitole 8.3.2.

Zemská atmosféra obsahuje téměř vždy nejen vodní páru, ale produkty její kondenzace či sublimace, tedy vodní kapičky a ledové krystalky, které se ve vzduchu vznášejí. Je-li přitom zmenšena průzračnost vzduchu následkem nahromadění velmi drobných vodních kapek, mluvíme o tzv. *kouřmu*. Klesne-li průzračnost (dohlednost) pod 1 km, vlivem nahromadění kondenzačních pro-

duktů, mluvíme o *mlze*. Typickým prostředím, kde se vyskytují kapičky vody či ledové krystalky, jsou oblaka a mlhy.

V reálné atmosféře se skoro vždy vyskytují částice prachu a kouře. Tyto částice mají značný význam pro některé povětrnostní děje. Obsah prachových částic ovlivňuje průzračnost vzduchu, tj. *dohlednost*, a protože dobře pohlcují sluneční záření, podporují ohřívání vzduchu. V neposlední řadě mají důležitou funkci při kondenzaci vodních par. Stávají se totiž tzv. *kondenzačními jádry*, na nichž se mohou vodní páry srážet.

### 8.2.1. VERTIKÁLNÍ ČLENĚNÍ ATMOSFÉRY

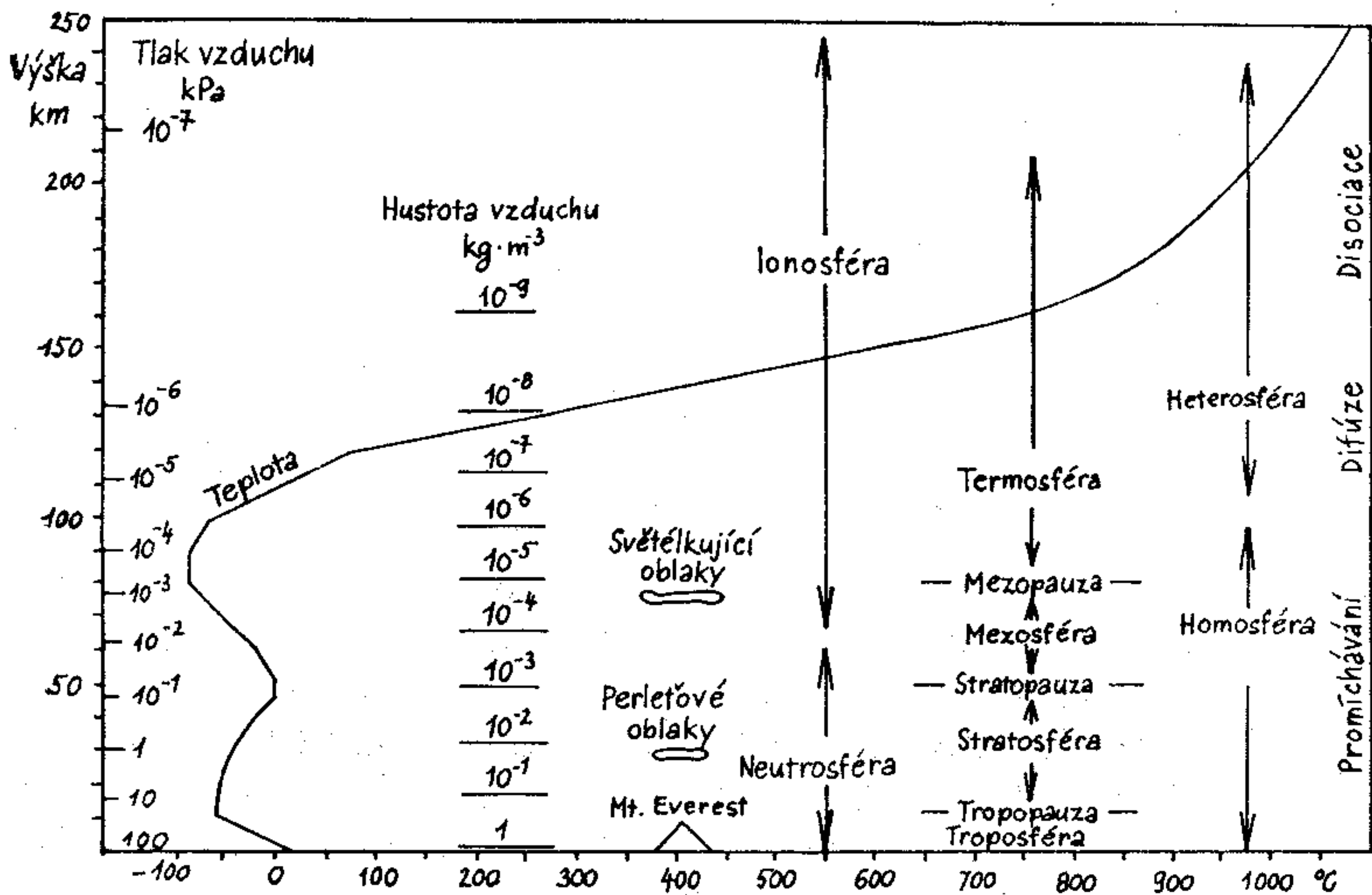
Zkoumáme-li jevy vyskytující se v různých výškách atmosféry, podmínky a příčiny jejich vzniku, zjistíme, že zemskou atmosféru můžeme podle různých hledisek dělit na vrstvy, které se liší svými fyzikálními vlastnostmi. Nejdůležitější je dělení podle chodu teploty vzduchu s výškou, podle chemického složení, koncentrace elektronů a podle vzájemného působení se zemským podkladem.

Podle změn teploty vzduchu s výškou (obr. 8/1) rozeznáváme *troposféru*, *stratosféru*, *mezosféru*, *termosféru* a *exosféru*. Přejídné oblasti mezi jednotlivými vrstvami nazýváme *tropopauza*, *stratopauza*, *mezopauza* a *termopauza*.

*Troposféra* tvoří spodní část atmosféry a teplota vzduchu zde s výškou klesá průměrně o 0,65 °C na 100 m. V jednotlivých případech se v troposféře mohou vyskytnout vertikálně relativně tenké vrstvy, kde teplota vzduchu zůstává stejná. V tomto případě mluvíme o tzv. *izotermii*. V případě, že teplota vzduchu s výškou roste, mluvíme o *inverzi teploty*.

V troposféře jsou soustředěny přibližně 3/4 hmotnosti celé atmosféry. Nachází se zde téměř veškerá voda vyskytující se v atmosféře. Proto je troposféra oblastí vzniku mlh, nejdůležitějších druhů oblačnosti, bouřkové činnosti a vypadávání srážek. Je oblastí neustálého vertikálního promíchávání vzduchu. Rychlost proudění v troposféře obvykle s výškou roste a maxima dosahuje v blízkosti tropopauzy. Troposféra sahá nad rovníkem do výšky 16—18 km, nad póly 7—9 km. Ve středních zeměpisných





Obr. 8/1. Struktura zemské atmosféry

šířkách je průměrná výška troposféry 11 km (mění se v závislosti na roční době — v zimě je níž než v létě, a na povětrnostní situaci — v tlakových nížích bývá níž než v tlakových výších).

Ve výškách 11—50 km leží *stratosféra*. V její spodní části se v průměru do výšek 20—25 km teplota s výškou nemění (izotermie) a odtud roste (inverze teploty). Maxima (hodnoty kolem 0 °C) dosahuje v blízkosti *stratopauzy* (asi 50 km). Tento vzestup teploty vzduchu s výškou je způsoben přítomností ozonu, který pohlcuje ultrafialové sluneční záření a silně se zahřívá. Někdy bývá tato část stratosféry nazývána *ozonosférou*. Vítr ve stratosféře s výškou nejprve klesá, dosahuje minima kolem 22—25 km, potom se rychlost proudění opět zvětšuje. Ve výškách kolem 25 km se občas pozorují *perletové oblaky*, které jsou pravděpodobně složeny z ledových krystalků.

V *mezosféře*, do výšky přibližně 80 km, klesá opět teplota vzduchu s výškou a v blízkosti *mezopauzy* dosahuje ve vysokých zeměpisných šířkách v létě hodnot —80° až —90 °C, v zimě asi —40° až —50 °C. Jak ukazují přímá měření, je proudění v mezosféře značně proměnlivé. V blízkosti mezopauzy se někdy pozorují v létě tzv.

*světélkující oblaky* s velmi jemnou strukturou. Předpokládá se, že jsou produkty kondenzace vodní páry.

V *termosféře* teplota s výškou opět roste. Horní hranice termosféry se klade do výšek, kde se ještě vyskytují *polární záře* (600 až 700 km).

Vyšší oblasti atmosféry Země přiřazujeme *exosféře*.

Podle chemického složení dělíme atmosféru na *homosféru* a *heterosféru*. V *homosféře* se podstatně nemění objemové zastoupení hlavních plynů směsi. Příčinou toho je turbulentní promíchávání. Ale i v *homosféře* existují látky v proměnném množství. Patří k nim především vodní pára, ozon, kysličník uhličitý a částice prachu. *Homosféra* sahá od zemského povrchu asi do výšky 100 km.

V *heterosféře* ustává turbulence a proto se zde neudržuje konstantní složení atmosférického vzduchu. Od výšky asi 100 km se začíná uplatňovat tzv. *difuzní rovnováha*, která se ustaví podle parciálních tlaků jednotlivých plynů. Koncentrace lehkých plynů ubývá s výškou pomaleji a proto ve výškách několik tisíc kilometrů převládá atomární vodík. V *heterosféře* se uplatňuje výhradně elektromagnetické záření Slunce, které způsobuje *fotoionizaci* a *fotodisociaci*. Vznikají ionty a volné elektrony. Teplota zde s výškou roste a dosahuje větších hodnot než 1000 K.

Podle koncentrace iontů a volných elektronů dělíme atmosféru Země na *neutrosféru* (se zanedbatelně malou koncentrací), která sahá do výšky asi 60 km a na *ionosféru* s takovou koncentrací iontů a volných elektronů, aby způsobila odraz rádiových vln.

Se zřetelem na interakci atmosféry se zemským povrchem zavádíme pojem *mezní vrstvy* sahající od zemského povrchu do 1—1,5 km. V této vrstvě je proudění vzduchu ovlivňováno silou tření. Vzhledem k častému výskytu inverzí teploty je zde v průměru zmenšený vertikální teplotní gradient. Nejspodnější část o tloušťce několika desítek metrů, v níž je vliv zemského povrchu nejsilnější, nazýváme *přízemní mezní vrstvou*. Nad výškou 1—1,5 km mluvíme o *volné atmosféře* — vliv tření od zemského povrchu je zde zanedbatelně malý.

Schematicky je dělení atmosféry spolu s některými jevy znázorněno v obr. 8/1.

## 8.3. METEOROLOGICKÉ PRVKY

Pod pojmem meteorologických prvků rozumíme ty veličiny, které nám charakterizují fyzikální stav atmosféry v daném místě a čase. Základními meteorologickými prvky jsou teplota a vlhkost vzduchu, atmosférický tlak, směr a síla větru, oblačnost, atmosférické srážky a dohlednost. K nim mohou přistupovat ještě další podle toho, k jakým účelům chceme fyzikální stav atmosféry charakterizovat.

### 8.3.1. TEPLOTA VZDUCHU

Vzduch, jako každé hmotné prostředí či těleso, se vyznačuje jistou teplotou, která se liší od absolutní nuly, při které ustává pohyb molekul. Teplota vzduchu se mění v závislosti na místě zemského povrchu i na čase. Energií, kterou se atmosférický vzduch ohřívá, dostává především od Slunce. Ovšem přímo se slunečním zářením ohřívá atmosférický vzduch jen zanedbatelně málo. Prostředníkem je zemský povrch, který část slunečního záření pohlcuje a část odráží zpět. Pohlcená část záření se mění v teplo, teplota zemského povrchu stoupá a teprve od něho se dotykem ohřívá vzduch, ležící v jeho bezprostřední blízkosti. Odtud se šíří teplo do vyšších vrstev atmosféry tzv. *molekulární výměnou*, kdy jednotlivé molekuly vzduchu si při vzájemných srážkách předávají teplo, při čemž teplo může přecházet výhradně z molekuly teplejší na chladnější. Tímto dějem je zasažena jen nepatrná výška atmosféry, řádově v milimetrech. Teplo se do atmosféry dostává dále *turbulentní výměnou*, kdy jednotlivá malá množství vzduchu přenášejí teplo do vyšších vrstev atmosféry neuspořádanými vertikálními pohyby. Je-li turbulence působena mechanickými příčinami (např. turbulenci způsobuje tření proudících částic o zemský povrch), mluvíme o *dynamické turbulenci*.

Přenos tepla od zemského povrchu do atmosféry obstarává také *konvekce*. Konvekcí rozumíme termicky (teplotně) podmíněný vertikální pohyb jednotlivých malých množství vzduchu. Tento děj probíhá převážně v denních hodinách, kdy se zemský povrch může ohřát na relativně vysokou teplotu a v letní polovině roku.



Zemský povrch na druhé straně také vyzařuje tepelné záření, jehož velikost je úměrná čtvrté mocnině jeho teploty. Toto záření pohlcuje v atmosféře vodní pára a kysličník uhličitý. Také tento proces je důležitý v celkové tepelné bilanci atmosféry.

*Kondenzace* či *sublimace* vodní páry v atmosféře, především při vzniku oblaků, při čemž se uvolňuje tzv. latentní teplo, hraje dosti významnou roli při ohřívání příslušných vrstev vzduchu.

### 8.3.2. VLHKOST VZDUCHU

Ve vzduchu jsou prakticky vždy přítomny vodní páry, které mají velký význam pro meteorologické děje. Nejdůležitější veličiny, které charakterizují vlhkost vzduchu jsou:

*Absolutní vlhkost* vzduchu  $a$ , což je hmotnost vodních par v kilogramech v jednom krychlovém metru. V tomto smyslu můžeme mluvit též o hustotě vodní páry, protože rozměr absolutní vlhkosti je  $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ .

*Napětí* (tlak) vodních par  $e$ , je parciální tlak vodní páry, který se v meteorologii udává v milibarech (mbar).

Množství vodních par ve vzduchu nemůže vzrůstat neomezeně. Pro danou teplotu existuje vždy mezní hodnota, nad kterou obsah vodních par nemůže stoupat. Případný přebytek vodní páry se sráží (kondenzuje). Tuto krajní hodnotu, tj. nejvyšší možné množství vodních par (vyjádřené např. v  $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ ), které může vzduch za dané teploty obsahovat, nazýváme *maximální absolutní vlhkostí*  $A$ .

Analogicky zavádíme pojem *maximálního tlaku* (napětí) vodních par čili *napětí* (tlak) *nasycení*  $E$ , které udává tlak par v mbar, při němž je za dané teploty dosaženo nejvýše možného obsahu vodních par ve vzduchu.

*Relativní vlhkost* vzduchu  $r$  je v procentech vyjádřený poměr skutečné absolutní vlhkosti  $a$  k maximální absolutní vlhkosti  $A$  za dané teploty nebo poměr skutečného tlaku par  $e$  k tlaku nasycení  $E$  při dané teplotě. Můžeme psát, že

$$r = \frac{a}{A} 100 \% = \frac{e}{E} 100 \%$$

*Rosný bod* je teplota, při níž by páry právě ve vzduchu

přítomné nasycovaly vzduch vodními parami při nezměněném atmosférickém tlaku. Teplota rosného bodu spolu s aktuální naměřenou teplotou je charakteristikou vlhkosti vzduchu běžnou v synoptické a letecké meteorologii. Můžeme říci, že čím je větší rozdíl mezi oběma teplotami, tím je vlhkost vzduchu menší. Je-li teplota rosného bodu rovna naměřené teplotě, potom je vzduch vodními parami nasycen.

Vodní pára se dostává do atmosféry výparem z vodních ploch, ledu či sněhu, ale i z pevné půdy, povrchu rostlin apod. Množství vodní páry ve vzduchu bývá největší právě u zemského povrchu, se vzrůstající výškou se zmenšuje.

### 8.3.3. ATMOSFÉRICKÝ TLAK A PROUDĚNÍ VZDUCHU

Atmosférický vzduch pod vlivem síly tíže působí na podložku (např. zemský povrch) tlakem (hydrostatický tlak), jehož velikost závisí na množství vzduchu ležícím nad zemí. Z tohoto důvodu je tlak vzduchu největší u povrchu Země a s rostoucí výškou nad povrchem musí klesat.

Tlak v plynu nebo kapalině vyjadřujeme silou působící kolmo na jednotku plochy. Jako jednotka atmosférického tlaku se v meteorologii používá milibar (mbar), při čemž platí, že

$$1 \text{ mbar} = 10^2 \text{ Pa (100 pascalů)}.$$

Velikost tlaku vzduchu v libovolném místě ovlivňuje mnoho činitelů. Je to především zeměpisná poloha místa, teplota a vlhkost vzduchu. Za normální tlak vzduchu ve střední hladině moře považujeme tlak 0,101325 kPa (= 1013,3 mbar) při teplotě 273 K na 45° zeměpisné šířky.

Tlak vzduchu velmi silně závisí na nadmořské výšce. Abychom mohli porovnat údaje atmosférického tlaku na dvou místech o různé nadmořské výšce, musíme je přepočítat (redukovat) na stejnou výšku. Obyčejně rozumíme touto výškou 0 m, tedy hladinu moře. K této redukci použijeme tzv. *barometrickou formuli* ve zjednodušené formě ve tvaru

$$p = p_1 e^{-\frac{g z}{R T_m}},$$

kde  $p$  je hledaný tlak redukovaný na hladinu moře,  $p_1$  tlak naměřený v nadmořské výšce  $z$ ,  $e$  základ přirozených logaritmů,  $g$  zrychlení tíže zemské,  $R$  plynová konstanta suchého vzduchu a  $T_m$  průměrná teplota vrstvy vzduchu mezi hladinami  $p$  a  $p_1$ .

Budeme si pamatovat pravidlo, které plyne z barometrické formule a platí velmi přibližně: při výstupu o každých 5,5 km výšky klesne tlak vzduchu na polovinu. (Máme-li u zemského povrchu tlak např. 1000 mbar, pak ve výšce 5500 m je tlak vzduchu 500 mbar, ve výšce 11 000 m 250 mbar atd.)

Tlak vzduchu je značně proměnlivý meteorologický prvek. Někdy pozorujeme jeho vzestup, jindy pokles, při čemž velikost změny a délka jejího trvání jsou velmi různé. Takové kolísání je bez zřetelné pravidelnosti. Důvody nepravidelného kolísání tlaku vzduchu spatřujeme v nerovnoměrném ohřívání zemského povrchu v různých oblastech, ve výměně teplejších a tedy lehčích vzduchových hmot chladnějšími a těžšími a opačně, v možném nahromadění vzduchu v některých oblastech a naopak v odčerpávání v jiných.

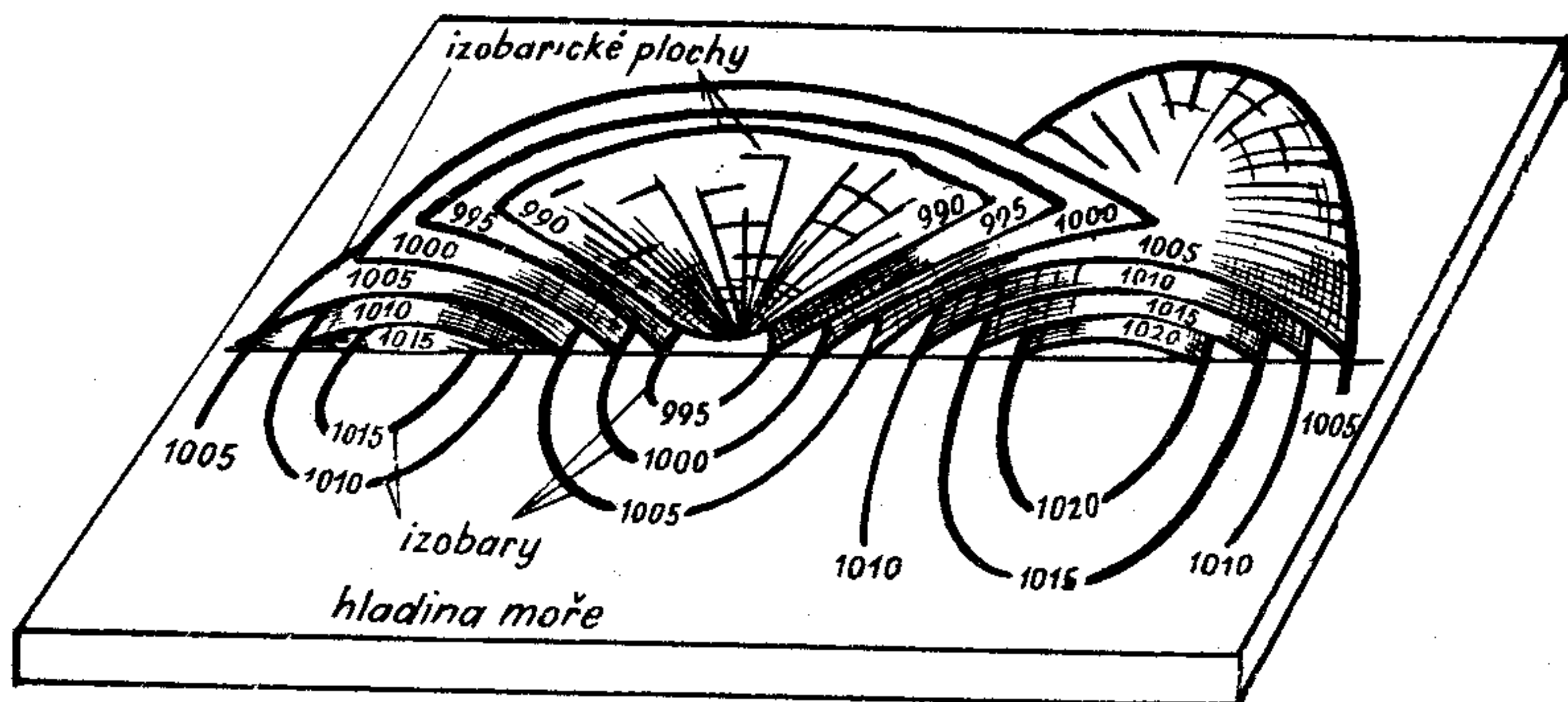
Kromě nepravidelných změn tlaku vzduchu existuje i periodické kolísání, a to denní a roční. Denní kolísání tlaku vzduchu je významné jen v tropických oblastech, roční chod tlaku vzduchu závisí na zeměpisné poloze místa. Tak např. na kontinentech je roční maximum tlaku vzduchu v zimě, minimum v létě. Na vysokých horách je tomu právě obráceně. Na oceánech je roční chod tlaku vzduchu dvojitý. Vyskytují se dvě maxima, a to v létě a v zimě a dvě minima na jaře a na podzim.

Vzhledem k nerovnoměrnému ohřívání zemského povrchu svírají plochy stejného tlaku vzduchu se zemským povrchem vždy nějaký, byť velmi malý úhel. Průsečnice těchto ploch se zemským povrchem nazýváme *izobary* (obr. 8/2). Je zřejmé, že vzduchové částice se při vytvořených tlakových rozdílech v horizontální ploše začnou pohybovat a budou se snažit proudit do míst nižšího tlaku vzduchu. Horizontálnímu proudění říkáme potom *vítr*.

Kdyby se Země neotáčela kolem své osy, pohybovaly by se vzduchové částice ve směru kolmice k izobarám, ve směru největšího vodorovného spádu tlaku (ve směru tzv. horizontálního barického gradientu). Protože se Země otáčí kolem své osy, působí na každou částici, která se



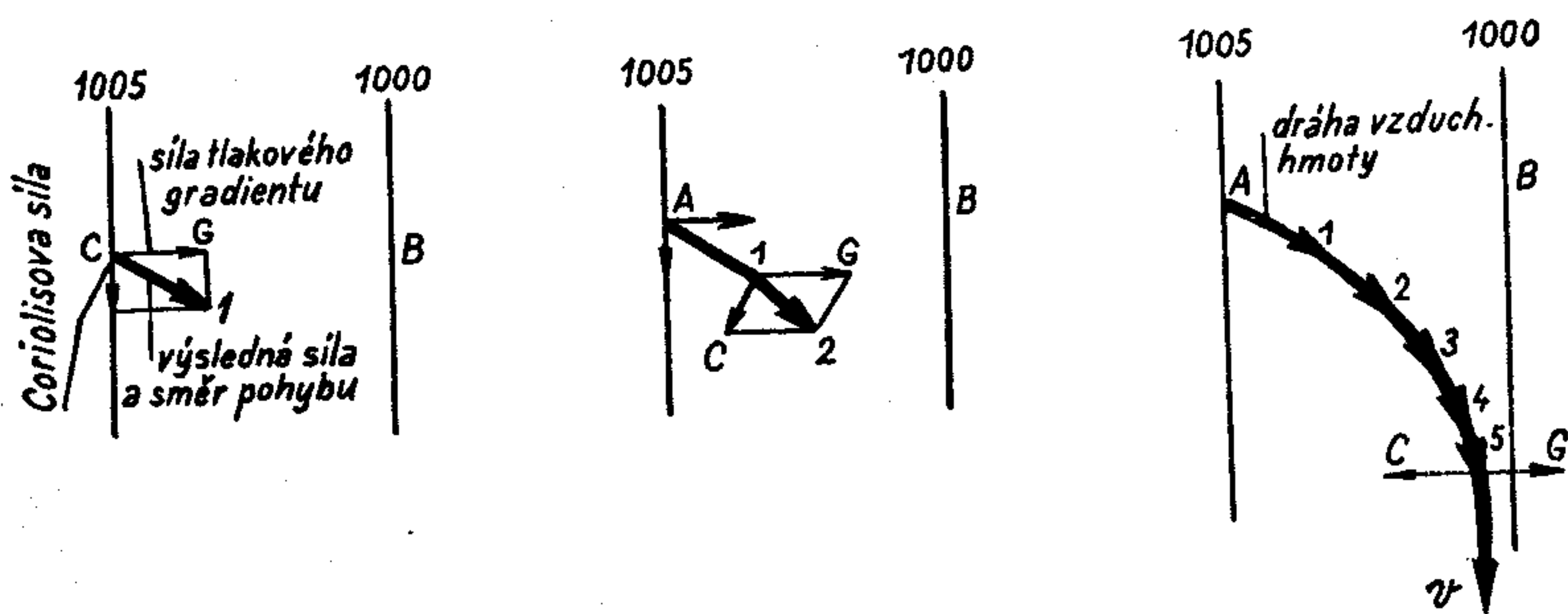
pohybuje vzhledem k zemskému povrchu, další síla — *síla Coriolisova*. Tato síla je vždy kolmá ke směru pohybu vzduchové částice a působí na severní polokouli vpravo, na jižní vlevo od směru pohybu. Je tím větší, čím je větší rychlost pohybu.



Obr. 8/2. Znárodnění izobar jako průsečnic izobarických ploch se zemským povrchem

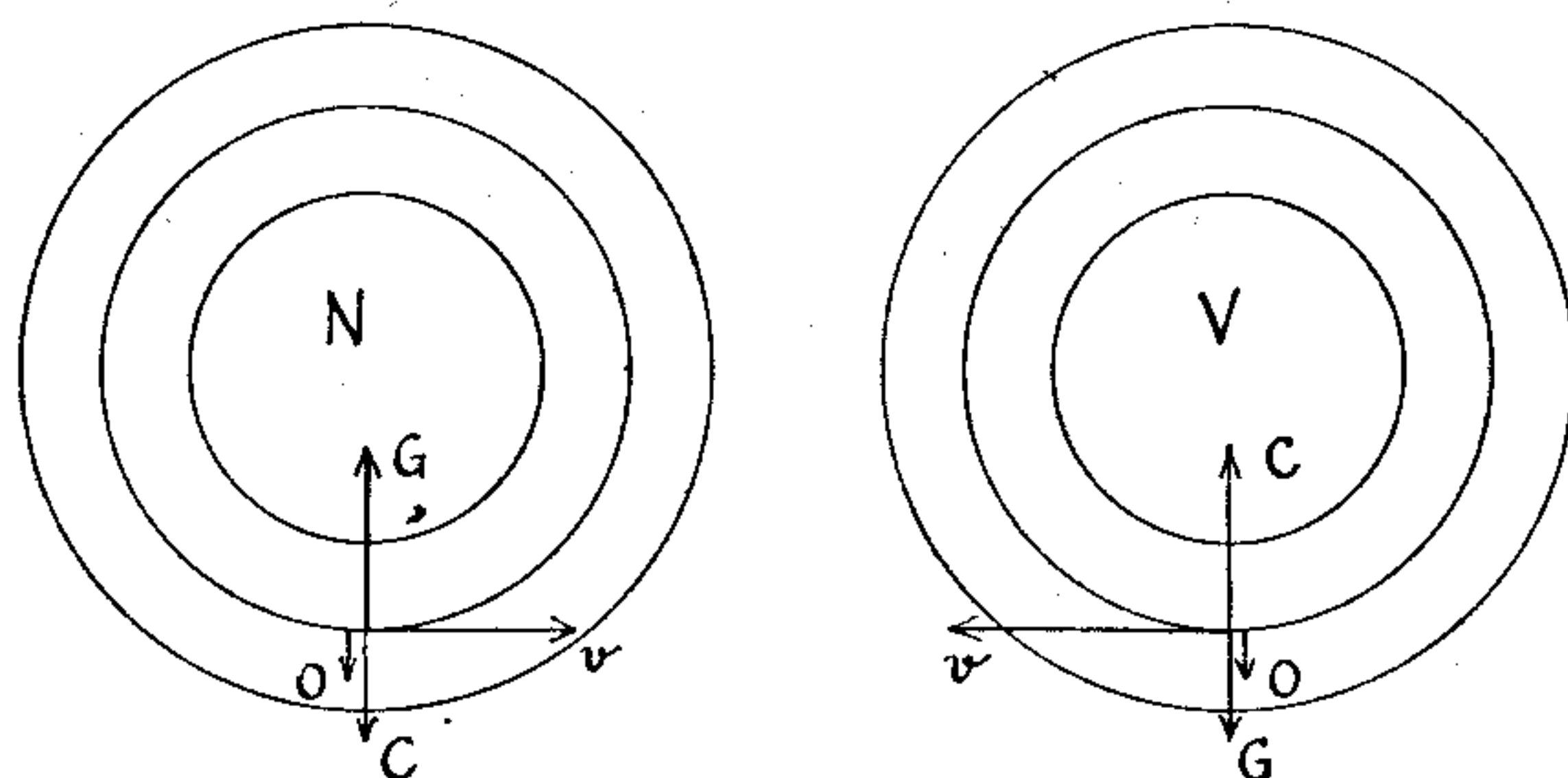
Vznikne-li v horizontální rovině nějaký rozdíl atmosférického tlaku, začne se vzduchová částice v prvním okamžiku pohybovat ve směru horizontálního gradientu tlaku (tedy kolmo na izobary). Zároveň ale začne působit Coriolisova síla (je kolmá na směr pohybu) a poněkud změní směr částice (na severní polokouli vpravo od původního směru). Se vzrůstající rychlostí částice roste i velikost Coriolisovy síly a za nějaký čas dojde k ustálenému proudění, kdy *síla barického gradientu* (rychlost proudění je jí úměrná) je v rovnováze se silou Coriolisovou. Nepůsobí-li žádné další síly, proudí v takovém případě částice ve směru přímkových izobar tak, že nízký tlak ponechává po levé straně. Takovému větru říkáme *geostrofický* (obr. 8/3).

Ve skutečnosti jsou izobary téměř vždy zakřiveny. Aby se vzduchová částice pohybovala podél zakřivené izobary, musí být v každém místě a okamžiku v rovnováze síla barického gradientu, síla Coriolisova a síla odstředivá. V případě cyklonálně zakřivených izobar působí odstředivá síla proti směru síly horizontálního barického gradientu, v případě anticyklonálně zakřivených izobar



Obr. 8/3. Postupné stáčení větru (na severní polokouli vpravo) ze směru horizontálního barického gradientu do rovnovážného stadia, kdy Coriolisova síla  $C$  je v rovnováze se silou tlakového gradientu  $G$  ( $v$  je vektor geostrofického větru)

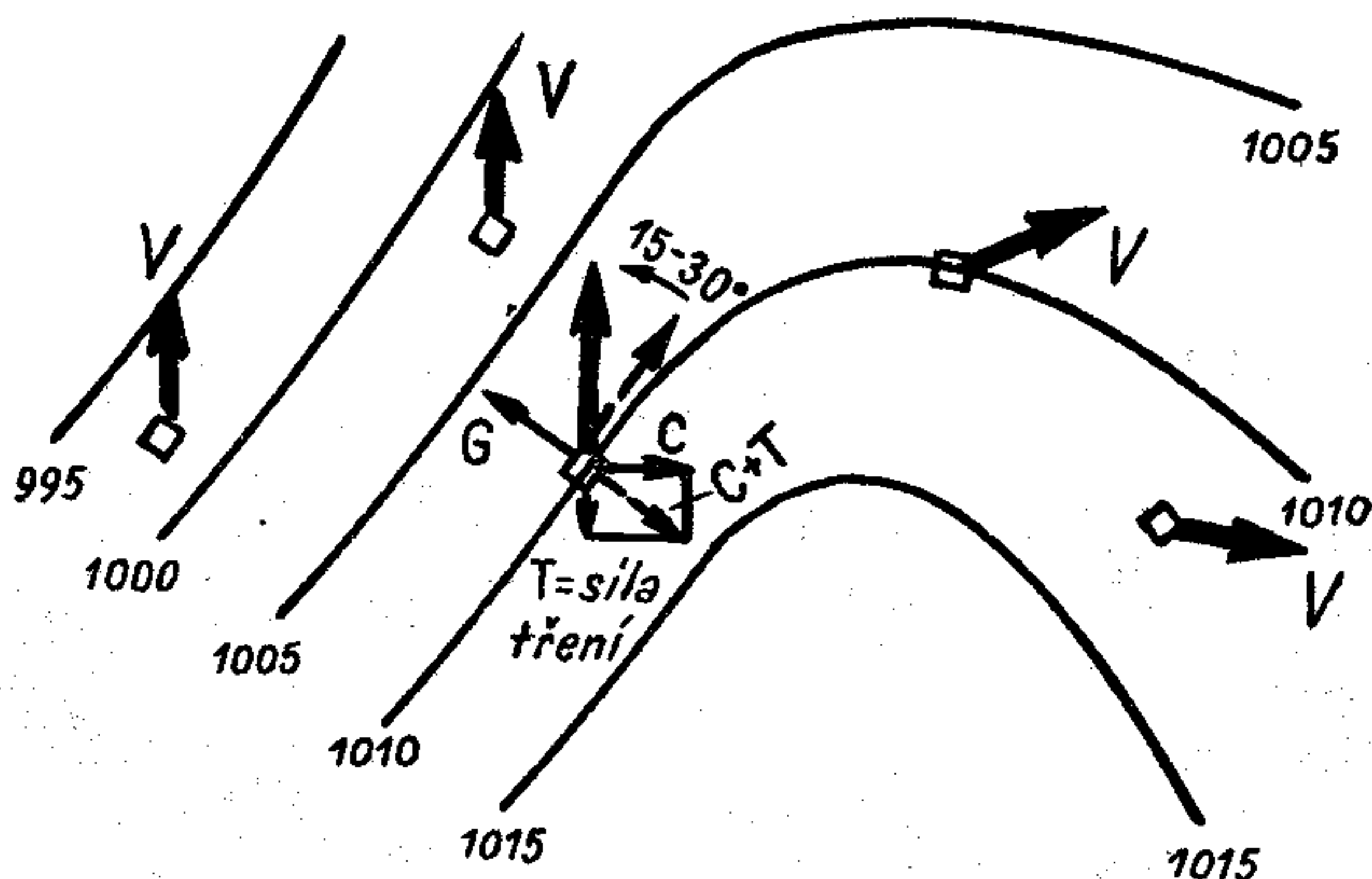
ve směru této síly. Nastane-li rovnováha jmenovaných sil, potom mluvíme o *gradientovém větru* (obr. 8/4).



Obr. 8/4. Gradientový vítr

Z uvedeného je zřejmé, že geostrofické i gradientové proudění sleduje izobary a kdyby to takto přesně platilo v reálné atmosféře, potom jednou vzniklý systém proudění by se nemohl měnit. Nemohly by se tedy měnit ani podmínky počasí. Vzniklá tlaková níže by se nemohla ani prohloubit ani vyplnit a právě tak existující anticyklóna by zůstala neměnným tlakovým útvarem. Protože tento stav v reálné atmosféře nepozorujeme, musí existovat něco, co proudění odkloní od směru izobar. V přízemní vrstvě působí na pohybující se částice další síla — *síla tření*. Tato síla působí proti směru proudění. V případě

přímkových izobar budou udržovat rovnováhu tři síly — síla horizontálního tlakového gradientu, síla Coriolisova a síla tření. Jak vyplývá z obr. 8/5, bude v tomto případě proudit vzduch přes izobary směrem k nízkému tlaku vzduchu. I nad vrstvou tření, ve volné atmosféře, mohou vzduchové částice proudit napříč izobarami. Takový stav způsobují např. *divergující* (rozbíhající se) a *konvergující* (sbíhající se) izobary nebo existence oblastí vzestupu či poklesu tlaku vzduchu.



Obr. 8/5. Proudění vzduchu v přízemní vrstvě

Vítr jako vektor je určen směrem a rychlostí. Směr větru vyjadřujeme obvykle ve stupních nebo pomocí tzv. větrné růžice tak, že udáváme směr, odkud vítr vane. Rychlost větru udáváme obvykle v metrech za sekundu nebo v kilometrech za hodinu.

#### 8.3.4. OBLAKY, OBLAČNOST A SRAŽKY

Dojde-li v atmosféře ke kondenzaci vodní páry, vznikají oblaky nebo mlha. Vzhledem k tomu, že oblaky vznikají v libovolné výšce troposféry za různých teplot, mohou se skládat jak z vodních kapiček, tak z ledových krystalků. Fyzikální pochody, kterými oblaky vznikají, jsou mnohobídné, a proto také vzhled oblaků je velice rozmanitý. V každém případě musí být při vzniku oblaků splněny dva předpoklady. V dané hladině musí být dosaženo



stavu nasycení a musí být přítomna tzv. *kondenzační jádra* (např. prachové a kouřové částice).

V zásadě rozeznáváme 10 základních druhů oblaků:

- |                      |                       |
|----------------------|-----------------------|
| 1. Cirrus (Ci)       | 6. Nimbostratus (Ns)  |
| 2. Cirrocumulus (Cc) | 7. Stratocumulus (Sc) |
| 3. Cirrostratus (Cs) | 8. Stratus (St)       |
| 4. Altocumulus (Ac)  | 9. Cumulus (Cu)       |
| 5. Altostratus (As)  | 10. Cumulonimbus (Cb) |

1. *Cirrus* (Ci, obr. 8/6). Jsou to jednotlivé, jemné, zpravidla bílé obláčky vláknité struktury, často hedvábného lesku bez vlastního stínu. Mají tvar vláken či jejich svazků. Cirrus nezeslabuje sluneční světlo a je složen výhradně z ledových krystalků.

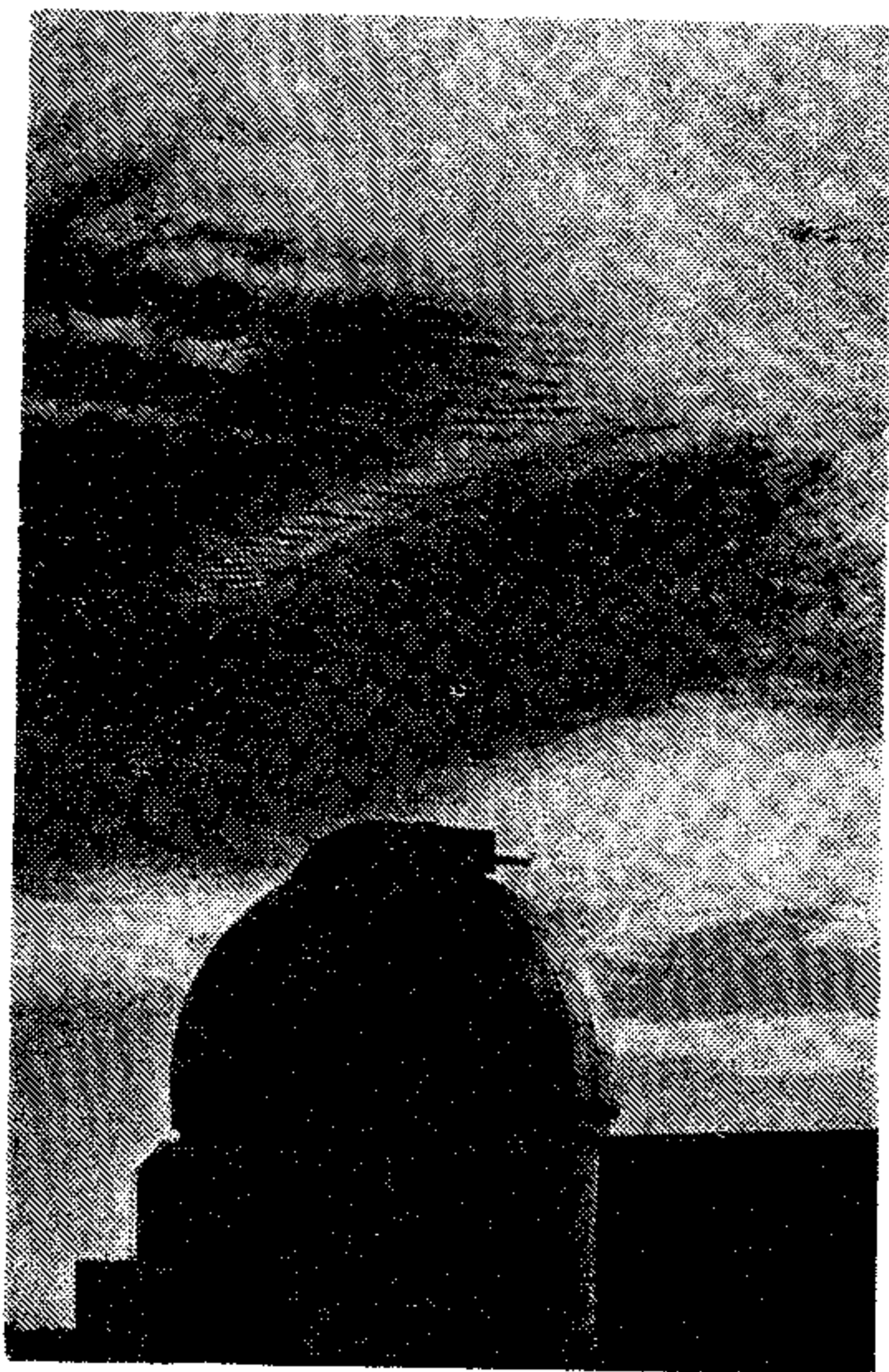


Obr. 8/6. *Cirrus*, u horizontu *cumulus*

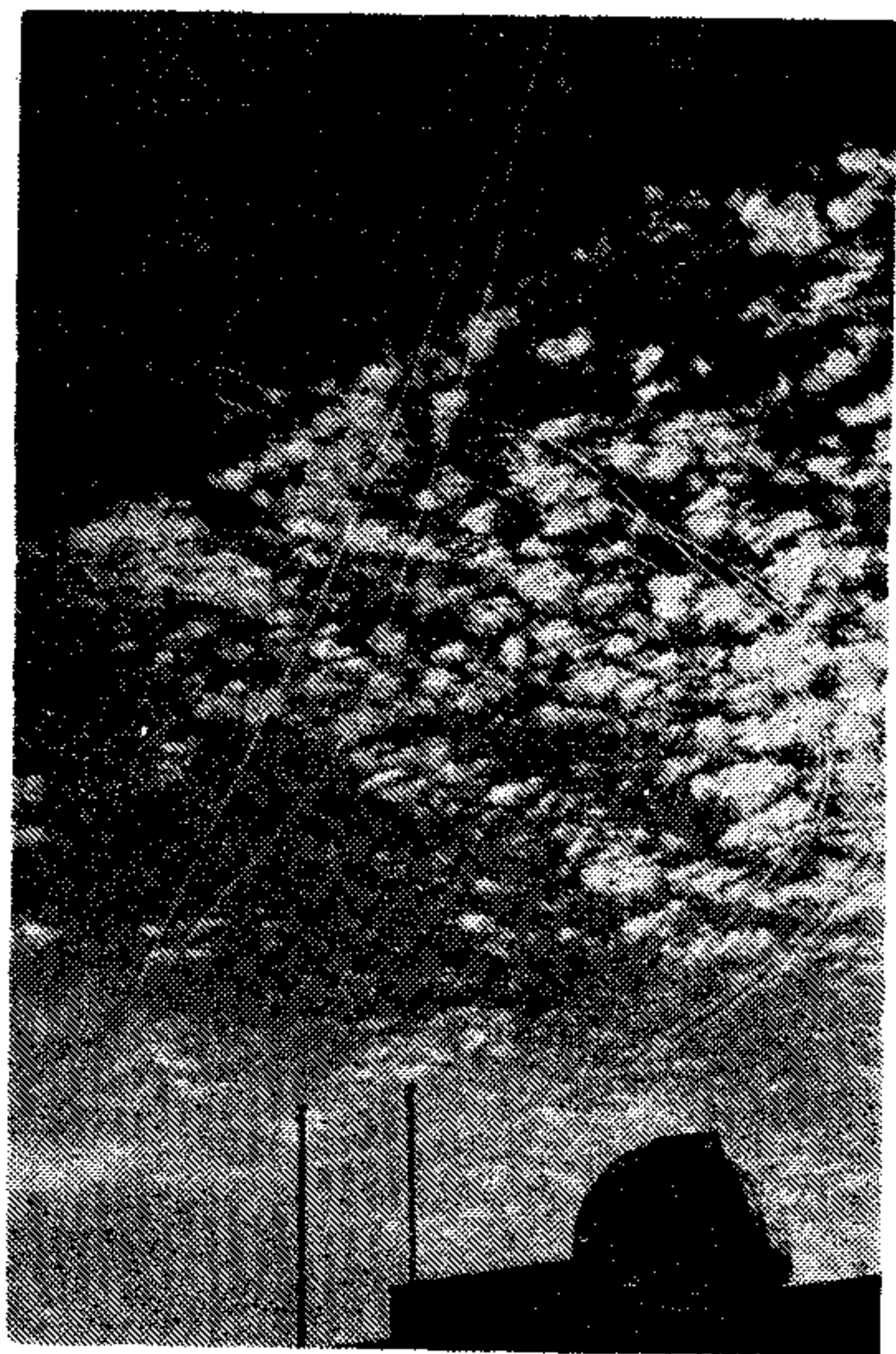
2. *Cirrocumulus* (Cc, obr. 8/7). Nazývají se tak jednotlivé bílé oblačné vločky nebo drobné chomáčky bez stínu, které jsou uspořádány do řad či skupin, případně ve vrstvu. *Cirrocumulus* je tvořen opět výlučně ledovými krystalky.

3. *Cirrostratus* (Cs, obr. 8/7). Představuje jemný, bílý oblačný závoj buď zřetelně vláknité struktury nebo tak tenký, že obloha nabývá mléčného zabarvení. Obrysy





Obr. 8/7. *Cirrocumulus*, v horní části snímku *cirrostratus*



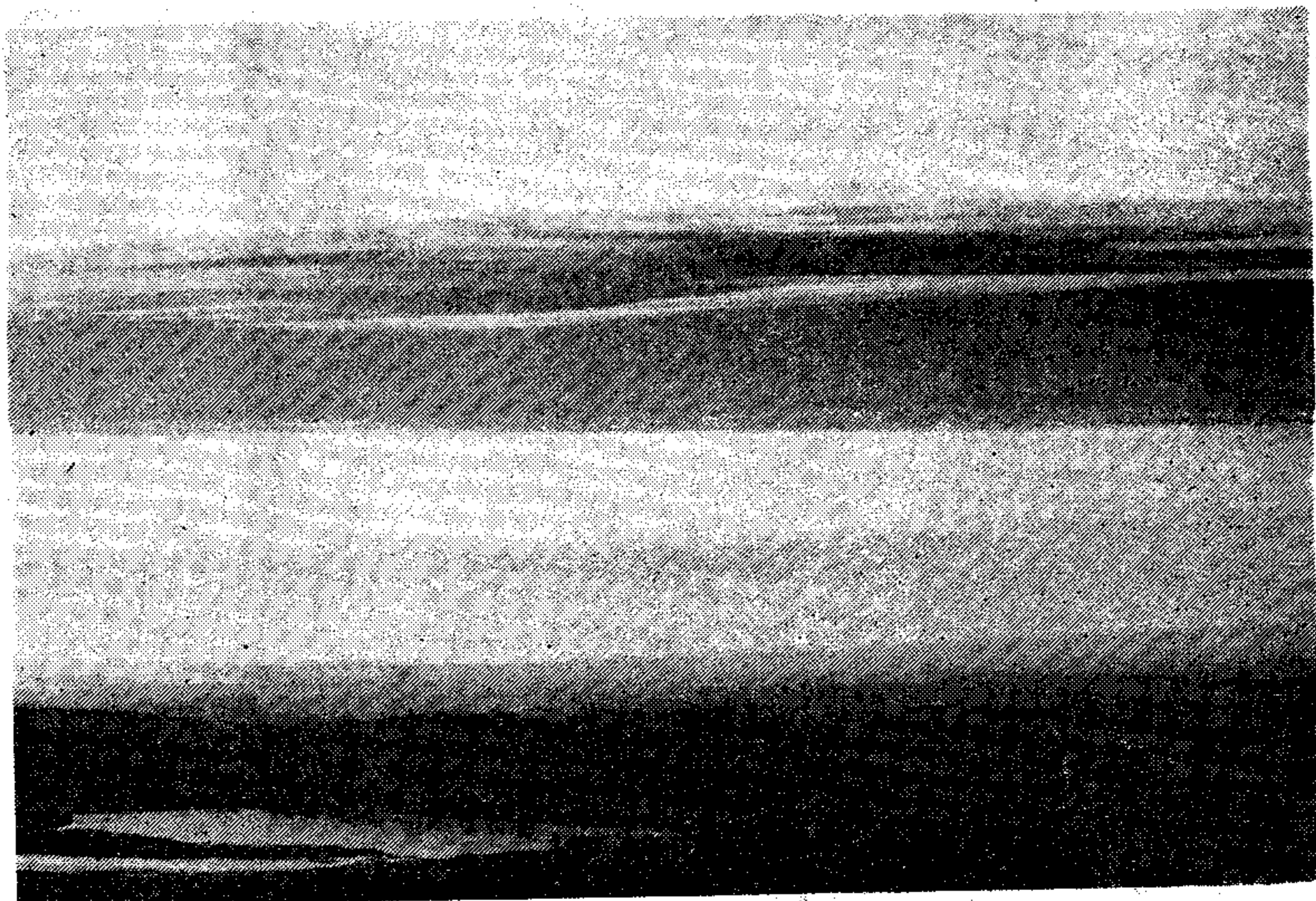
Obr. 8/8. *Altocumulus* s kondenzačními pruhy za letadly

Slunce či Měsíce se cirrostratem nerozplývají. V cirrostratu, který je tvořen ledovými krystalky, často vznikají odrazem nebo lomem světla na stěnách krystalků tzv. *halové jevy* (velké kolo kolem Slunce nebo Měsíce bělavého či duhového zabarvení). Často je tento druh oblaků předzvěstí blížící se teplé fronty.

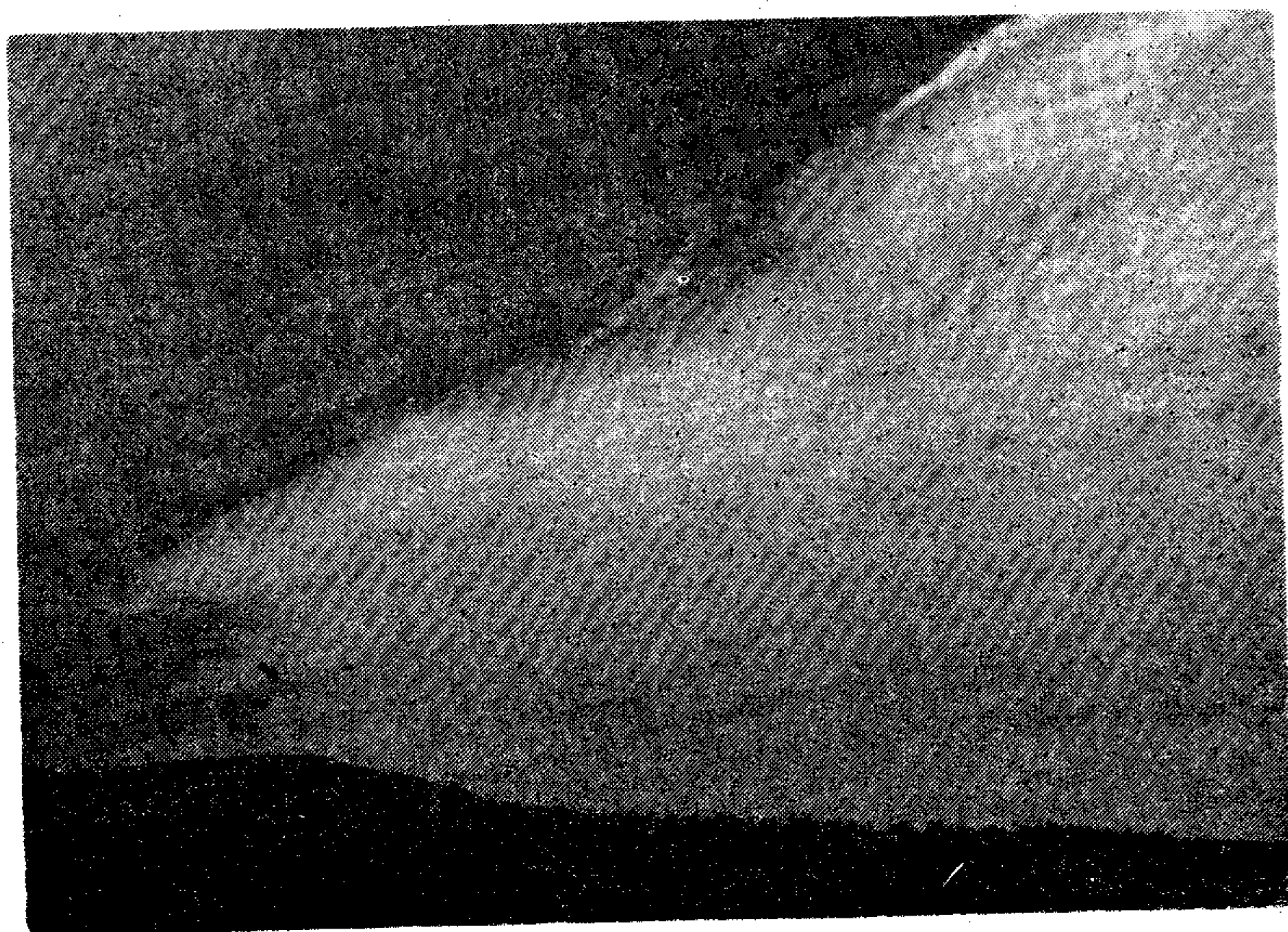
4. *Altocumulus* (Ac, obr. 8/8). Jednotlivé skupiny nebo vrstva oslnivě bílých až tmavošedých oblačných valounů. Bývají uspořádány do řad v jednom či dvou směrech. V průsvitných částech Ac vznikají ohybem světla na vodních kapičkách, kterými je Ac tvořen, malá kola kolem Slunce nebo Měsíce. Jsou to kruhy duhového zbarvení, kdy červená barva je na vnějším okraji. Zvláštní odrůdou je *altocumulus lenticularis* (Ac len; čočkovitý), který obvykle označuje vlnové proudění za horskou překážkou (obr. 8/17a) nebo zvlnění inverzní hladiny ve volné atmosféře (obr. 8/17b).

5. *Altostratus* (As, obr. 8/9). Má vláknitou strukturu. Bývá světle šedý, Slunce jím jen částečně prosvítá nebo nelze Slunce rozeznat vůbec. Je oblakem smíšeným, vyskytují se v něm přechlazené kapičky vody i ledové





*Obr. 8/9. Altostratus*



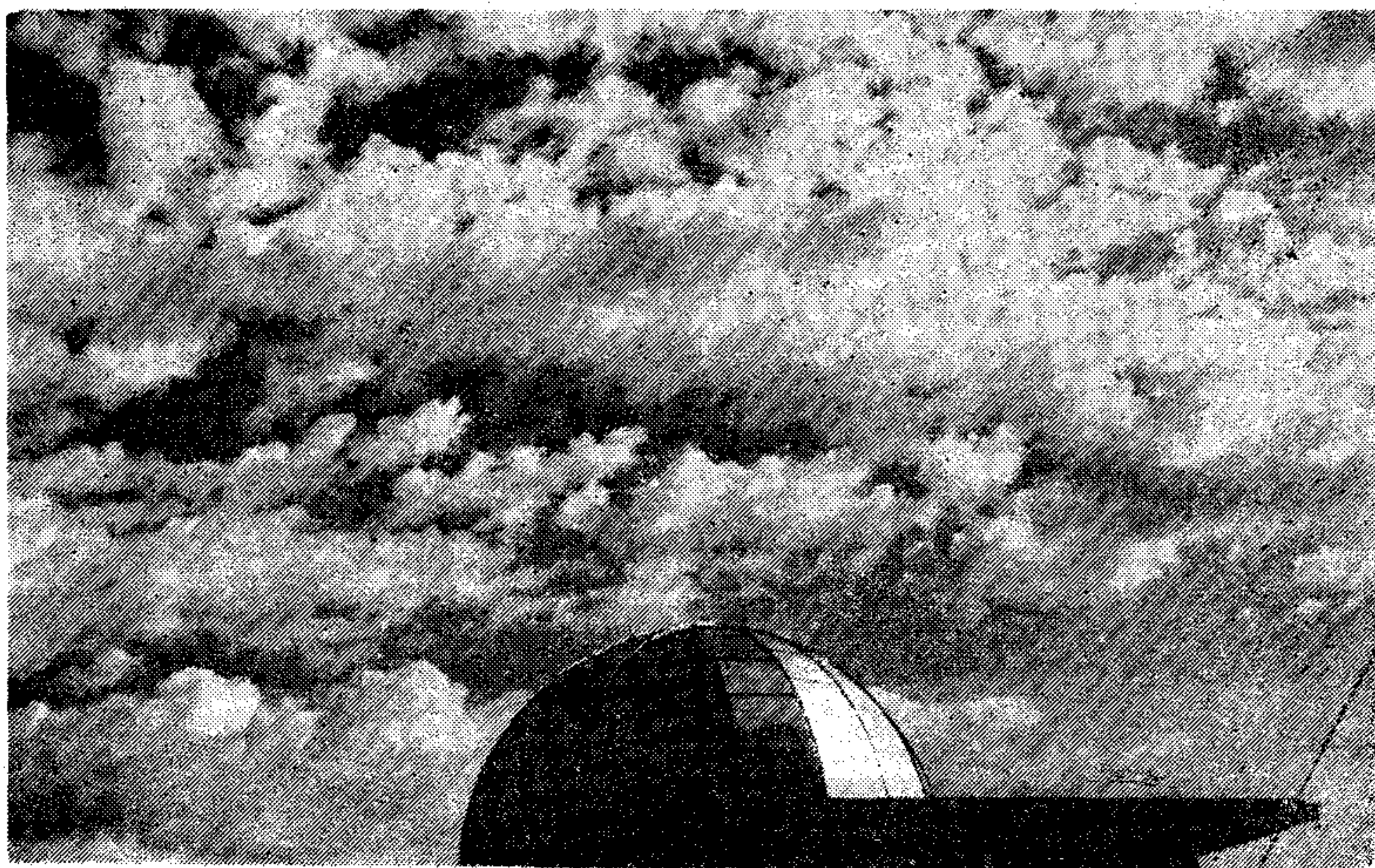
*Obr. 8/10. Altocumulus přecházející v altostratus*



krystalky. Mohou z něj vypadávat srážky v podobě slabého deště či sněžení.

6. *Nimbostratus* (Ns), má vzhled beztvaré, úplně jednotlivé, tmavošedé oblačné vrstvy. Bývá vertikálně mohutný a vyskytují se v něm zároveň kapičky přechlazené vody i ledové krystalky. Srážky z něj nemusí vypadávat, ovšem jestliže se srážky vylučují, mají trvalý charakter. Z hlediska leteckého provozu je tento oblak nebezpečný tím, že jeho základna sahá mnohdy až na zemský povrch a dohlednost zvláště v případě vypadávání srážek může být velmi nízká.

7. *Stratocumulus* (Sc, obr. 8/11). Tvoří obvykle vrstvu světlých až tmavošedých oblačných valounů, které nemusí mít ostré okraje a bývají uspořádány do řad či skupin. Bývá složen výhradně z vodních kapek.

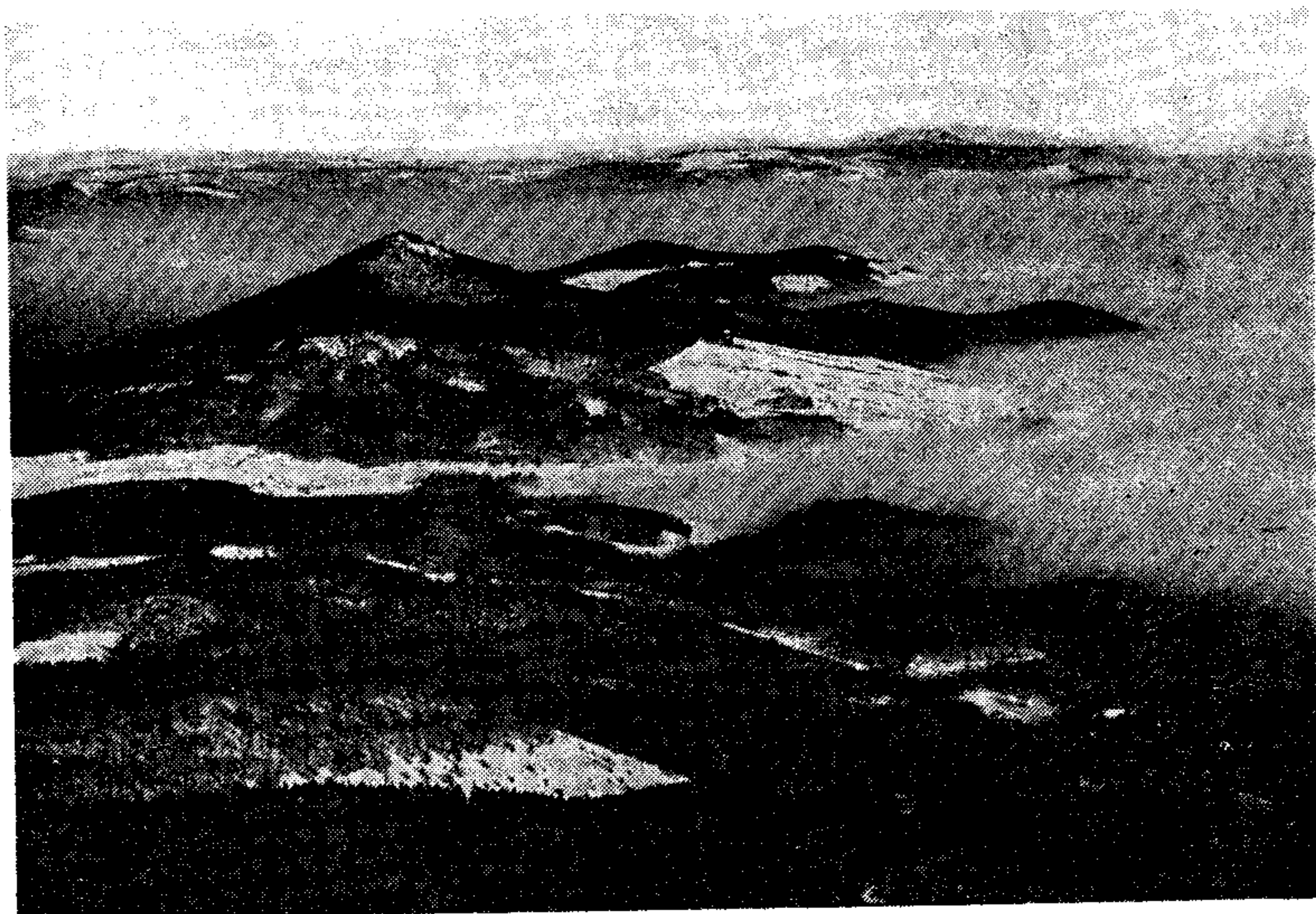


Obr. 8/11. *Stratocumulus*

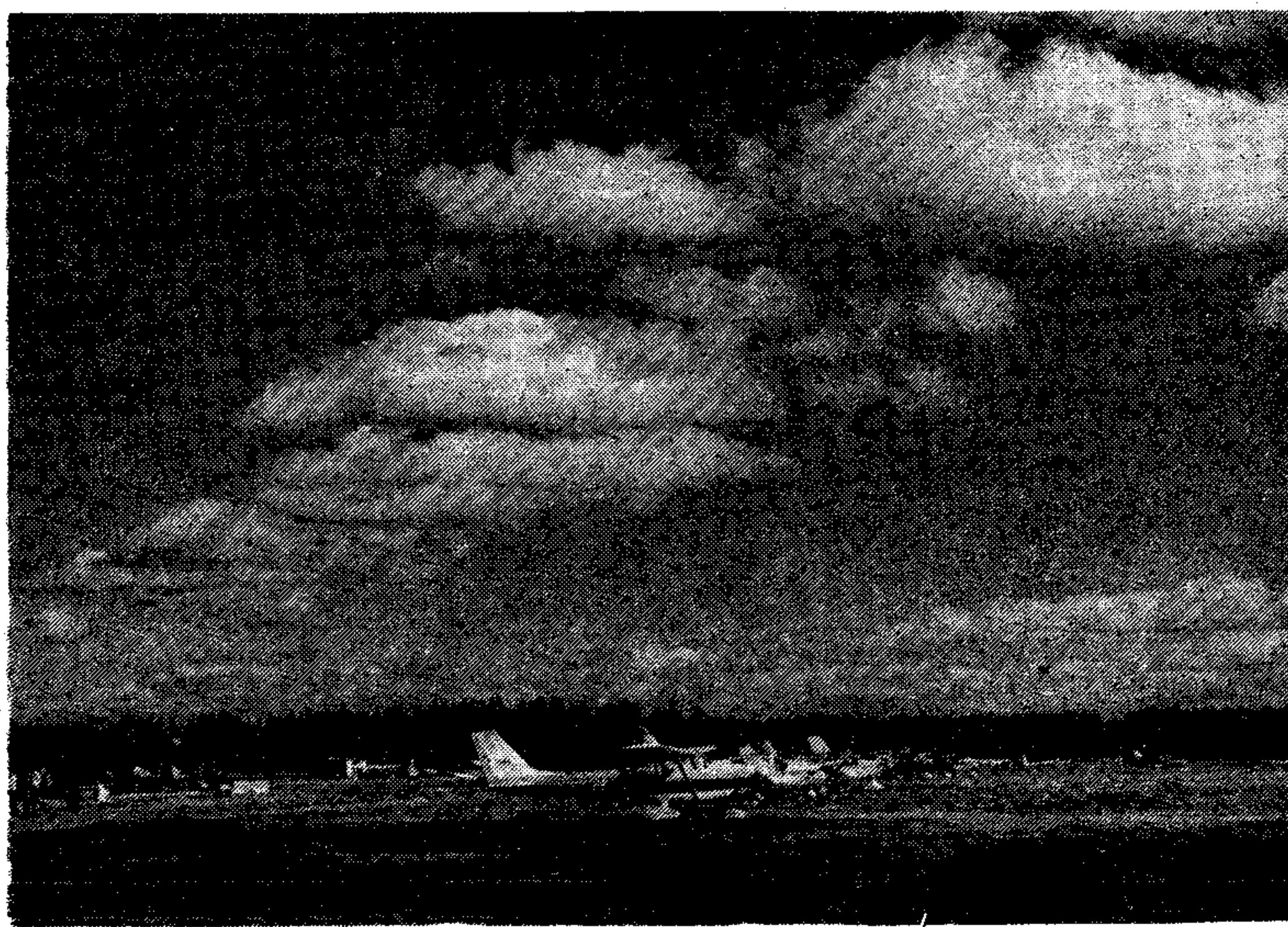
8. *Stratus* (St, obr. 8/12). Lze jej charakterizovat jako stejnoměrnou, jednotvárně šedou oblačnou vrstvu bez určitých obrysů. Nebývá příliš vertikálně mohutný a srážky z něj vypadávají výjimečně v podobě mrholení.

9. *Cumulus* (Cu, obr. 8/13 až 8/15) je název pro jednotlivé dosti husté oblaky, vyvinuté do výšky ve tvaru kup, věží či „hradů“. Mívají téměř vodorovnou základnu,



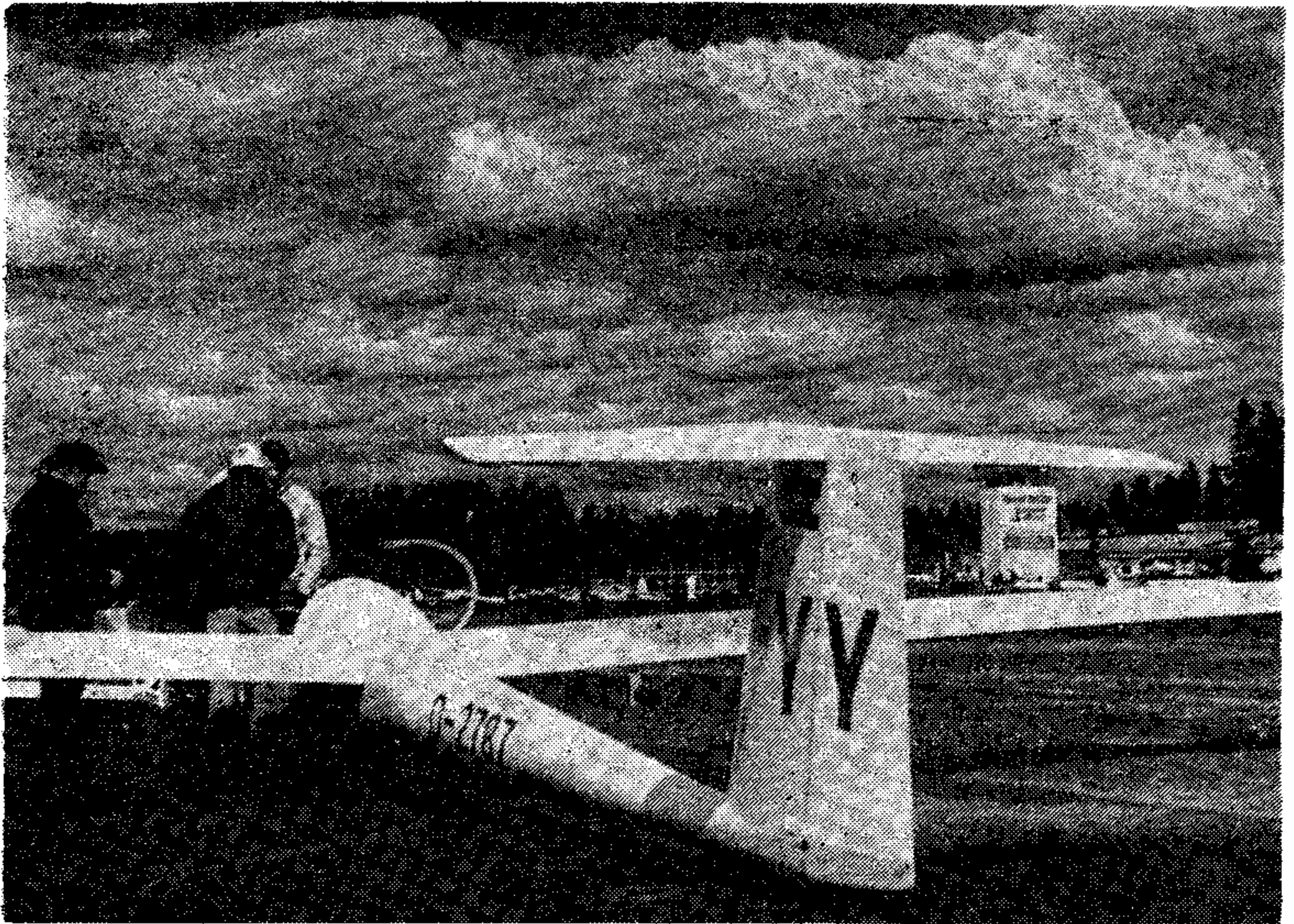


*Obr. 8/12. Stratus v údolí*

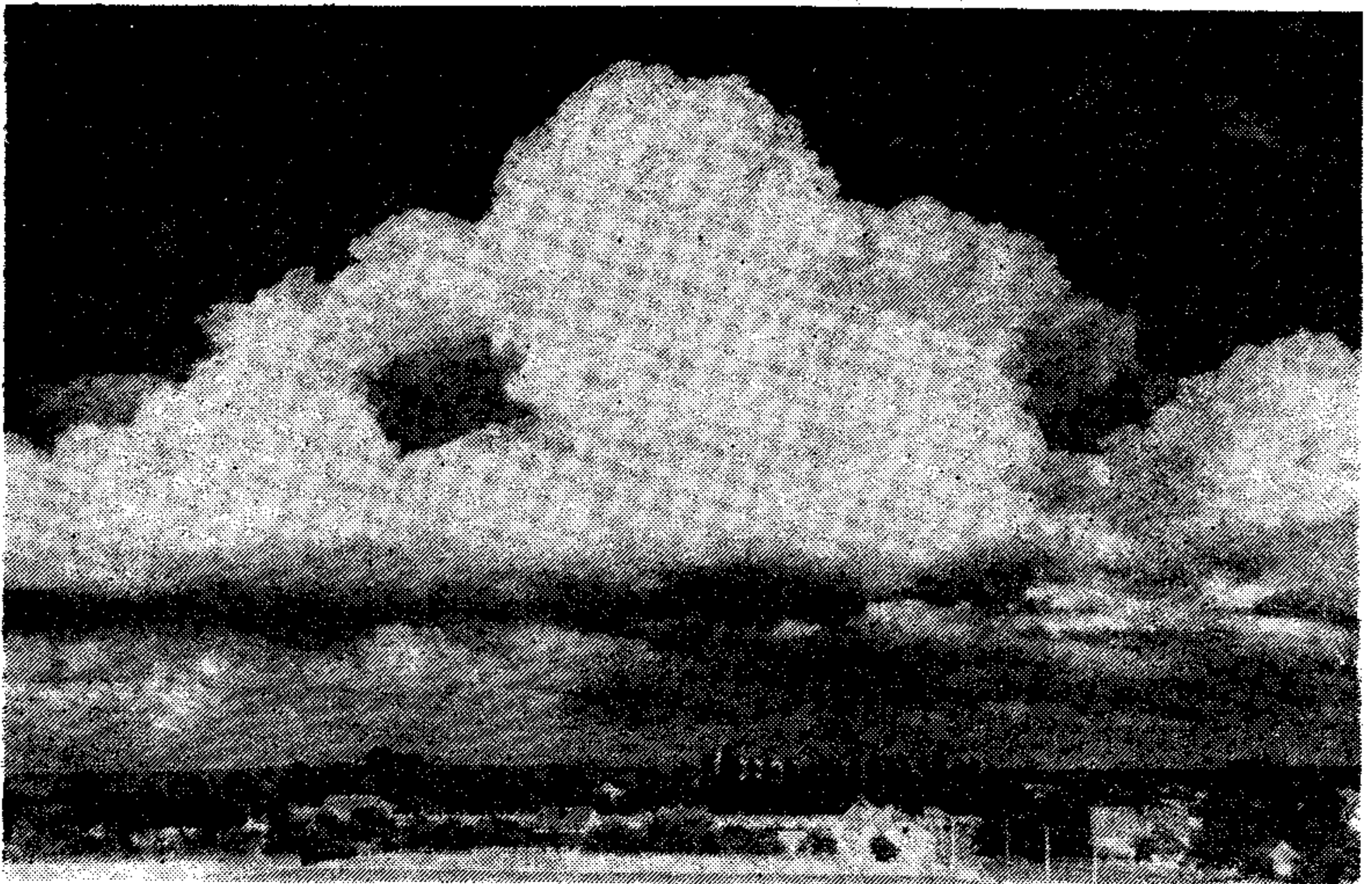


*Obr. 8/13. Cumulus humilis*





*Obr. 8/14. Cumulus mediocris*

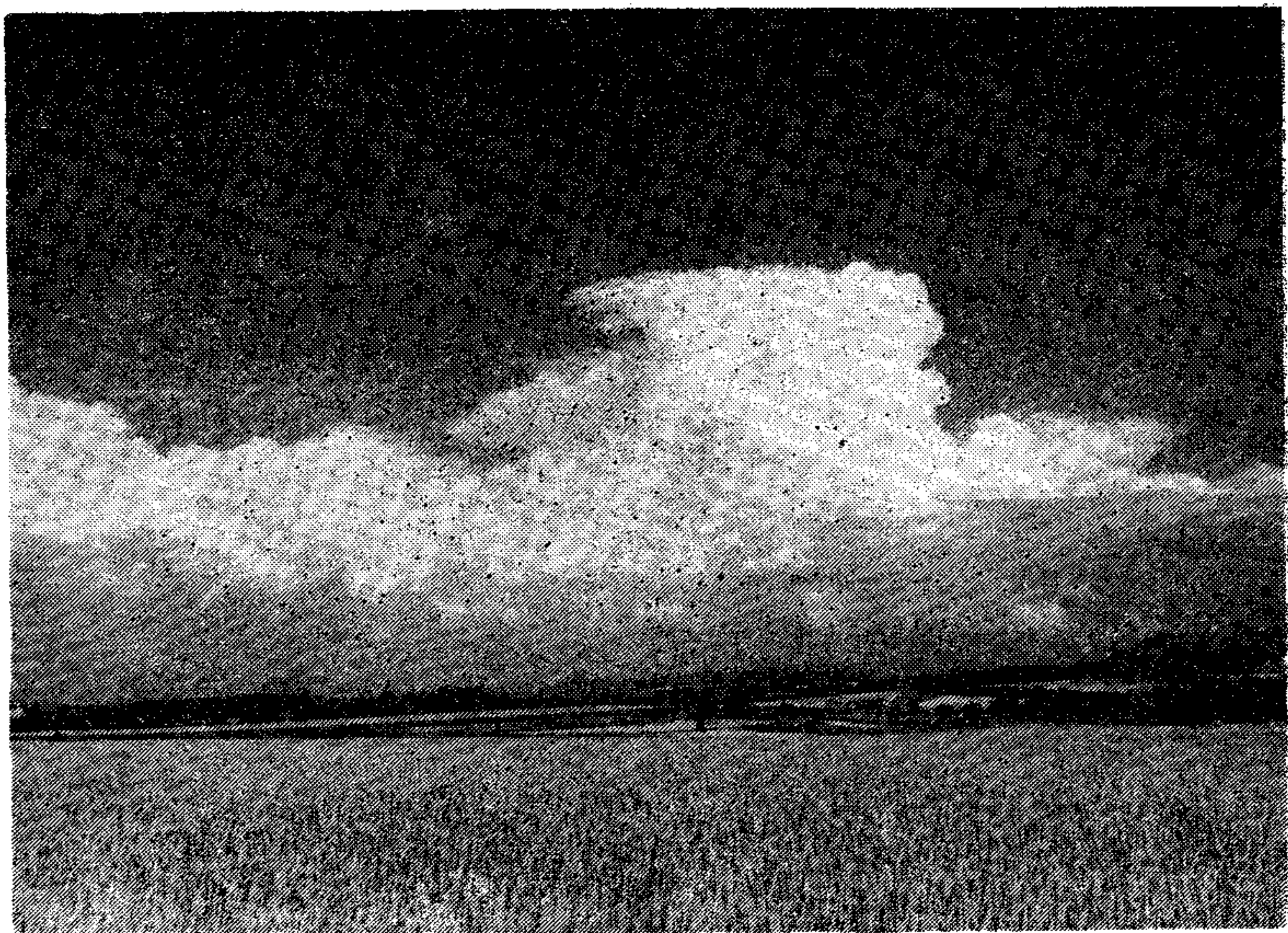


*Obr. 8/15. Cumulus congestus*



kopulovitý vrcholek a většinou ostré okraje. Mají vertikální vývoj a jsou podmíněny termickou turbulencí.

10. *Cumulonimbus* (Cb, obr. 8/16) jsou bílé až tmavošedé mohutné hmoty oblaků silně vyvinuté do výšky. Jejich kupovité části mají tvar věží. Vrcholy Cb často ztrácejí kupovitou strukturu a nabývají vláknitých tvarů, někdy v podobě kovadliny. Kumulonimby přinášejí dešťové nebo sněhové přeháňky, mohou vypadávat kroupy a často jsou spojeny s bouřkou.



Obr. 8/16. *Cumulonimbus*

Těchto 10 základních druhů oblačnosti můžeme ještě dále podrobněji dělit. Přídavným jménem můžeme určit vzhled oblaku a uspořádání jeho mikroskopických částí. Podrobnosti najdeme v Mezinárodním atlasu oblaků vydaném Světovou meteorologickou organizací.

*Oblačností* rozumíme celkové množství oblaků, jež se v daném místě a určitém okamžiku vyskytují na obloze. Pro letecké účely se oblačnost udává v osminách pokrytí oblohy tak, že např. 8/8 znamená zataženo, 4/8 polojasno, 0/8 jasno.

Jako *srážky* označujeme zpravidla vodní kapky nebo





*Obr. 8/17a. Altostratus lenticularis*



*Obr. 8/17b. Altostratus lenticularis vzniklý rozvlněním inverzní hladiny*



ledové krystalky, které padají z oblaku k zemi. Termín srážky je tedy společným výrazem pro mrholení, déšť, déšť se sněhem, sníh, kroupy apod. Význam srážek v leteckém provozu spočívá především v tom, že mohou podstatně zhoršit dohlednost a při letu v oblasti přechlazeného deště se může vytvořit na letadle silná námraza. U kluzáků s laminárním profilem křídla se při průletu deštěm podstatně zvyšuje opadání.

### 8.3.5. DOHLEDNOST

*Dohledností* rozumíme především vodorovnou vzdálenost v metrech či kilometrech, na níž ještě můžeme rozeznat předměty v našem okolí. Je zřejmé, že tento meteorologický prvek má pro letecký provoz mimořádně velký význam, neboť při nízkých hodnotách dohlednosti může být letecký provoz omezen nebo úplně znemožněn.

Je-li dohlednost snížena vlivem nahromadění kondenzačních produktů (nepatrné kapičky vody či ledové krystalky) pod 1 km, mluvíme o *mlze*. Když je dohlednost větší než 1 km, ale ve vzduchu se vznášejí opět nejdrobnější kapičky vody, mluvíme o *kouřmu*.

Dohlednost může být ovšem snížena i přítomností velmi malých pevných částic, které se dostanou do atmosféry např. zvířením půdního prachu, v blízkosti průmyslových center i spalováním. V tomto případě mluvíme o *zákalu*.

Na určitou dobu může snížit dohlednost např. silná dešťová nebo sněhová přeháňka. Tyto případy vyžadují při leteckém provozu zvláštní pozornost a opatrnost, neboť přicházejí náhle a lze je jen velmi těžko předpovídat.

Významnou veličinou pro letecký provoz je tzv. šikmá dohlednost, což je šikmá vzdálenost z letícího letadla k nejdále viditelnému bodu na zemi. Údaje o této dohlednosti jsou potřebné i ve sportovním létání, protože v některých případech při dostatečné vodorovné dohlednosti může být šikmá dohlednost z výšky několika set metrů velmi malá a může velmi ztížit orientaci především při přeletech bezmotorových letadel. Šikmá dohlednost podstatně závisí i na směru letu. Při letu proti Slunci (především je-li nízko nad obzorem) bývá šikmá dohlednost podstatně nižší než při letu po Slunci.



## 8.4. SYNOPTICKÁ METEOROLOGIE

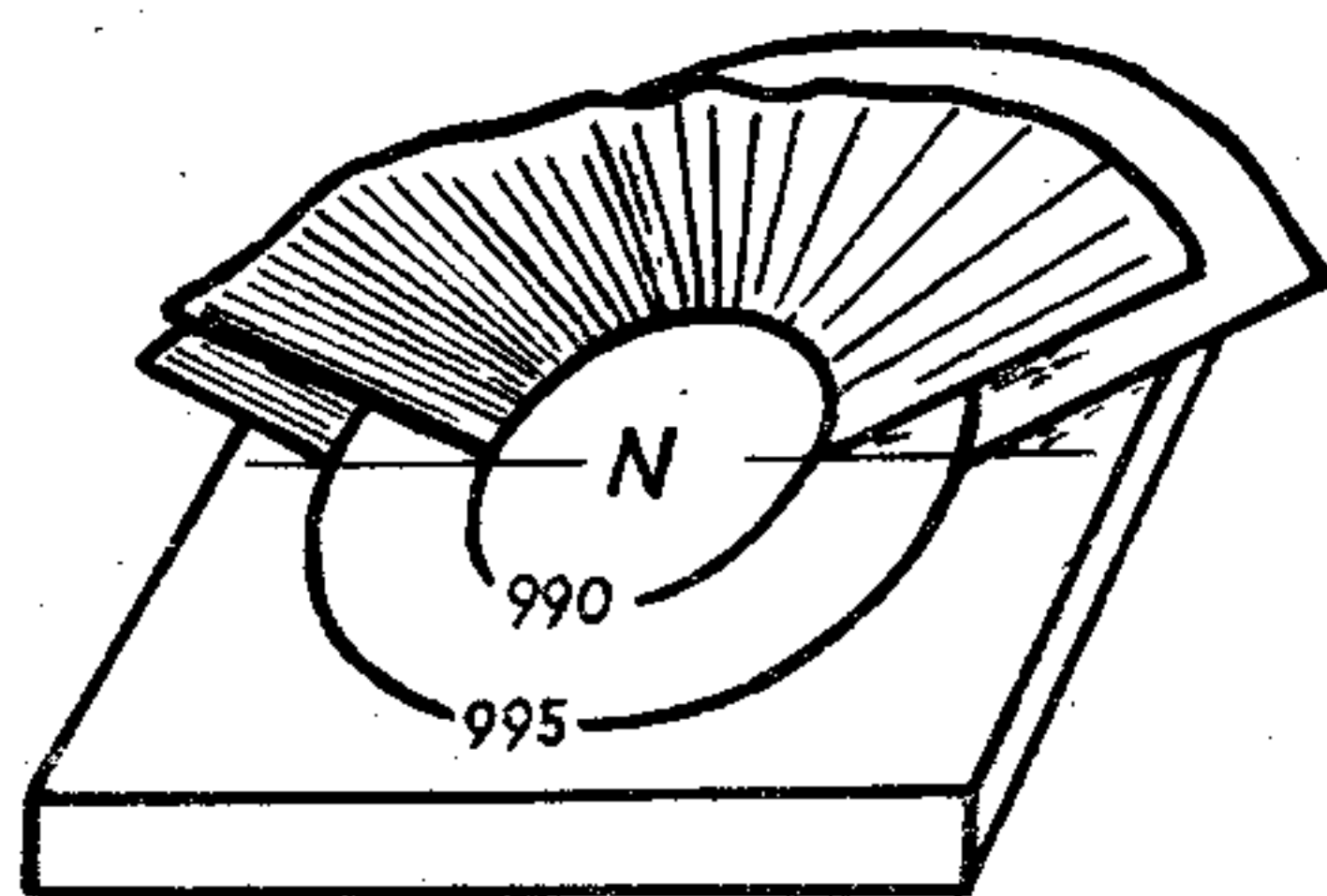
*Synoptická meteorologie* je nauka o procesech probíhajících v zemské atmosféře nad rozsáhlými oblastmi a o předpovídání počasí na základě sledování těchto procesů. Těmito procesy rozumíme především vznik, vývoj a přemísťování cyklón a anticyklón těsně související s přesunem a vývojem vzduchových hmot a frontálních rozhraní. Tyto procesy sledujeme na tzv. synoptických mapách, na kterých jsou pomocí zvláštních znaků zakreslována meteorologická pozorování jednotlivých povětrnostních stanic.

### 8.4.1. TLAKOVÉ ÚTVARY

Spojíme-li na povětrnostní mapě místa se stejným tlakem vzduchu (jsou to místa, kde jednotlivé izobarické plochy protínají hladinu moře), objeví se na mapě systém čar, kterým říkáme *izobary*. Izobary potom vymezují tlakové útvary, z nichž nejdůležitější jsou tlakové níže a výše.

#### 8.4.1.1. TLAKOVÁ NÍŽE — CYKLÓNA

V místě, kde jsou izobarické plochy prohnuty dolů, vzniká *tlaková níže* neboli *cyklóna*. Definujeme ji jako útvar, který je na povětrnostní mapě znázorněn alespoň

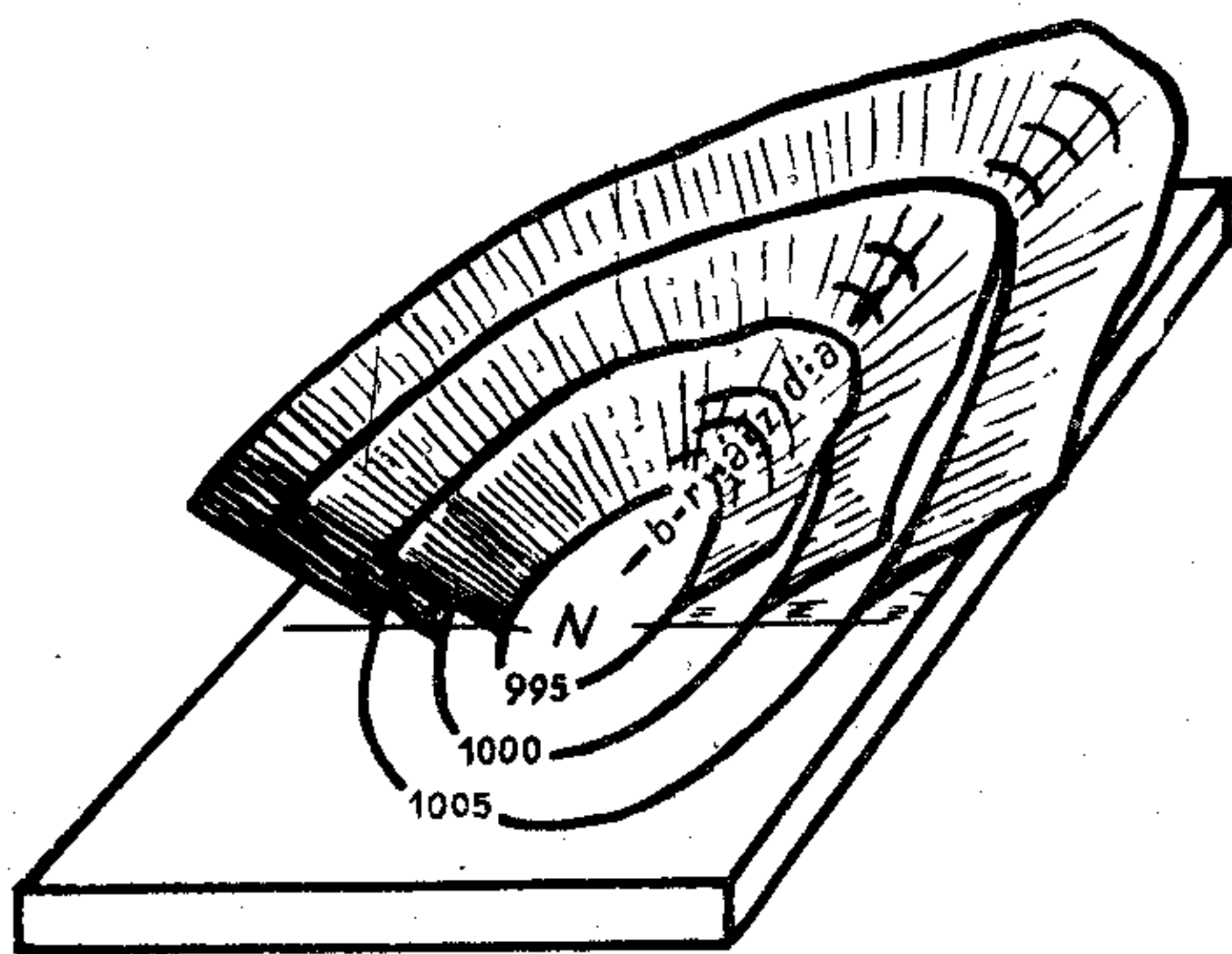


Obr. 8/18. Tlaková níže — cyklóna

jednou uzavřenou izobarou a tlak vzduchu uvnitř této izobary je nižší než v okolí (obr. 8/18). Prohnutí izoba-

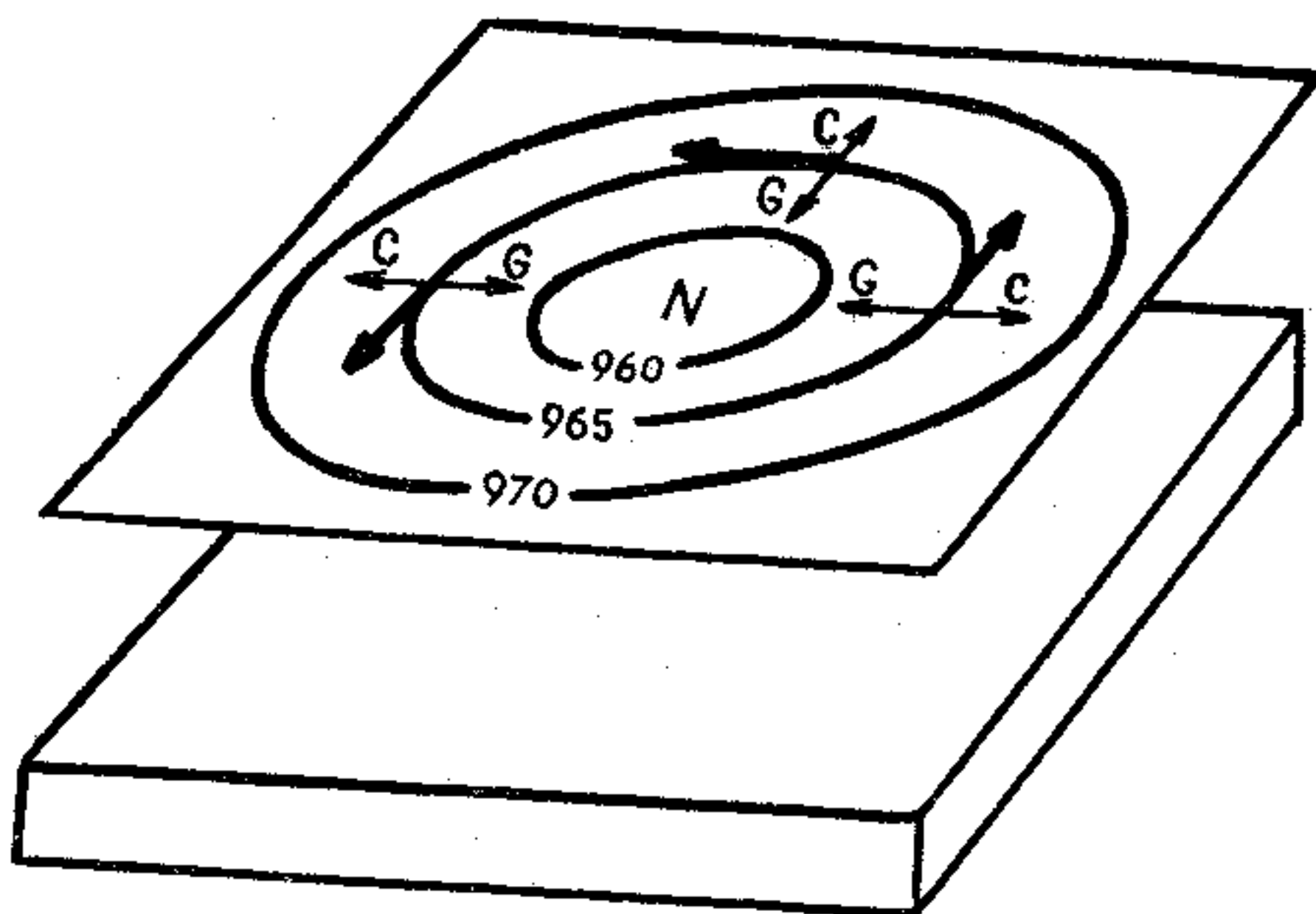
rických ploch může být v některém směru protáhlé a tlaková níže může vytvářet *brázdou nižšího tlaku* vzduchu (obr. 8/19).

V cyklóně směřuje tlakový gradient do středu níže. Počáteční pohyb, který by v prvním okamžiku směřoval do středu níže je vlivem Coriolisovy síly uchýlen vpravo (na severní polokouli) a nepůsobí-li žádné další síly,



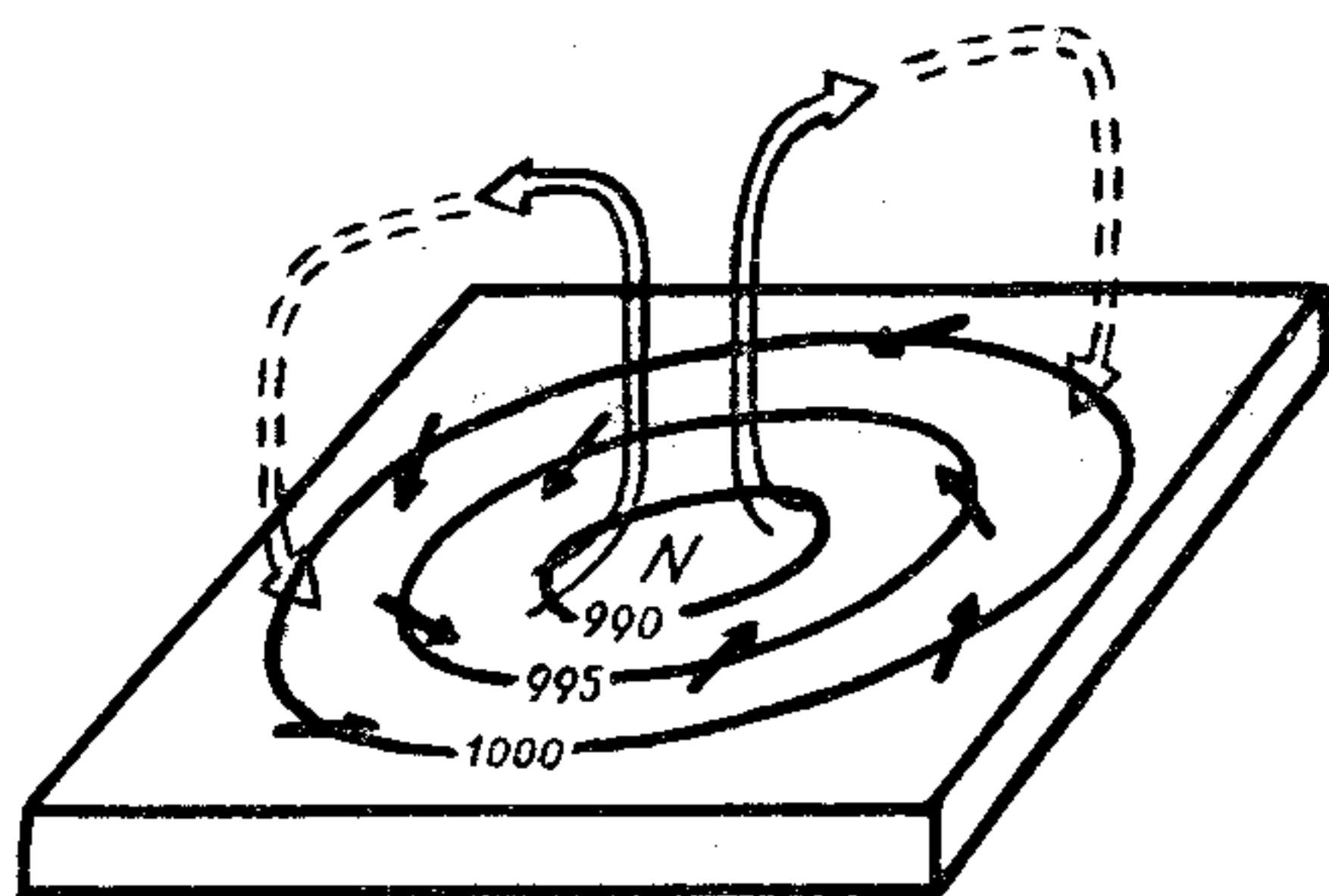
Obr. 8/19. Brázda nižšího tlaku vzduchu

dojde k ustálenému stavu, kdy vzduch proudí podél izobar a vzduchové částice obíhají kolem středu níže proti směru otáčení hodinových ručiček (obr. 8/20). Pro jednoduchost v tomto obrázku předpokládáme, že poloměr křivosti izobar je dostatečně veliký a odstředivá síla zanedbatelně



Obr. 8/20. Proudění v cyklóně nad vrstvou tření

malá. Postavíme-li se tedy zády ke směru, odkud vítr vane, máme střed cyklóny po levé ruce. V přízemní vrstvě (do výšky 1—1,5 km) způsobuje síla tření částečné stočení větru do směru tlakového gradientu, takže cyklóna se stává v přízemní vrstvě oblastí sbíhavosti (konvergence). Konvergence má za následek vznik výstupných pohybů, které hrají významnou úlohu v povětrnostních dějích v oblasti cyklóny. Proudění v cyklóně v přízemní vrstvě ukazuje obr. 8/21.

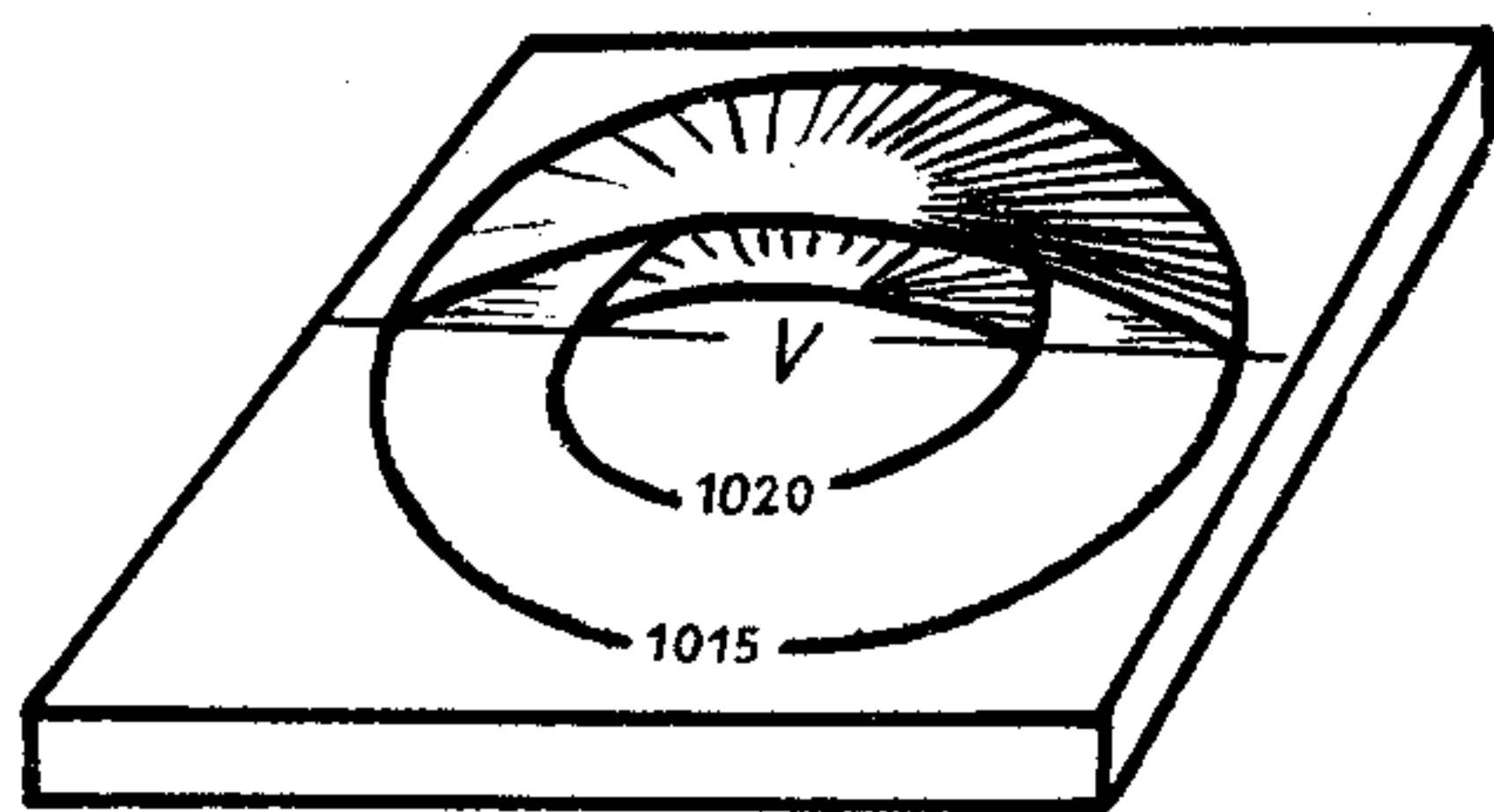


Obr. 8/21. Proudění v cyklóně v přízemní vrstvě

#### 8.4.1.2. TLAKOVÁ VÝŠE — ANTICYKLÓNA

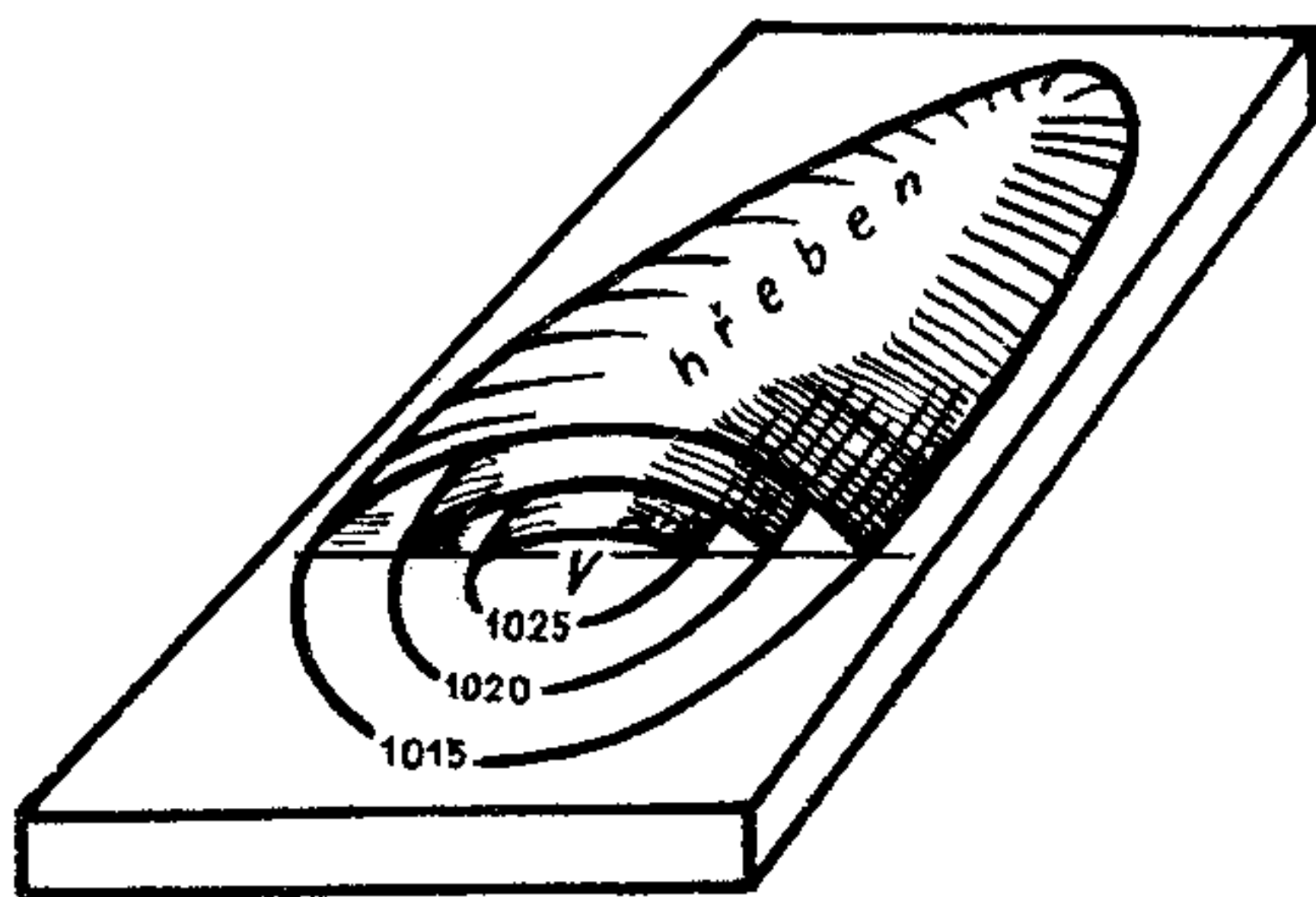
V místech, kde jsou izobarické plochy vyklenuty vzhůru, vzniká *tlaková výše* — *anticyklóna*. Na povětrnostní mapě ji definujeme jako tlakový útvar s alespoň jednou uzavřenou izobarou a tlakem uvnitř této izobary vyšším než v okolí (obr. 8/22). Vyklenutí izobarických ploch může být v některém směru protáhlé a anticyklóna vytváří *hřeben vyššího tlaku* vzduchu (obr. 8/23).

V anticyklóně směřuje tlakový gradient od středu



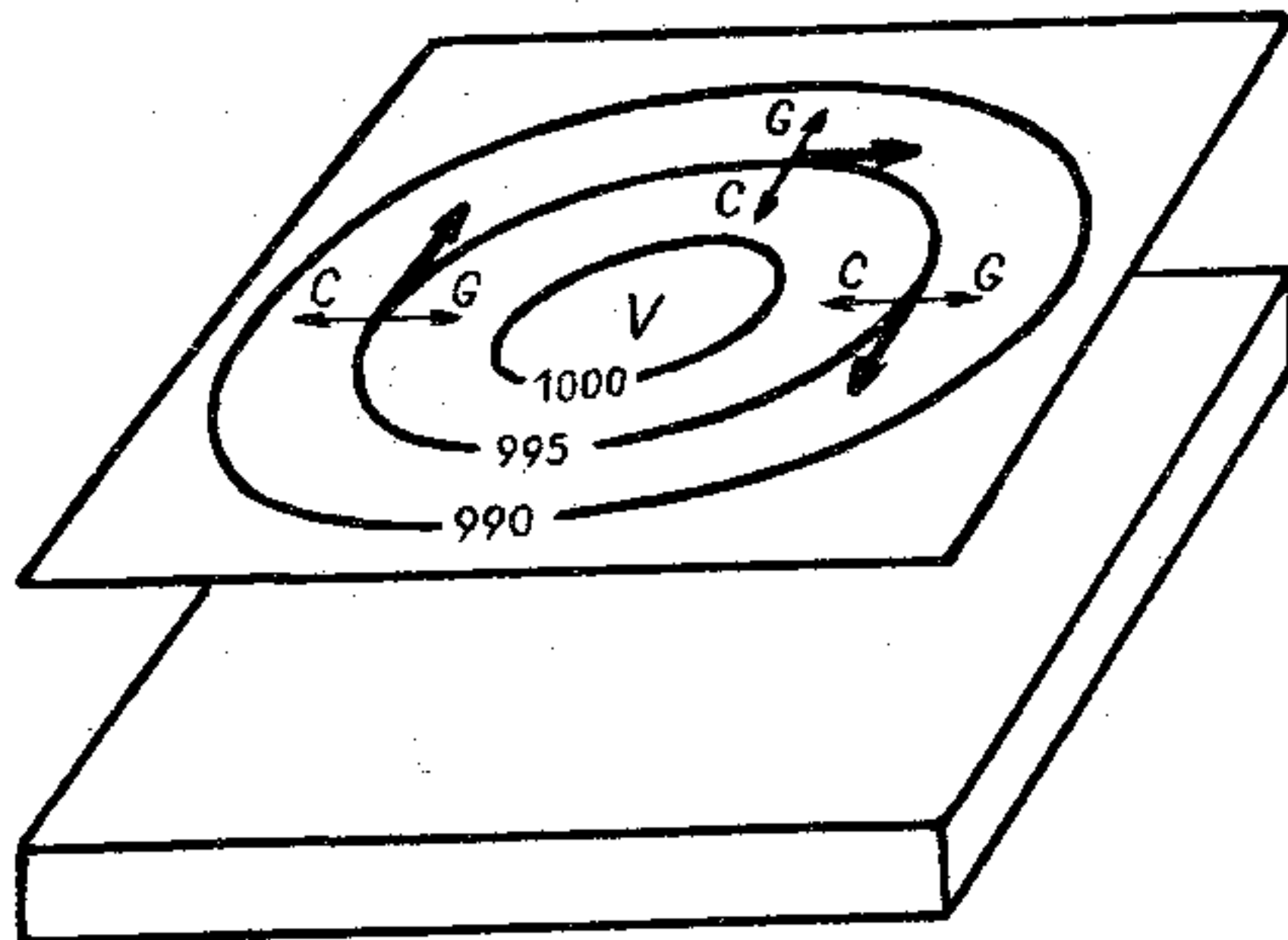
Obr. 8/22. Tlaková výše — anticyklóna





Obr. 8/23. Hřeben vyššího tlaku vzduchu

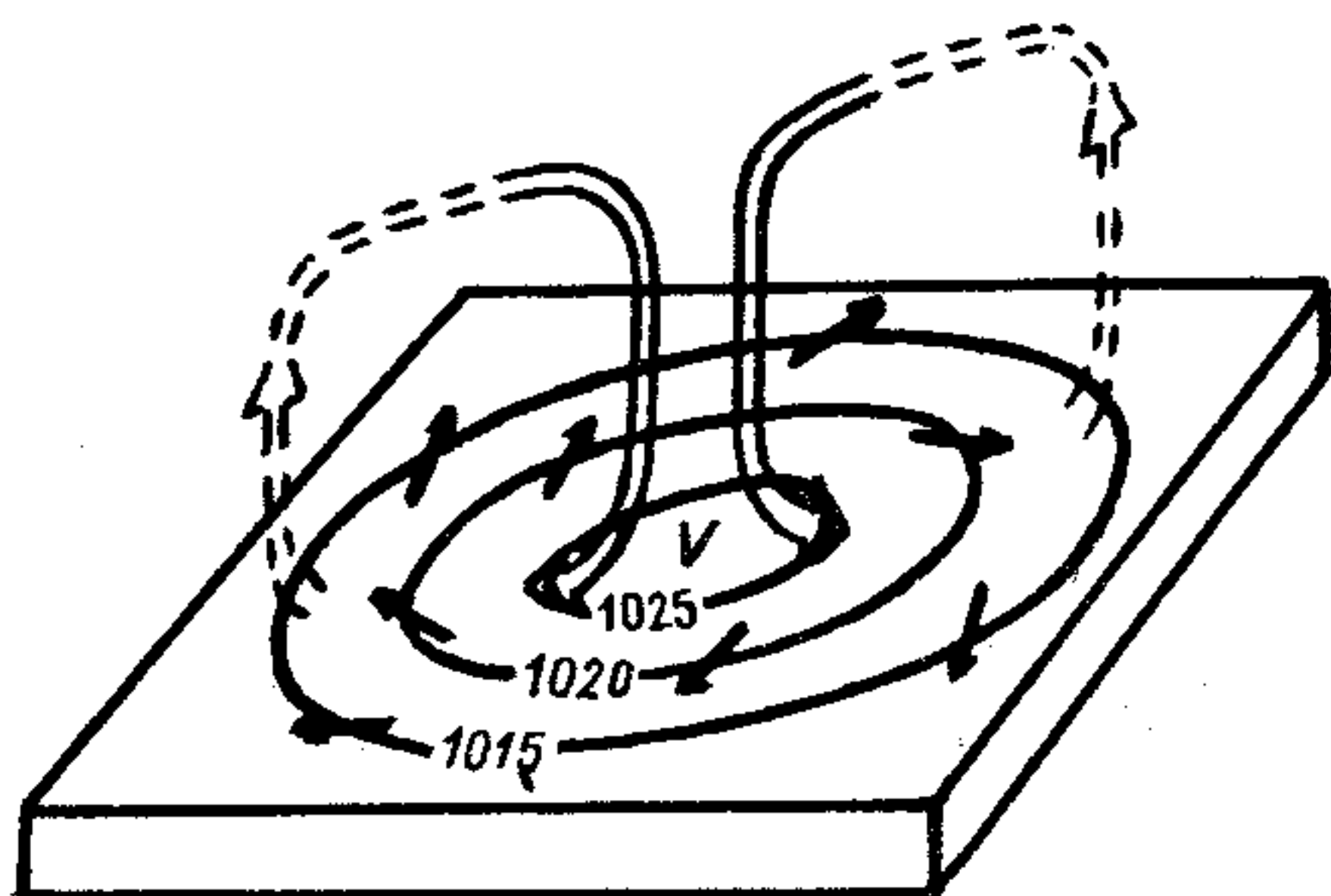
k okrajům. Na vzduchové částice, které se v prvním okamžiku začnou pohybovat v jeho směru, bude působit Coriolisova síla a stočí je vpravo od směru původního pohybu [na severní polokouli]. Zanedbáme-li vliv odstředivé síly, dojde k ustálenému stavu, kdy vzduchové částice se pohybují podél izobar a obíhají střed anticyklóny ve směru pohybu hodinových ručiček [obr. 8/24].



Obr. 8/24. Proudění v anticyklóně nad vrstvou tření

V přízemní vrstvě způsobuje síla tření částečné stočení větru do směru tlakového gradientu a vzduchové částice potom proudí napříč izobarami směrem ze středu anticyklóny. Anticyklóna je tedy v přízemní vrstvě oblastí rozbíhavosti (divergence). Odčerpávání vzduchu ze středu

tlakové výše je nahrazováno sestupným pohybem vzduchu z vyšších vrstev atmosféry. Proudění vzduchu v anticyklóně v přízemní vrstvě ukazuje obr. 8/25.



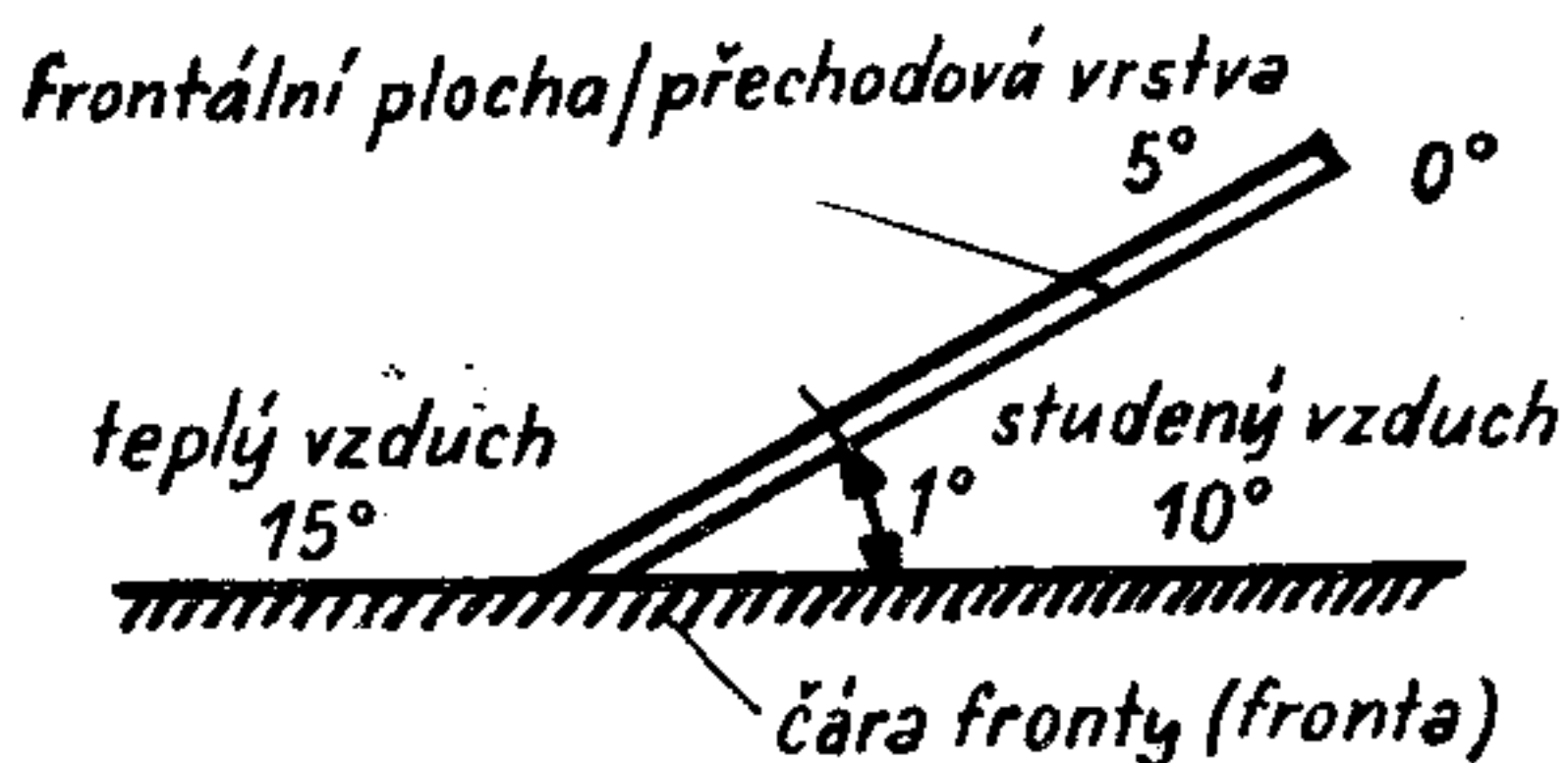
Obr. 8/25. Proudění v anticyklóně v přízemní vrstvě

#### 8.4.2. FRONTY

Vzduch ležící nad nějakou oblastí delší dobu přijímá od této podložky fyzikální vlastnosti. Teplota v přízemní vrstvě vzduchu odpovídá tepelné bilanci zemského povrchu, změny teploty vzduchu s výškou odpovídají zeměpisné poloze místa, vlhkost vzduchu záleží především na tom, leží-li vzduch nad mořem či pevninou. Říkáme, že v tomto případě je vzduch v tepelné a radiační rovnováze s podkladem. Jde tedy o vzduchovou hmotu určitých fyzikálních vlastností a zůstává-li tato hmota bez pohybu, potom se její vlastnosti s časem příliš nemění. Nad jiným územím vznikne samozřejmě jiná vzduchová hmota, která se bude svými fyzikálními vlastnostmi od té první lišit. Bude se lišit především teplotou, vlhkostí, obsahem prachu apod. Zřejmě se tedy při letu uvnitř jedné vzduchové hmoty nesetkáme prakticky s podstatnými rozdíly v počasí. Jinak tomu bude při přeletu z jedné vzduchové hmoty do druhé, kdy se téměř vždy setkáme s velmi složitou povětrnostní situací. Je to především velmi mohutná oblačnost s nízkou základnou a se srážkami. Může se vyskytnout též mlha, bouřky a velmi prudký, nárazovitý vítr. Způsobují je fyzikální pochody, které se odehrávají na rozhraní mezi dvěma vzduchovými hmotami. Dvě vzduchové hmoty různých fyzikálních vlastností se mísí na styčné ploše (která ovšem není plochou v geometrickém

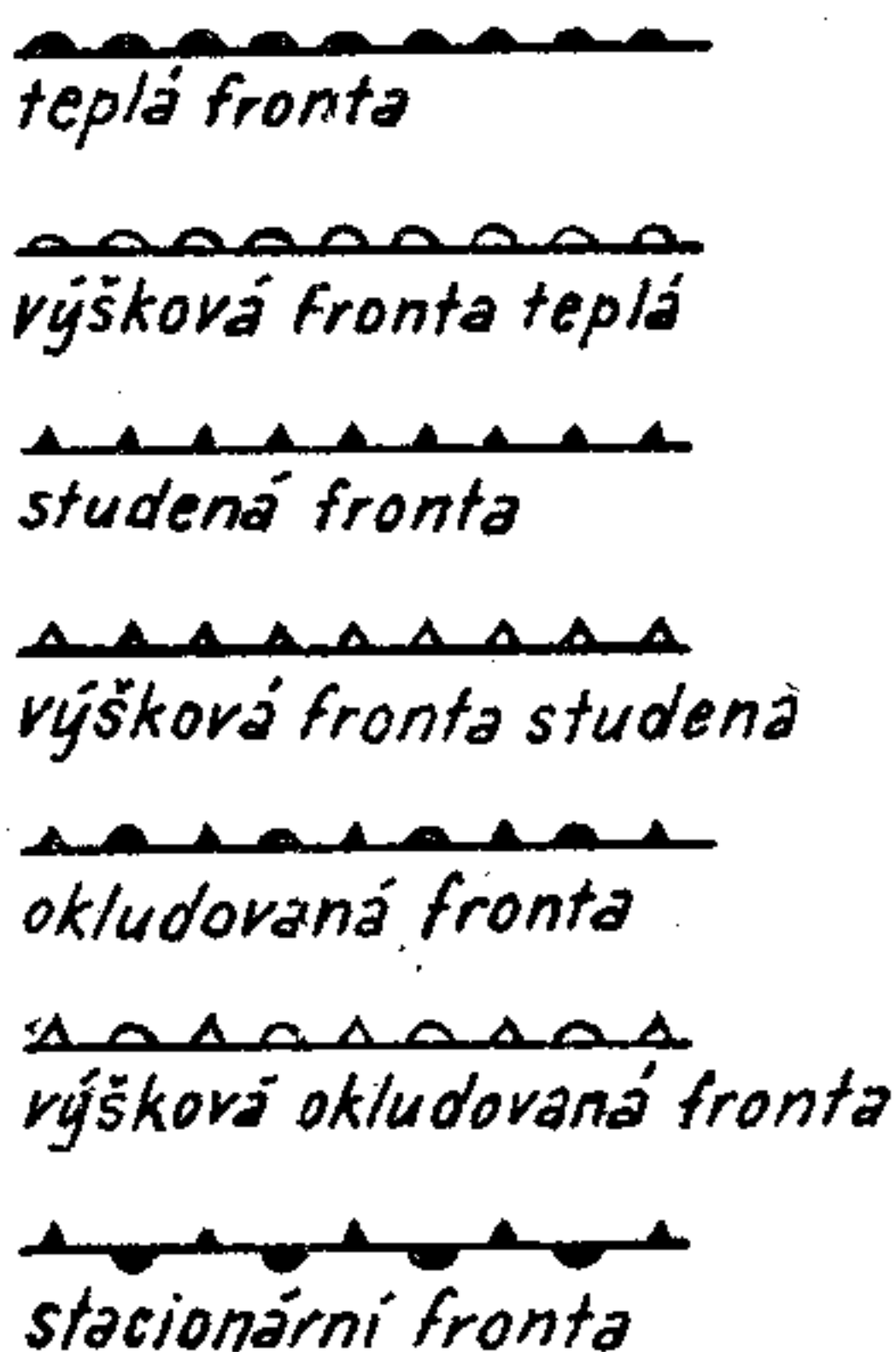
slova smyslu, ale vrstvou o tloušťce až několika set metrů) a vytvářejí množství povětrnostních dějů, které jsou typické právě pro toto rozhraní a závisejí na vlastnostech obou vzduchových hmot.

Přechodová vrstva svírá se zemským povrchem malý úhel, obvykle menší než  $1^\circ$ . Taková šikmá přechodová vrstva se nazývá *frontální plocha* nebo *fronta* a její průsečnice se zemským povrchem *čára fronty* nebo též zkráceně *fronta* (obr. 8/26).



Obr. 8/26. Rozhraní mezi dvěma vzduchovými hmotami

V praxi rozlišujeme fronty teplé, studené, okludované, stacionární a výškové. Na povětrnostních mapách označujeme čáry front buď barevně (teplou červeně, studenou modře, okludovanou fialově, stacionární čarou střídavě červenou a modrou a výškovou čárkovaně barvou, kte-



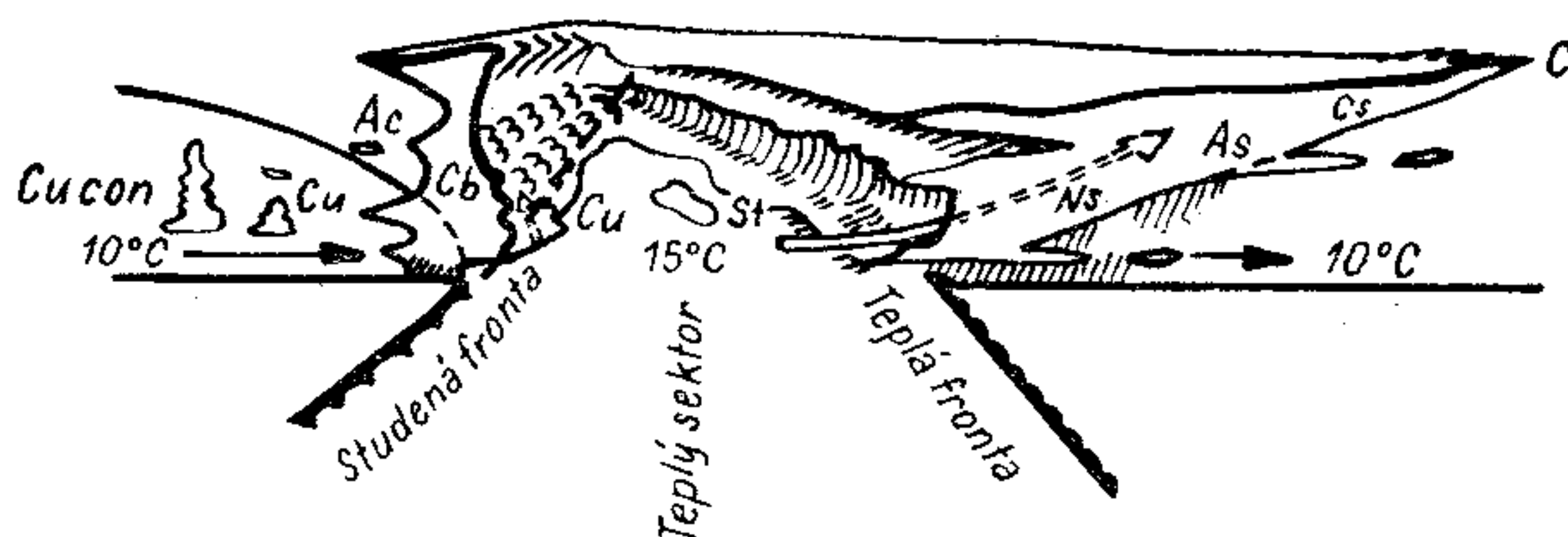
Obr. 8/27. Označení jednotlivých druhů front na jednobarevných tištěných povětrnostních mapách



rá odpovídá charakteru fronty), nebo v tištěných jednobarevných povětrnostních mapách se používá označení, které je uvedeno na obr. 8/27.

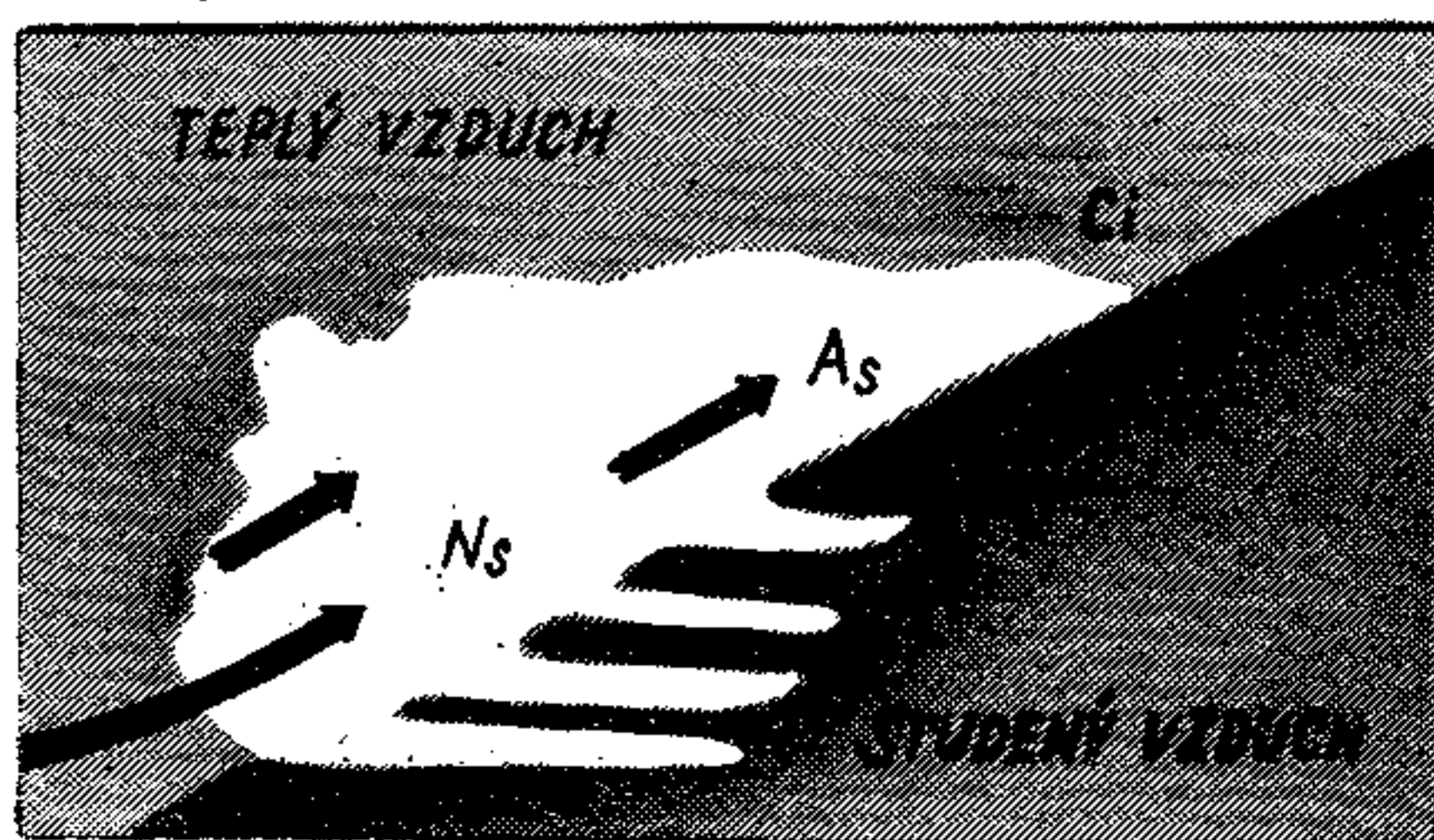
#### 8.4.2.1. TEPLÁ FRONTA

Když teplý vzduch postupuje větší rychlostí než před ním ležící chladnější vzduch, vykluzuje teplý po studeném vzhůru a jejich styčné ploše říkáme *teplá fronta* (obr. 8/28). Při výstupu teplého vzduchu dochází k jeho rozpínání a tím ochlazování. Relativní vlhkost vertikálně se pohybujícího vzduchu stoupá a v určité výšce dojde k nasycení vzduchu vodními parami, ke kondenzaci a vytvoření oblaků. Ve většině případů vypadávají i srážky. Jak je vidět z obr. 8/28, je nejnižší základna oblačnosti při čáře fronty a s rostoucí vzdáleností od ní (ve směru postupu fronty) se základna oblaků zvyšuje.



Obr. 8/28. Rozhraní mezi teplým a studeným vzduchem

Postupuje-li teplá fronta směrem k pozorovateli, objeví se nejprve oblačnost typu Ci a Cs. Slunce jí ještě prosvítá. S přibližující se frontou se objevuje oblačnost typu As. Základna oblačnosti se dále snižuje a nastupuje nimbostratus, jehož základna zvláště v zimě může klesnout až na zem (obr. 8/29).

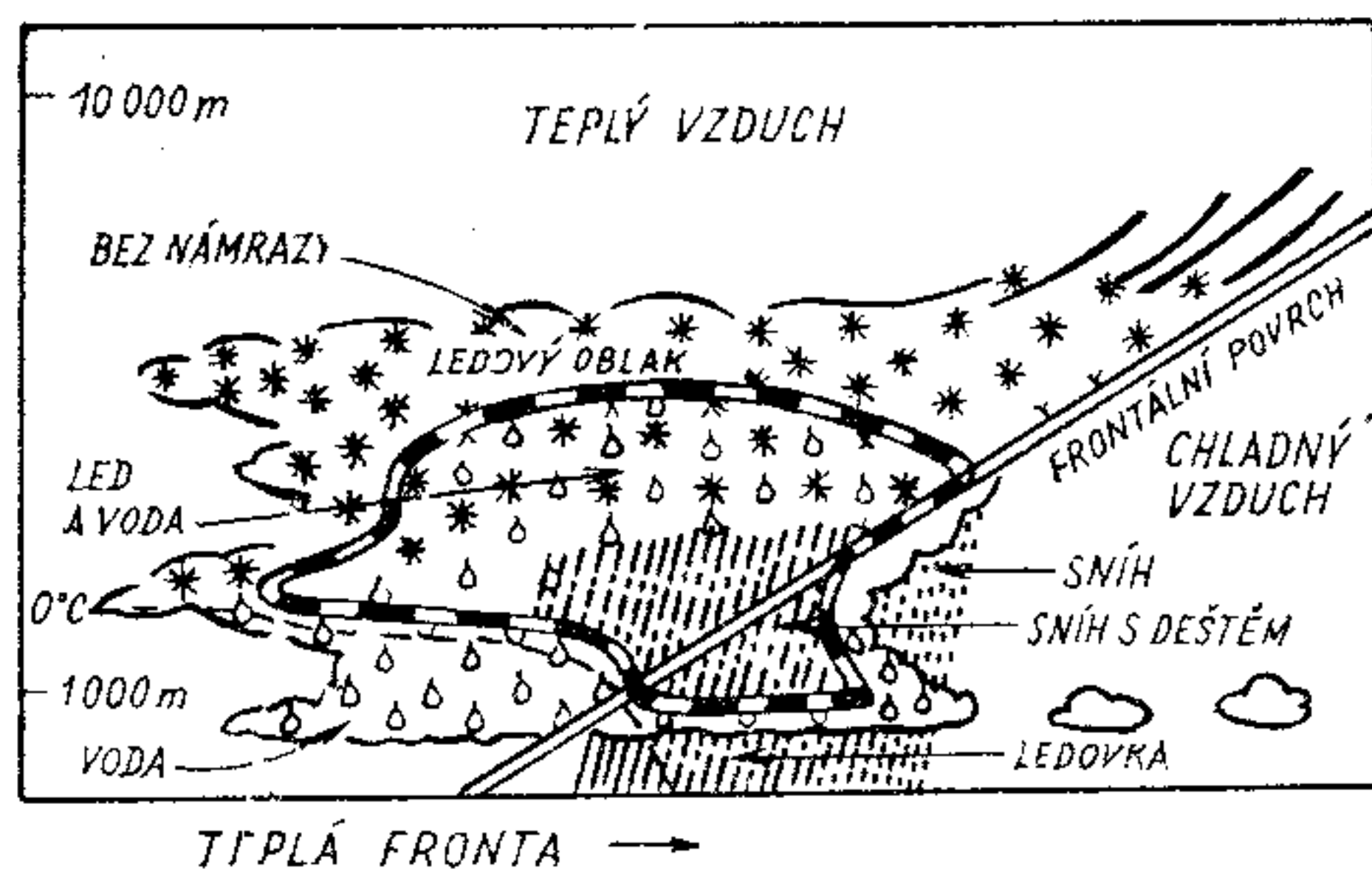


Obr. 8/29. Oblačnost teplé fronty

Na teplé frontě se vyskytují trvalé srážky všeho druhu. Vznik srážek závisí na vertikální mohutnosti oblačné vrstvy a na výšce izotermy 0 °C. V našich zeměpisných šířkách vypadávají srážky na teplé frontě častěji v zimě než v létě. Šířka srážkového pásma je asi 300 km, v případě sněžení 400 km a většinou leží před čarou fronty.

Vítr před teplou frontou bývá jihovýchodní až jižní, po přechodu fronty se obvykle stáčí na jihozápad. Tlak vzduchu před teplou frontou klesá poměrně silně, po přechodu fronty zůstává stejný, případně mírně klesá.

Jde-li o výraznou teplou frontu, je průlet sportovními letadly prakticky nemožný. Abychom se totiž mohli vyhnout nejnebezpečnější oblasti, je nutné letět ve výškách nad 6 km. Let v přízemních výškách bývá nemožný pro nízké základny mraků nebo špatnou dohlednost a v zimní polovině roku zde hrozí nebezpečí silné námrazy (obr. 8/30).



Obr. 8/30. *Povětrnostní jevy v oblasti vyvinuté teplé fronty*

V letní polovině roku nebývají u nás teplé fronty tak výrazné. Ve většině případů neklesá základna oblačnosti příliš nízko a často chybí výraznější oblast srážek. V tomto případě lze teplou frontu podlétnout především v rovinatém terénu. Oblast hor je i v tomto případě nebezpečná především tím, že nízká oblačnost může zakrývat vrcholky hor a silnější déšť v horské oblasti může nepříznivě ovlivnit dohlednost.

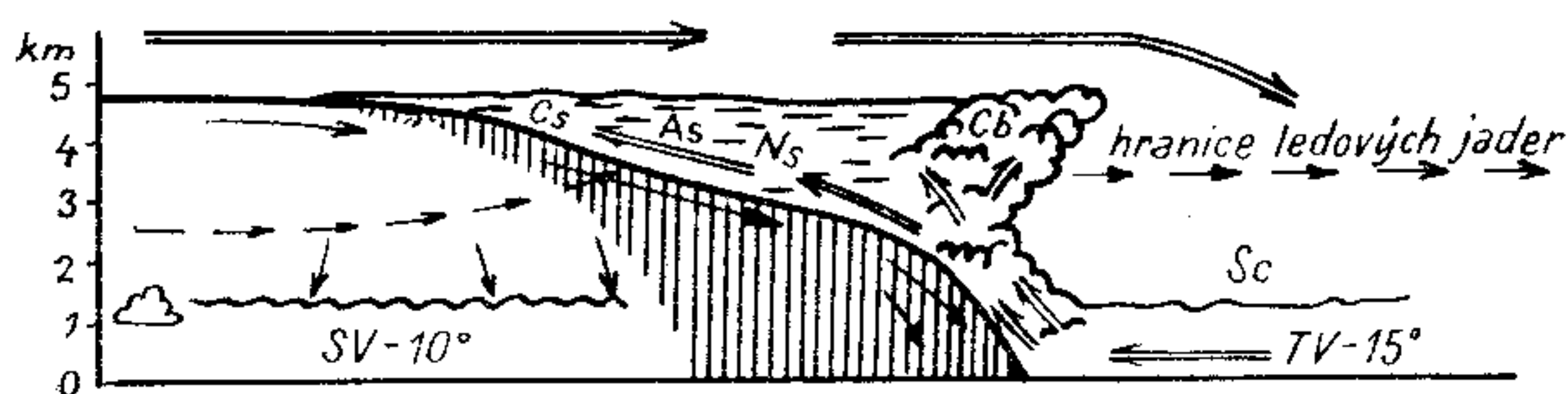
Pro bezmotorové létání je oblast teplé fronty v každém případě nevhodná. Vyskytuje se jen vrstevnatá oblačnost, pro vývoj kupovité neexistují příznivé podmínky.

#### 8.4.2.2. STUDENÁ FRONTA

*Studená fronta* je stejně jako teplá rozhraním mezi studeným a teplým vzduchem. V tomto případě však postupuje rychleji studený vzduch a vlivem své větší hustoty se tlačí jako klín pod teplý vzduch, který je nucen vystupovat podél frontálního rozhraní vzhůru. Teplý vzduch se při výstupu rozpíná a ochlazuje, jeho relativní vlhkost stoupá. V určité výšce dojde k nasycení vzduchu vodními parami, ke kondenzaci a vytvoření oblačnosti. Druh oblaků závisí převážně na teplotních poměrech vytlačovaného teplého vzduchu, především na chodu teploty vzduchu s výškou. Při vhodných podmínkách, které se u nás vyskytují hlavně v teplé polovině roku, dochází na přední straně klínu studeného vzduchu k vytvoření bouřkových oblaků (Cb), jejichž vrcholy mnohdy přesahují 10 km.

V ostatních částech frontálního rozhraní je druh oblačnosti určován vzájemným charakterem proudění teplého a studeného vzduchu. Proudí-li teplý vzduch i ve vyšších hladinách vzhledem ke studenému pomaleji, pak výstup teplého vzduchu po frontálním rozhraní pokračuje do značných výšek. Takto vzniklá oblačnost se velmi podobá oblačnosti teplé fronty (s výjimkou oblaků typu Cb na čele fronty), ovšem sled jednotlivých druhů oblaků je opačný. Takové frontě říkáme *studená fronta 1. druhu* (obr. 8/31). Srážky na čele fronty vzhledem k výskytu Cb mají značně proměnlivou intenzitu, se vzrůstající vzdáleností od čáry fronty se mění v trvalý déšť či sněžení s podobným charakterem jako v případě teplé fronty. Srážky vypadávají především za čarou fronty.

Velmi často se v naší zeměpisné oblasti vyskytuje ten případ, kdy teplý vzduch ve výšce proudí vzhledem ke studenému relativně rychleji. Ve vyšších vrstvách atmosféry se proto vyskytují sestupné pohyby podél frontálního rozhraní a tyto pohyby brání vzniku oblačnosti. Zůstá-



Obr. 8/31. Vertikální řez studenou frontou 1. druhu



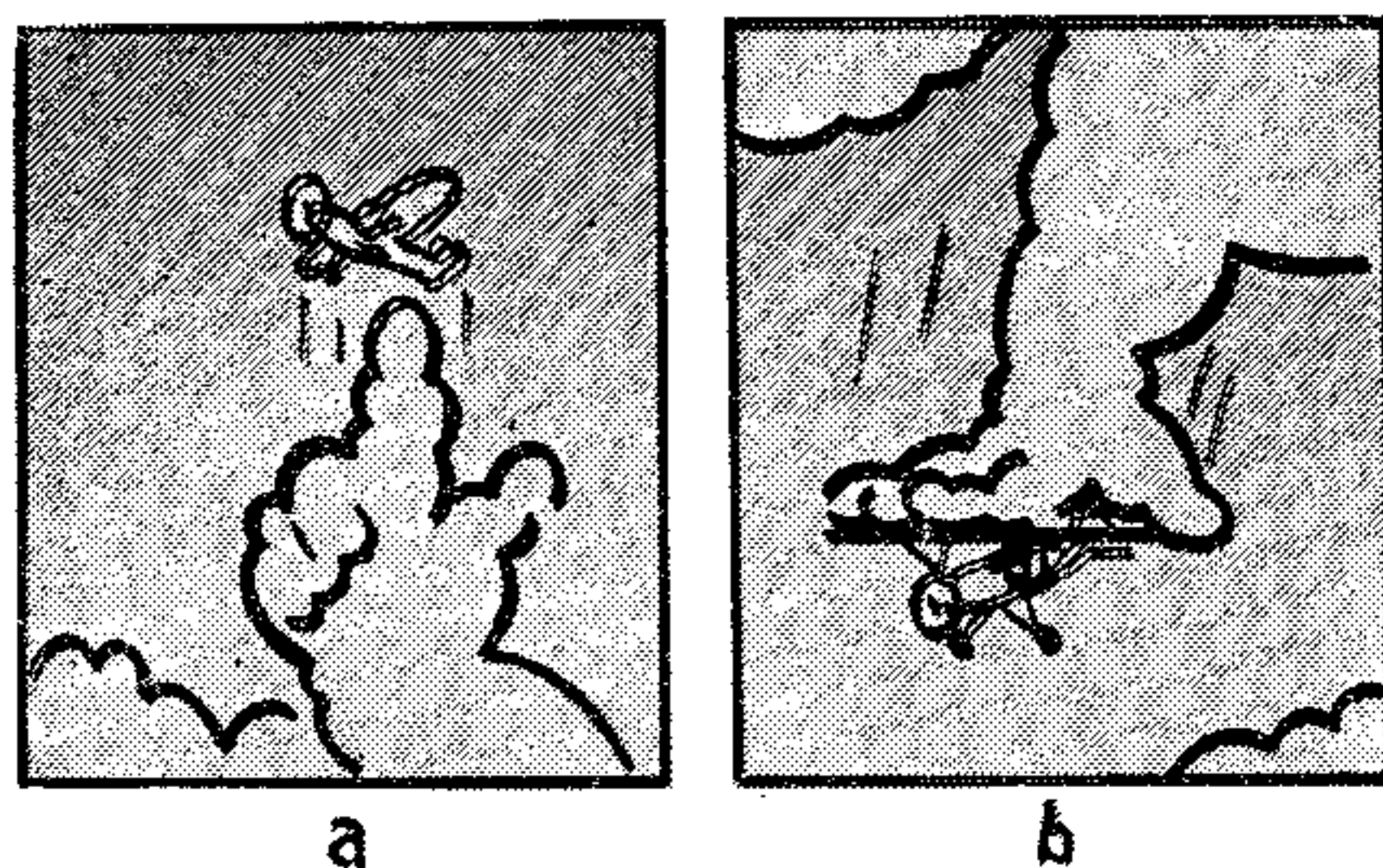
vá jen poměrně úzký pás bouřkových oblaků, které jsou vázány na tu oblast frontálního rozhraní, kde se vyskytují výstupné pohyby teplého vzduchu. Vzniká vertikálně mohutná oblačnost, jejíž vodorovné rozměry (ve směru kolmém na čáru fronty) mohou být jen několik desítek kilometrů. Takové studené frontě říkáme *studená fronta 2. druhu*.

Postupuje-li tato fronta směrem k pozorovateli, vidí nejprve hradbu bouřkových oblaků, kterou někdy mohou předcházet Ci. Po přechodu čáry fronty přes místo pozorovatele se brzy vyjasní a vyskytne se pouze kupovitá oblačnost v labilní vzduchové hmotě, která se však může spojit v jednolitou vrstvu (Sc a Ac). Srážky na studené frontě 2. druhu mají přeháňkový charakter, v letní polovině roku se mohou vyskytnout intenzivní lijáky i kroupy.

Vítr před studenou frontou bývá jihozápadní až jižní, za frontou se otáčí k severozápadu, případně k severu. Tlak vzduchu před frontou klesá, za frontou mnohdy strmě stoupá.

Pro bezmotorové létání je výhodnější studená fronta 2. druhu, neboť pásmo neletového počasí je poměrně úzké. U studené fronty 1. druhu je pásmo neletového počasí široké několik set kilometrů. Celá oblast fronty je nebezpečná možností výskytu mohutné turbulence pod Cb, námrazy a sníženou dohledností.

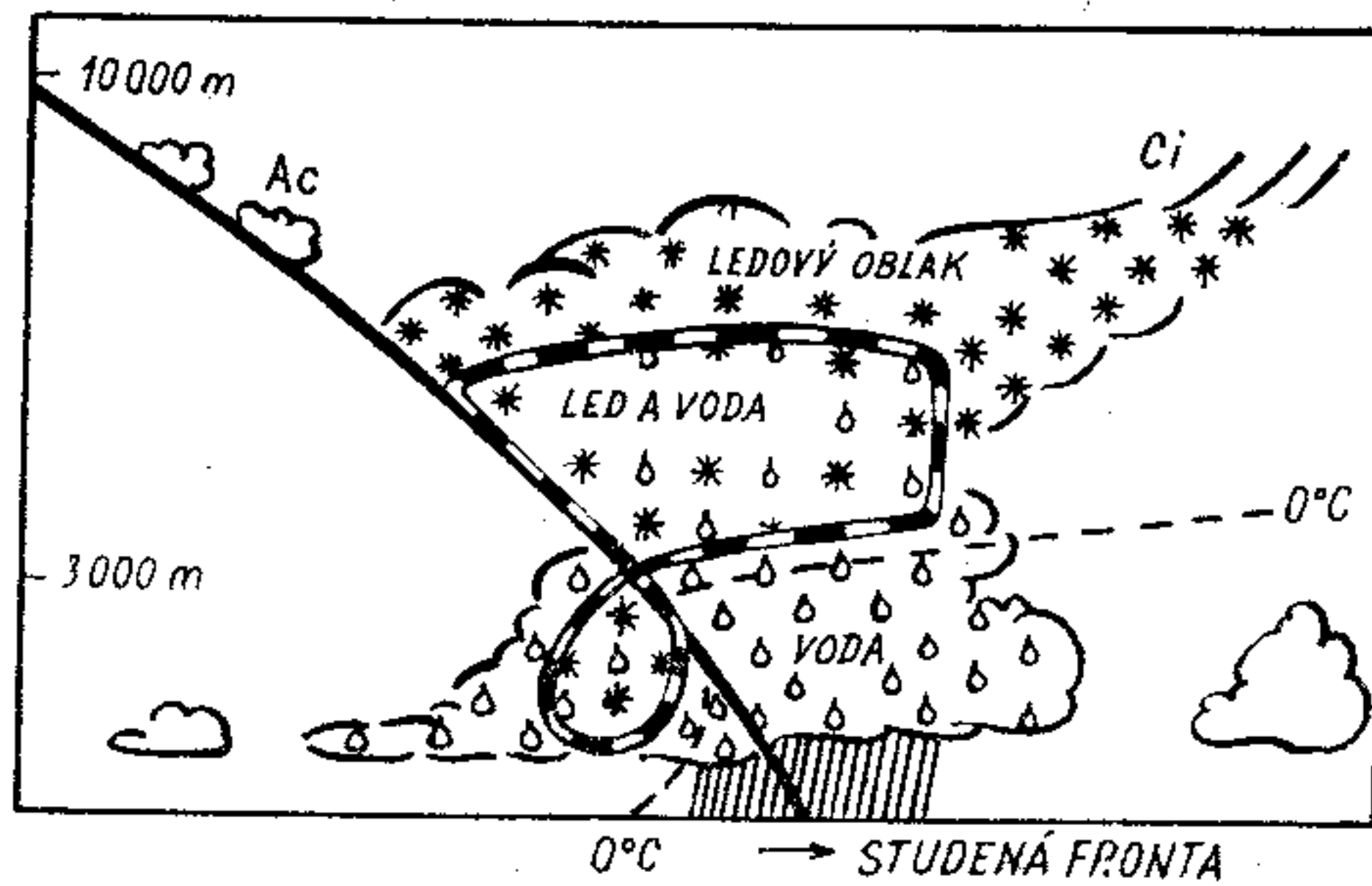
Studenou frontou 1. druhu sportovní letouny zásadně neprolétávají. Průlet studenou frontou 2. druhu je v určitých případech možný, vyžaduje však opatrnosti a velké zkušenosti pilota. Nad rovinným terénem lze tuto frontu podlétnout tak, že let je proveden ve dvou třetinách



Obr. 8/32. Vertikální pohyby na přední (a) a zadní (b) straně čela studené fronty 2. druhu

výšky mezi zemí a základnou oblačnosti. V každém případě můžeme očekávat silnou turbulenci, na přední straně Cb se silnými výstupnými pohyby, na zadní straně se sestupnými (obr. 8/32).

Při prolétávání studené fronty 2. druhu ve vyšších hladinách dbáme na to, abychom letěli v takové výšce, kdy již bezpečně vidíme jednotlivé věže Cb. Směr letu volíme tak, abychom se jednotlivým bouřkám vyhnuli a letěli v relativně klidném ovzduší za stále vnější viditelnosti.



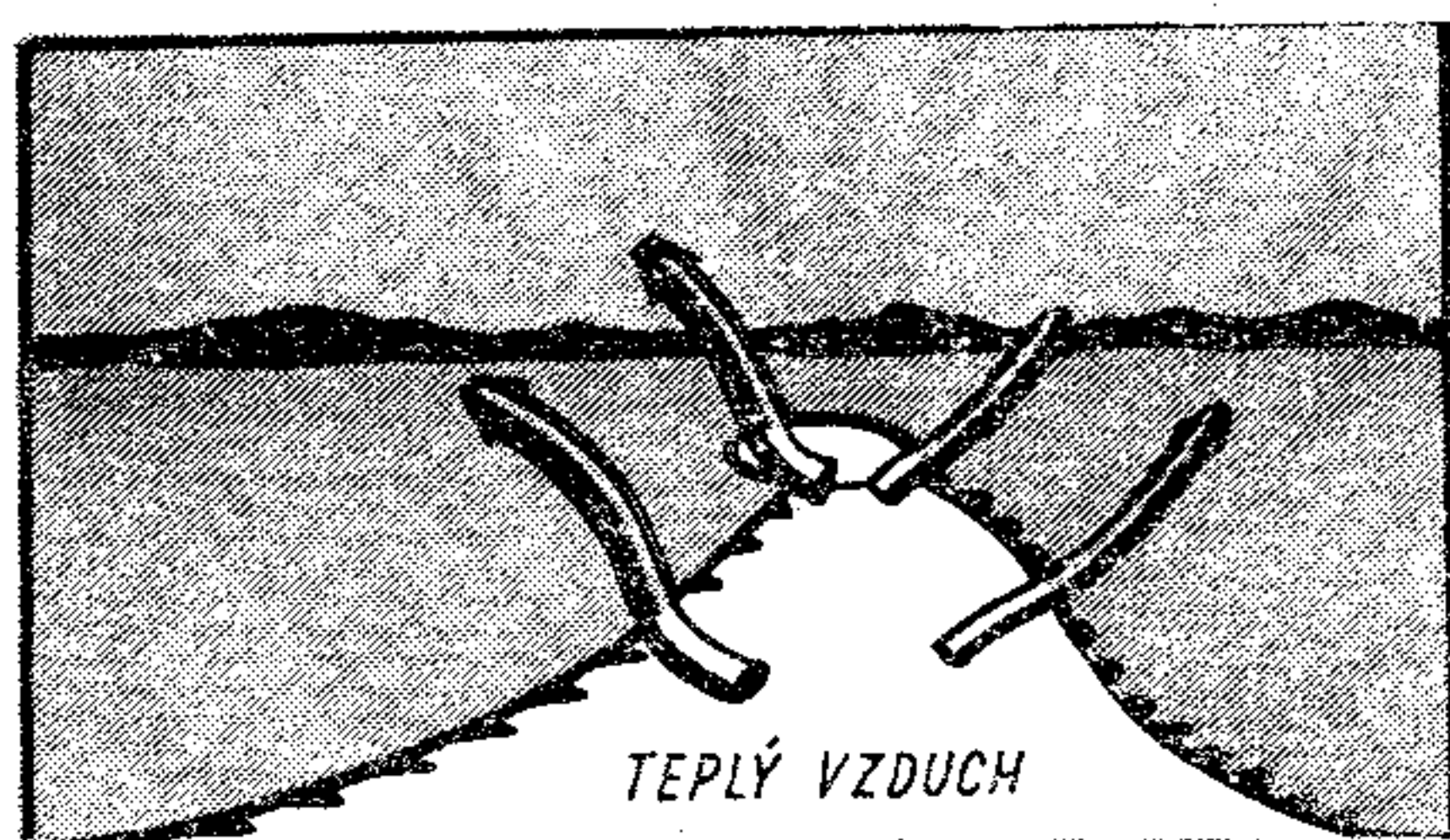
Obr. 8/33. Cb na čele studené fronty

Jinak se můžeme při průletu jednotlivými Cb setkat s turbulencí, jejíž intenzita překračuje bezpečnostní násobky konstrukce letadla. Mimo to se můžeme setkat se silnou námrazou a v oblasti vypadávání krup hrozí mechanické poškození částí letadla, především kabiny. Nejnebezpečnější oblast bouřkového oblaku na čele studené fronty je vyznačena na obr. 8/33.

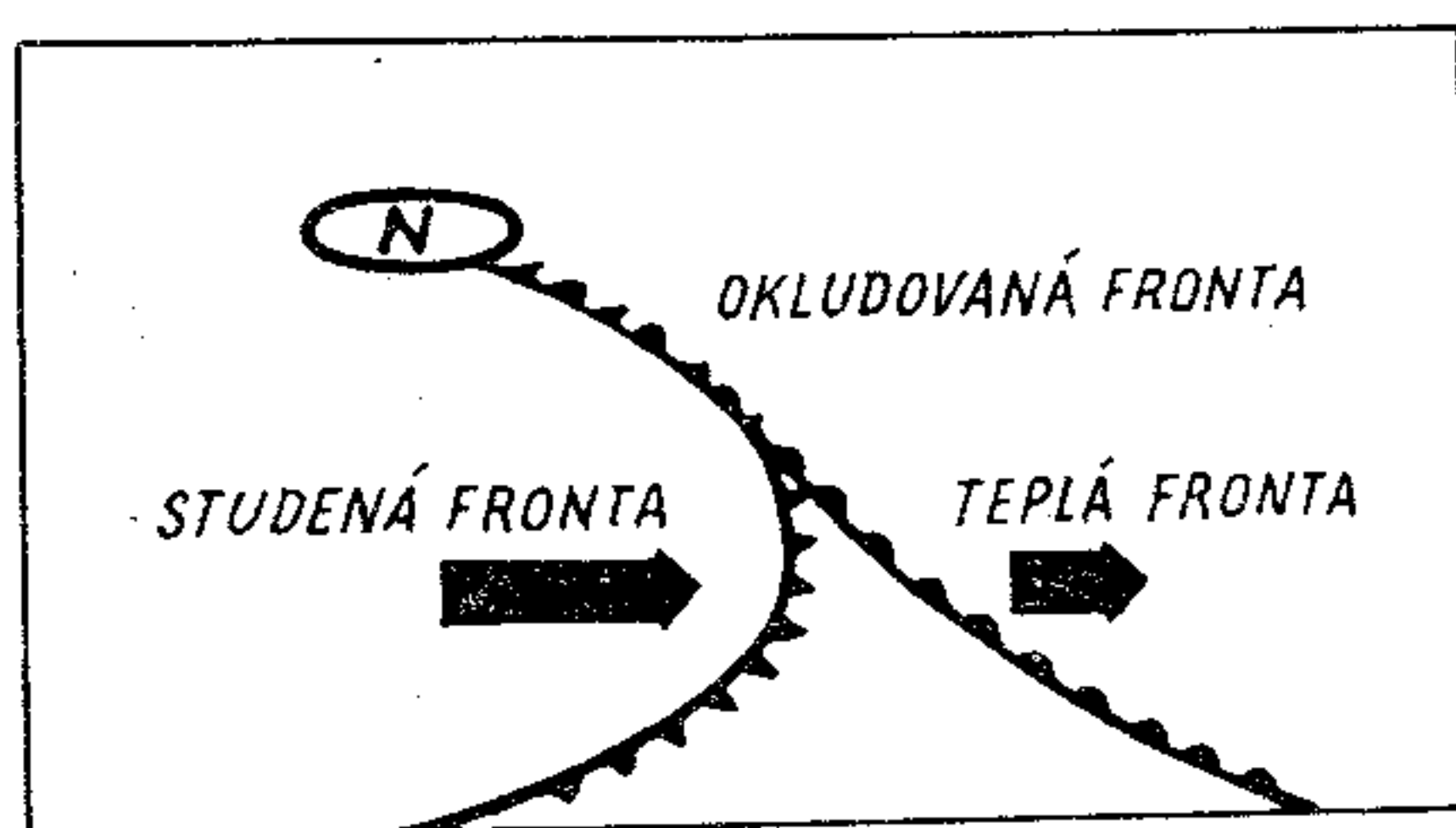
#### 8.4.2.3. OKLUDOVANÁ FRONTA

Za teplou frontou postupuje obvykle studená ve stejném směru. Obě fronty jsou vlastně částí jedné a téže hlavní fronty, takže ohraničují jednu a tutéž vzduchovou hmotu, která leží mezi nimi (obr. 8/34). Vzhledem k tomu, že se studená fronta pohybuje rychleji než teplá, vzdálenost mezi nimi se postupně zmenšuje a nakonec se obě fronty setkají nejdříve u zemského povrchu a v blízkosti středu cyklóny, kde původní vzdálenost obou front byla nejmenší. Při tomto procesu, kterému říkáme *okludování*, se setkají dvě studené vzduchové hmoty. Jedna, která ustupovala před teplou frontou a druhá, která postupovala

za studenou frontou. Teplý vzduch, který ležel mezi oběma frontami, je vytlačen vzhůru nad zemský povrch (obr. 8/35).

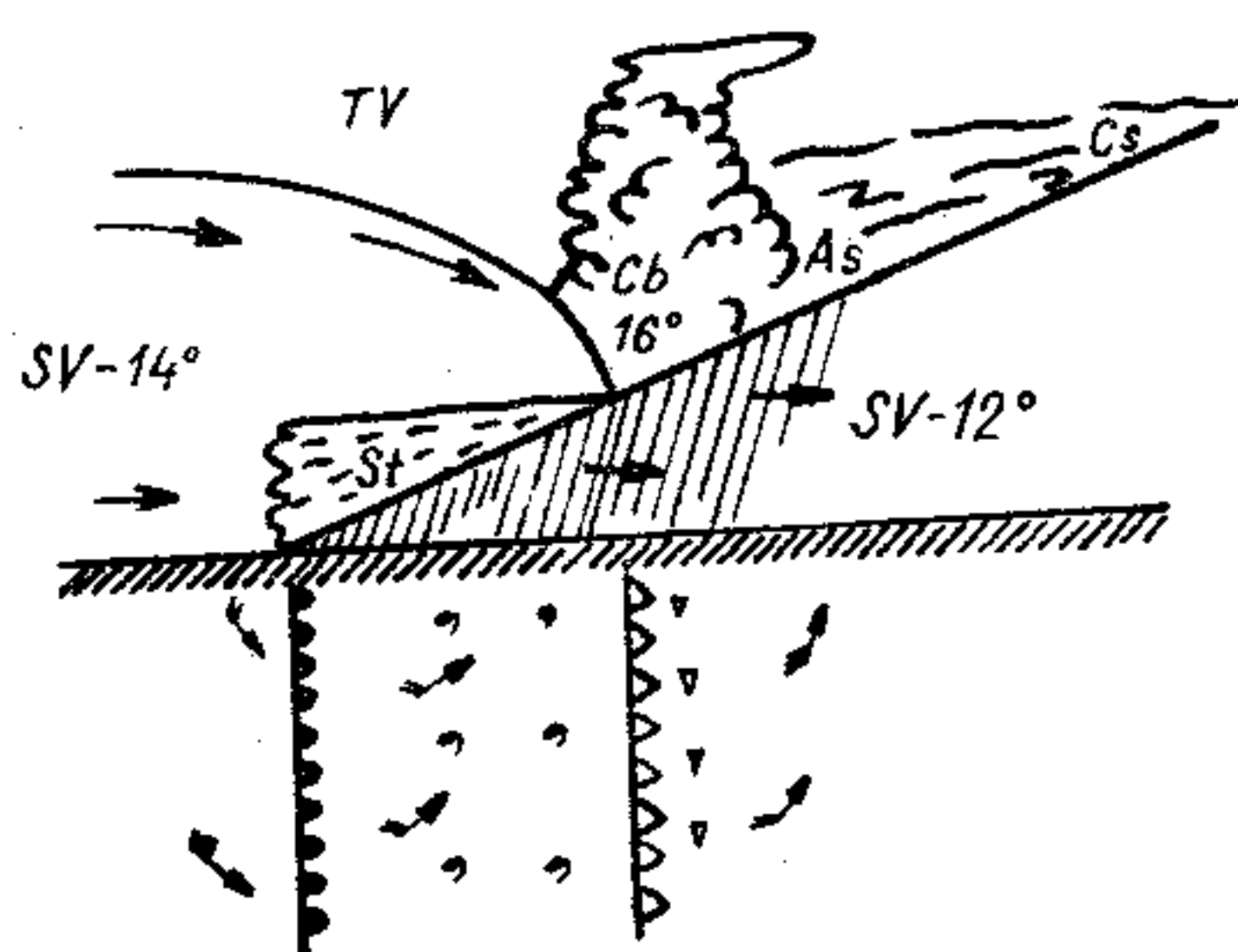


Obr. 8/34. Studená a teplá fronta jako části hlavní fronty



Obr. 8/35. Proces okluze

K okludování dochází nejdříve ve středu cyklóny. Postupem času zasahuje proces okluze i okrajové části cyklóny. Frontálnímu rozhraní, které vznikne splynutím obou front, říkáme *okludovaná fronta* nebo krátce *okluze*.



Obr. 8/36. Teplá okluze. Spodní část obrázku představuje vyjádření výškové a přízemní fronty teplé okluze

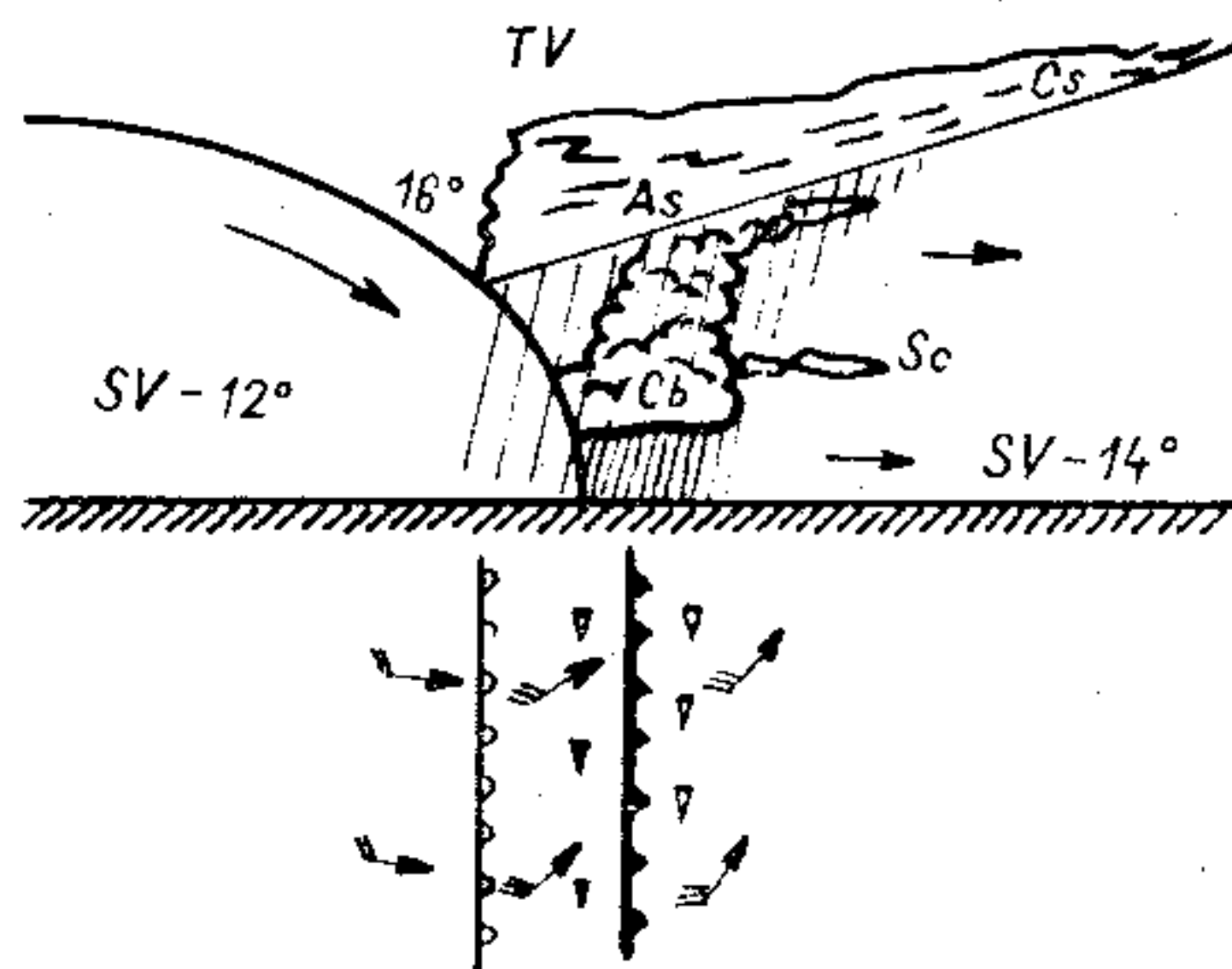


Podle rozdílu teplot mezi studenou vzduchovou hmotou, která ležela před teplou frontou a studenou hmotou, která ležela za studenou frontou, rozeznáváme dvojí charakter okluze. Je-li vzduchová hmota, která původně postupovala za studenou frontou teplejší než vzduchová hmota před teplou frontou, mluvíme o *teplé okluzi* (obr. 8/36). Spodní část fronty má charakter teplé fronty a dochází zde k podobným povětrnostním jevům. Horní fronta teplé okluze se nazývá *výšková studená fronta*.

V ideálním případě můžeme rozeznat tři frontální oblačné systémy: oblačnost původní teplé fronty, původní studené fronty (oblačnost Cb vyznačená na obr. 8/36 může chybět) a nově vzniklé teplé fronty (u zemského povrchu).

Teplé okluze jsou u nás častější v zimní polovině roku, kdy k nám proniká studený vzduch z oceánu, který je v tomto období v blízkosti zemského povrchu podstatně teplejší než od zemského povrchu již prochlazený vzduch. V tomto případě také většinou chybějí v oblačném systému oblaky typu Cb.

Je-li studená vzduchová hmota za studenou frontou chladnější než vzduchová hmota před teplou frontou, vzniká *studená okluze* (obr. 8/37). Spodní část fronty má charakter fronty studené, horní frontální rozhraní nazýváme *výškovou teplou frontou*. Na spodní studené frontě se vytváří nová fronta charakteru studené fronty. Aby došlo k jejímu plnému vyvinutí, musí být teplý vzduch vytlačen dostatečně vysoko nad zemský povrch, aby nebránil vzniku Cb.



Obr. 8/37. Studená okluze. Spodní část obrázku představuje vyjádření výškové a přízemní fronty studené okluze

Charakteristickou zvláštností dostatečně vyvinuté studené okluze je přechod trvalých srážek v přeháňkové, který se uskuteční při průchodu spodní části fronty. Dochází i k náhlému otočení větru.

Studené okluze se u nás vyskytují v letním období, kdy původně chladný vzduch ležící před teplou frontou se od pevniny silně prohřívá. Tím výšková teplá fronta slábne, rozpadá se a naopak spodní studená fronta v přízemní vrstvě zesiluje a skoro se neliší od normální studené fronty.

Uvedená schémata okludovaných front platí jen v nejpriznivějších, téměř modelových případech. Ve skutečnosti složité děje, které v atmosféře probíhají, deformují oblačné systémy okluzí a jejich popis je velmi komplikovaný.

Dobře vyvinuté okludované fronty jsou také oblastmi neletového počasí. Rozpadající se a méně vyvinuté se projeví mnohdy jen zvětšenou oblačností a v letní polovině roku nemusí nijak podstatně ohrozit letecký provoz.

#### 8.4.2.4. STACIONÁRNÍ FRONTA

*Stacionární* (nepohyblivá) fronta leží obvykle v protáhlé brázdě nízkého tlaku vzduchu a prochází, hlavně ve vyšších hladinách, skoro rovnoběžně s izobarami. Její vývoj je takový, že se nejčastěji začnou pohybovat její jednotlivé části v závislosti na aktivitě té či oné vzduchové hmoty, které od sebe odděluje. V jednotlivých úsecích přijímá potom stacionární fronta charakter fronty teplé (je-li aktivnější teplý vzduch) a studené (je-li aktivnější studený vzduch). Protože přece jen lze u stacionární fronty pozorovat pomalý postup, mluvíme častěji o frontě *kvazistacionární* nebo *zvlněné*.

Počasí na tomto druhu fronty je pro létání naprosto nevhodné. Vyskytuje se velmi nízká a vertikálně mohutná vrstevnatá oblačnost, v letních měsících s bouřkami. Srážky mají většinou trvalý charakter a vypadává jich značné množství. Pásmo neletového počasí bývá široké 300 až 500 km. Špatné počasí může trvat dosti dlouho, neboť zmíněná frontální porucha postupuje jen velmi zvolna.

#### 8.4.2.5. VÝŠKOVÁ FRONTA

*Výšková fronta* je rozhraní dvou vzduchových hmot různých fyzikálních vlastností, které nedosahuje až na zem-

ský povrch. Bývá však dobře vyjádřeno ve středních vrstvách troposféry. V dosti častých případech je výšková fronta normální frontou, která se přemísťuje nad tenkou vrstvou přízemního, silně prochlazeného vzduchu. Taková vzduchová vrstva leží převážně v zimním období nad rozsáhlou oblastí a neúčastní se všeobecného pohybu. Výškové fronty mohou mít charakter jak teplé, tak i studené fronty. Je-li výšková fronta libovolného charakteru vzdálena od zemského povrchu více než 3 km, pak již obvykle z frontální oblačnosti srážky nevypadávají a taková fronta se projeví jen zvětšenou oblačností.

### 8.4.3. PŘEDPOVĚĎ POČASÍ

Předpovědí počasí rozumíme předpověď fyzikálního stavu atmosféry nad daným místem či oblastí na určitou dobu dopředu. Rozeznáváme předpověď krátkodobou (do 48 hodin), středně dlouhou (na 3—5 dní) a dlouhodobou (na měsíc, případně sezónu). Podle účelu, jakému má předpověď sloužit, můžeme rozeznávat např. předpověď všeobecnou (předpověď počasí, jakou vysílá např. Čs. rozhlas nebo televize), předpověď leteckou, která si všímá především těch meteorologických prvků, které mají pro letecký provoz rozhodující význam. Tato předpověď vychází ze všeobecné předpovědi a navíc udává další hodnoty, jako např. dohlednost, výšku spodní základny oblaků, polohu nulové izotermy, proudění v různých hladinách, nebezpečné jevy atd. Letecká předpověď se sestavuje na kratší dobu, většinou jen na několik hodin dopředu. Musí být pochopitelně co nejpřesnější. Práce meteorologů v tomto oboru předpovědi je nesmírně náročná a odpovědná, vyžaduje dokonalou znalost atmosférických procesů a také bohatou zkušenost.

Předpověď počasí patří k nejnáročnějším úkolům meteorologie. Metody, jichž se používá, jsou matematicko-fyzikální a přesahují rámec této knížky. Podotkněme jenom, že vzhledem k tomu, že dnes ještě neznáme všechny zákony, jimiž se řídí atmosférické procesy, nemůže být předpověď počasí stoprocentně správná, ale udává jen pravděpodobný vývoj počasí. Úspěšnost předpovědi pochopitelně klesá se zvětšujícím se předpovědním intervalem.



## 8.5. TERMICKÁ TURBULENCE

*Termickou turbulencí* neboli *konvekcí* rozumíme termicky podmíněný, ne vždy uspořádaný, vertikální pohyb vzduchových částic či kvant. Zemský povrch se ve dne neohřívá všude stejně. V důsledku toho i přilehlé vrstvy vzduchu se neoteplují stejnoměrně. Teplejší vzduch je i lehčí a proto v podobě pramének začne stoupat, zatímco na jeho místo klesá chladnější a těžší vzduch z okolí. Konvekce s tímto vysloveně turbulentním charakterem a malých rozměrů může přejít za příznivých atmosférických podmínek v konvekci uspořádanou. Tady převládají místo drobných chaoticky se pohybujících vírů mohutné výstupné a sestupné pohyby vzduchu ve tvaru bublin či „komínů“, při kterých výstupná rychlost vzduchu dosahuje několika metrů za sekundu, výjimečně 20—30 m/s.

I v tomto případě má konvekce turbulentní charakter. Projevuje se to za letu menším nebo větším „kolébáním“ letadla provázeným i krátkodobou ztrátou nebo ziskem výšky. V některých případech může být turbulence působená konvekcí tak silná, že let v malých sportovních letadlech je fyzicky nepříjemný.

### 8.5.1. VÝZNAM TERMICKÉ TURBULENCE

Vznik výstupných a sestupných proudů během dne je nejdůležitějším činitelem, který umožňuje delší bezmotorový let. Samozřejmě že není jediným. Ovšem pro svůj relativně častý výskyt v letní polovině roku je konvekce nejčastěji využívána piloty bezmotorových letadel při sportovních výkonech. Při správném využití umožňuje konvekce mnohahodinové lety, dlouhé přelety nebo rychlostní lety na uzavřených tratích.

Pro sportovní motorové létání nemá konvekce nějaký mimořádný význam. Je-li intenzivní, znepříjemňuje let značnou turbulencí, v některých případech dochází k takovým změnám výšky, že pilot musí měnit režim letu, aby udržel stanovenou hladinu. Pokud konvekce vede k vytváření bouřek, let vyžaduje mimořádnou pozornost. Je nutné velmi bedlivě sledovat vývoj bouřkové oblačnosti a vhodnými změnami směru letu se vyhýbat oblastem

s nejaktivnějším vývojem turbulence nebo let včas přerušit.

Z uvedeného vyplývá, že je nutné znát podmínky, které vedou ke vzniku konvekce. V následujících odstavcích se seznámíme se základními pojmy a charakteristikami, které alespoň kvalitativně určují vznik a vývoj konvekce.

### 8.5.2. TEPLOTNÍ GRADIENT

Změny teploty vzduchu s výškou charakterizujeme *vertikálním teplotním gradientem*. Definujeme jej jako úbytek teploty vzduchu na jednotku výšky, obvykle ve stupních Celsia na 100 m výšky. Můžeme tedy psát, že vertikální teplotní gradient

$$\gamma = - \frac{\partial T}{\partial z},$$

kde  $\partial T$  znamená rozdíl teplot mezi horní a dolní hranicí vzduchové vrstvy o tloušťce  $\partial z$  metrů.

V reálné atmosféře může nabývat vertikální teplotní gradient celkem libovolných hodnot. Je-li  $\gamma$  záporný, tj. stoupá-li teplota vzduchu s výškou, mluvíme o *inverzi* teploty. Je-li  $\gamma = 0$ , teplota vzduchu se s výškou nemění, mluvíme o *izotermii*.

### 8.5.3. STAVOVÁ KŘIVKA

Teplota ve volné atmosféře se měří pomocí radiosond nebo ji měříme teploměrem umístěným na letadle. Naměřené hodnoty zakreslujeme do diagramu, kde na vodorovnou osu nanášíme teplotu, na svislou osu výšku nebo tlak vzduchu. Takto získaná křivka představuje grafické znázornění rozdělení vzduchu s výškou a nazýváme ji *stavovou křivkou* nebo *křivkou zvrstvení*. Totéž můžeme provést s vlhkostí vzduchu, kterou v meteorologické praxi reprezentujeme většinou teplotou rosného bodu.

### 8.5.4. SUCHÁ A NASYCENÁ ADIABATA

V odstavci 8.5.2. jsme uvažovali vertikální teplotní gradient tak, že jsme vlastně měřili rozdíl teploty vzduchu ve dvou hladinách vzdálených od sebe o délkovou jednotku.

Sledujme nyní poněkud jiný případ. Uvažujme vzduchovou částici, kterou libovolným způsobem donutíme ke svislému pohybu. Vystupující částice přichází do míst s nižším tlakem vzduchu a případný tlakový rozdíl mezi částicí a okolím se musí okamžitě vyrovnávat postupným rozpínáním částice. Při zvětšování objemu koná částice práci a energie spotřebovaná na tuto práci se bere ze zásob tepla. Budeme-li předpokládat, že částice je od okolí tepelně izolována, že si s okolním vzduchem nevyměňuje teplo (tzv. *adiabatický děj*), musí teplota částice při výstupu klesat. Nemůže ovšem klesat libovolně, ale přesně podle rovnic termodynamiky, které lze matematicky odvodit z první hlavní termodynamické věty. Vyneseme-li změnu teploty vystupující částice vzduchu do grafu, kde na vodorovnou osu nanášíme teplotu, na svislou výšku nebo tlak, dostaneme čáru nebo křivku, které říkáme *adiabata*. Předpokládáme-li, že částice je suchá, mění se její teplota *suchoadiabaticky*. Zavádíme pojem *suchoadiabatického gradientu* teploty, který označíme  $\gamma_a$  a který vyjadřuje velikost poklesu teploty vystupující suché částice izolované od okolí na jednotku výšky. Platí, že

$$\gamma_a = - \frac{dT}{dz} = 1 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m.}$$

V reálné atmosféře je téměř vždy obsaženo nějaké množství vodní páry. Lze dokázat, že i vzduchová částice s určitým obsahem vlhkosti za předpokladu adiabatického děje mění svou teplotu při svislém pohybu stejně jako suchá částice a tedy její adiabata je shodná se suchou adiabatou.

Poněkud složitější případ nastane tehdy, když vzduchová částice je vodními parami nasycena (její relativní vlhkost je 100 %). Při výstupu nasycené vzduchové částice, která jako v předcházejícím případě nemůže vyměňovat teplo s okolním vzduchem, klesne následkem zvětšení objemu její teplota. Tím by se ovšem částice stala přesyacenou. K tomu v zemské atmosféře nedochází a přebytečné vodní páry zkondenzují. Při kondenzaci se ale uvolní jisté množství tzv. *latentního tepla* (utajeného), které zmenší pokles teploty vzduchové částice při výstupu. Zmenšení poklesu teploty vzhledem k suchoadiabatickému gradientu bude záviset na množství uvolněného latentního tepla. Toto množství je závislé především na teplotě,

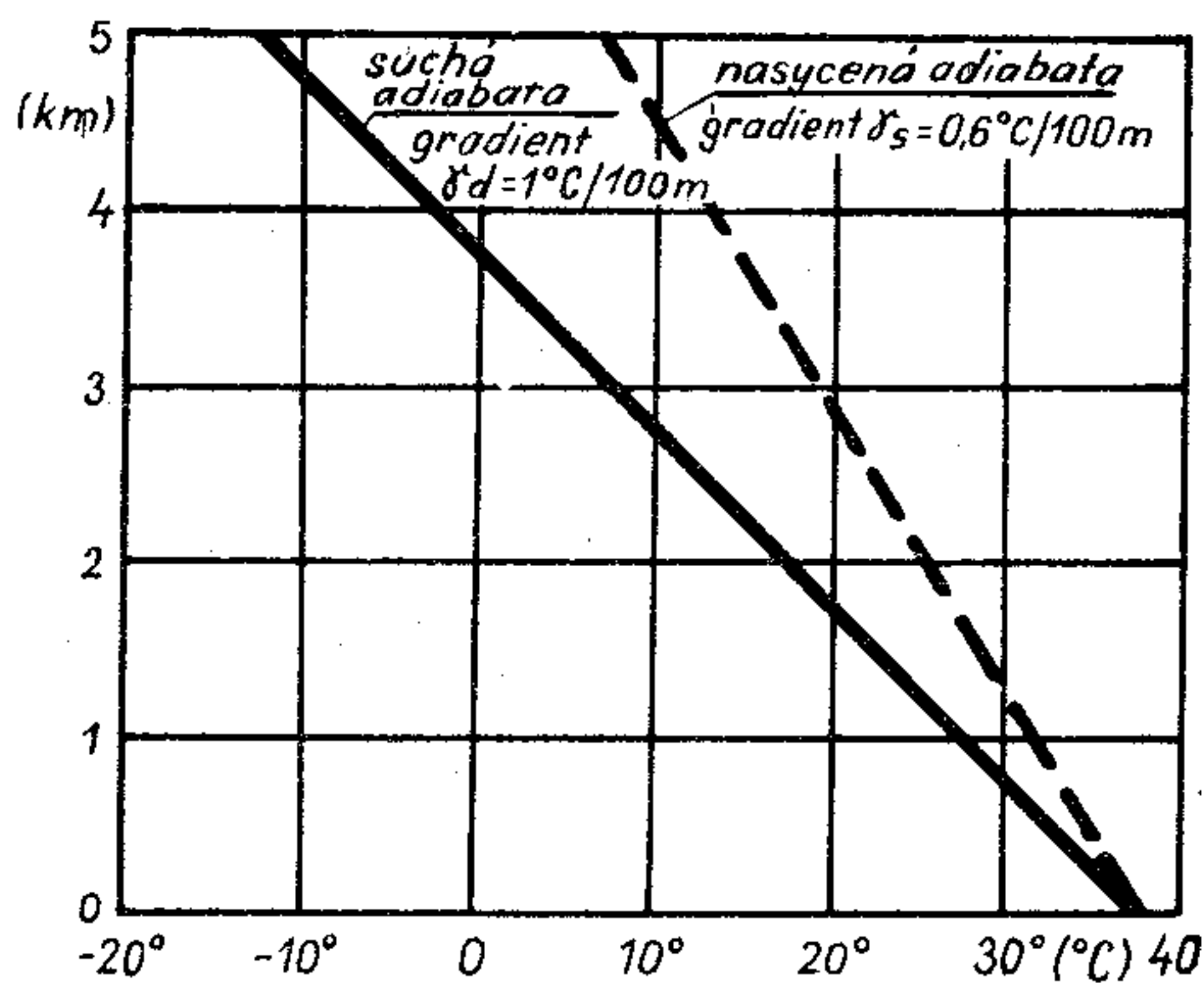


při které dochází ke kondenzaci, a na atmosférickém tlaku. Velikost *nasyceně adiabatického gradientu*  $\gamma_s$ , který definujeme podobně jako suchoadiabatický, bude tedy závislá jednak na teplotě, jednak na tlaku. Závislost hodnot nasyceně adiabatického gradientu na tlaku a teplotě udává připojená tabulka.

Hodnoty nasyceně adiabatického gradientu v závislosti na tlaku a teplotě ve  $^{\circ}\text{C}/100\text{ m}$

$p$ mbar	$T^{\circ}\text{C}$					
	-20	-10	0	10	20	30
1000	0,87	0,76	0,65	0,53	0,43	0,36
750	0,84	0,71	0,59	0,48	0,39	0,33
500	0,78	0,64	0,51	0,41	0,33	0,29
250	0,67	0,50	0,39	0,31	0,27	0,25

Vyneseme-li hodnoty nasyceně adiabatického gradientu do grafu, kde na vodorovnou osu budeme nanášet teplotu a na svislou výšku, potom na rozdíl od suché adiabaty, která bude v tomto případě přímkou, bude nasycená adiabata křivkou. Musíme na tomto místě poznamenat, že z čistě praktických důvodů pokládáme někdy nasyceně adiabatický gradient za nezávislý na teplotě a tlaku a pracujeme s průměrnou hodnotou  $\gamma_s = 0,6^{\circ}\text{C}/100\text{ m}$ . Znázornění suché a nasycené adiabaty v grafu  $T, z$  je na obr. 8/38.



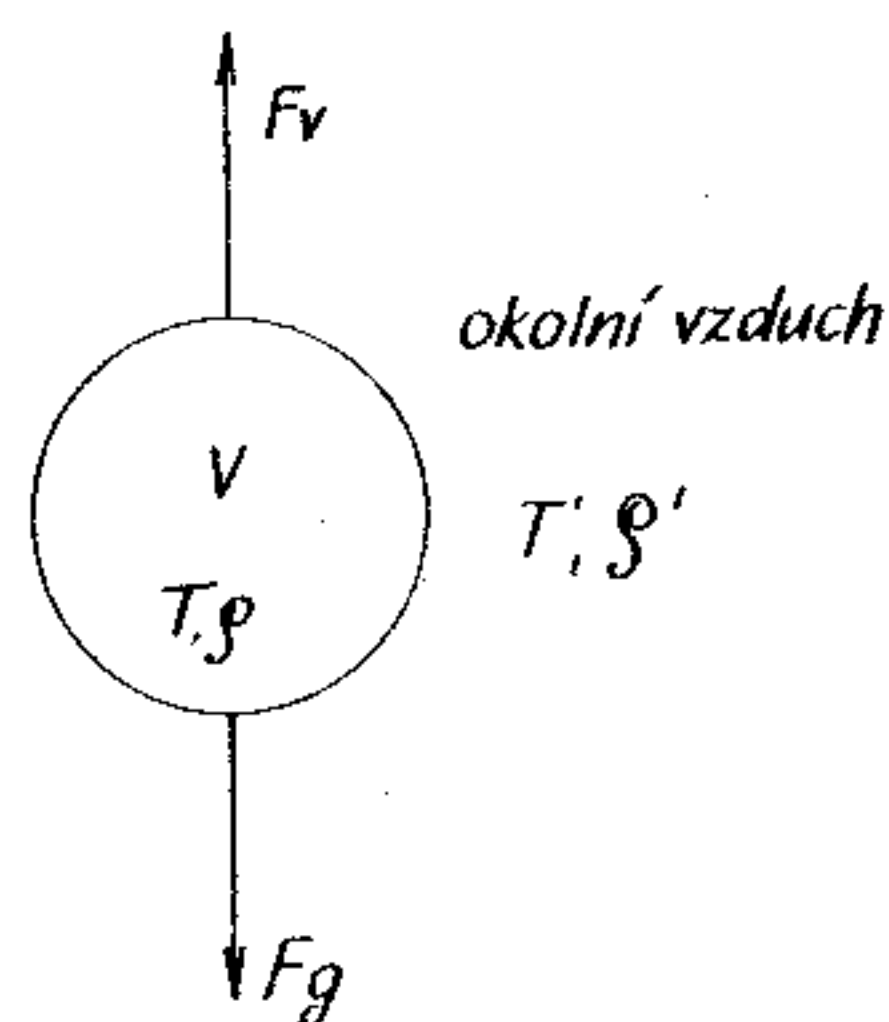
Obr. 8/38. Znázornění suché a nasycené adiabaty v grafu  $T, z$

### 8.5.5. PŘEDPOVĚĎ KONVEKCE

Podstatu konvekce jsme vysvětlili v odstavci 8.5. Zkoumejme nyní, jaké síly jsou příčinou vzniku a trvání konvektivních pohybů vzduchových částic.

Uvažujme v atmosféře určitý objem  $V$  vzduchu o teplotě  $T$  a hustotě  $\rho$ , který je ze všech stran obklopen vzduchem jiné teploty  $T'$  a jiné hustoty  $\rho'$ . Na objem  $V$  budou zřejmě působit dvě síly, a to síla gravitační  $F_g$  a síla vztlaku  $F_v$  (obr. 8/39). Je-li  $g$  gravitační zrychlení, bude síla  $F_g$  dána výrazem

$$F_g = V \rho g.$$



Obr. 8/39. Síly působící na vzduchovou částici

Pro vztlak  $F_v$ , který se podle Archimédova zákona rovná tíze okolního vzduchu vytlačeného objemem  $V$ , bude platit

$$F_v = V \rho' g.$$

Označme  $F_k$  rozdíl mezi vztlakem a tíhou, tedy  $F_k = F_v - F_g$ .

Z uvedených vztahů je zřejmé, že

$$F_k = Vg (\rho' - \rho).$$

Síla  $F_k$  zřejmě představuje sílu vyvolávající výstupný konvektivní pohyb. Při vztlaku  $F_v$  větším než tíha  $F_g$ , kdy bude  $F_k > 0$ , bude mít síla  $F_k$  stejný směr jako vztlak, takže uvažovaný objem  $V$  bude nucen stoupat. Je-li naopak tíha  $F_g$  větší než vztlak  $F_v$ ,  $F_k$  je záporná, bude mít síla  $F_k$  stejný směr jako tíha a uvažovaný objem vzduchu  $V$  musí proto klesat.

Označme zrychlení síly  $F_k$ , tj. *vertikální zrychlení kon-*

vekce, symbolem  $a_k$ . Podle druhého Newtonova zákona (definice síly) zřejmě platí

$$a_k = \frac{F_k}{V\rho}$$

a po dosazení za  $F_k$  a po úpravě

$$a_k = g \frac{\rho' - \rho}{\rho}.$$

Z jednoduchých termodynamických vztahů vyplývá, že při stejném tlaku jsou hustoty nepřímo úměrné absolutním teplotám, tedy  $\rho'/\rho = T/T'$ . Odečteme-li na obou stranách naposled uvedeného vztahu jednotku, pak

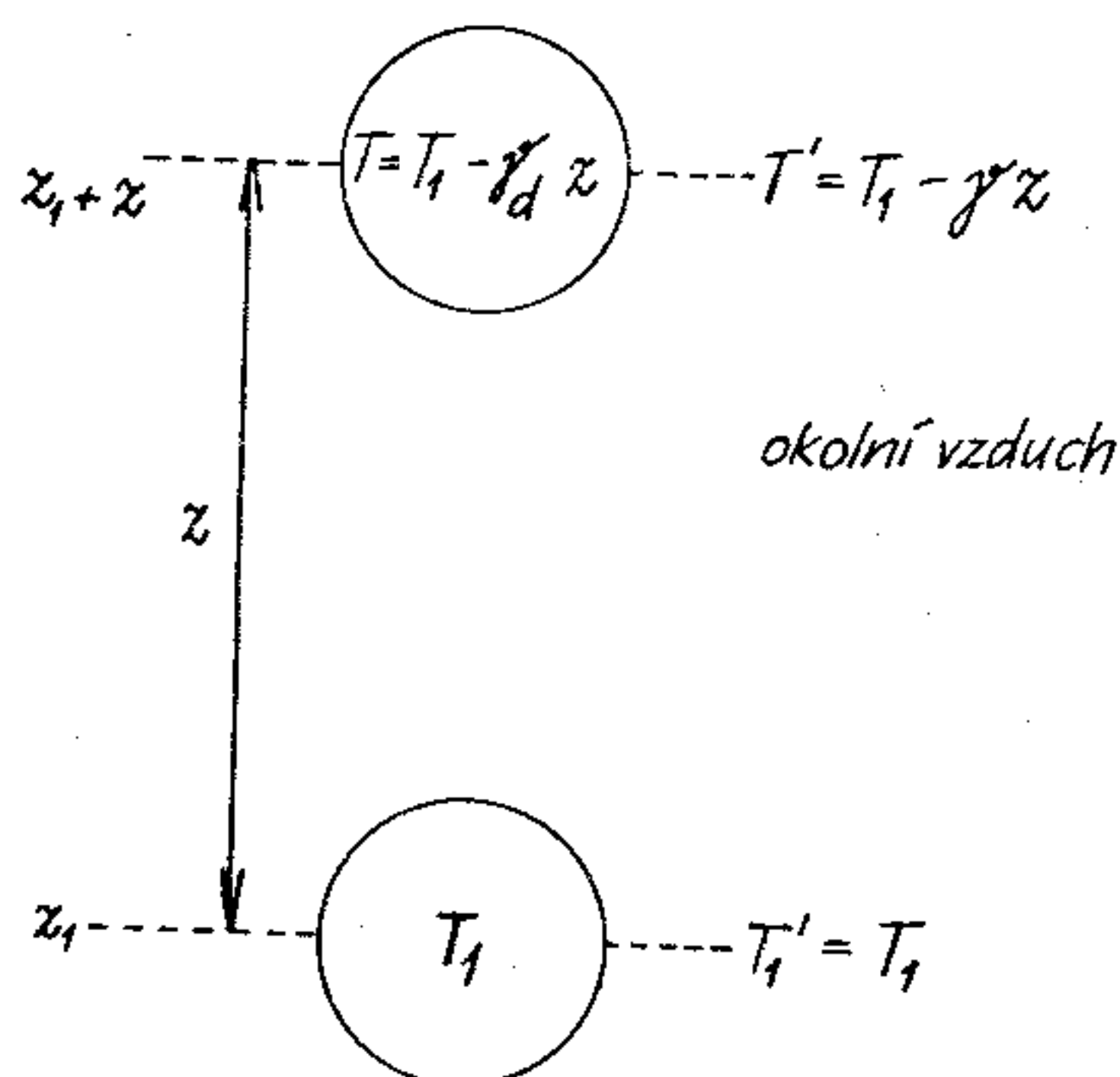
$$\frac{\rho' - \rho}{\rho} = \frac{T - T'}{T'}.$$

Použitím tohoto vztahu bude zrychlení konvekce  $a_k$  dáno vzorcem

$$a_k = g \frac{T - T'}{T'}.$$

Z posledního uvedeného vztahu vyplývá, že při  $T > T'$  je zrychlení  $a_k$  kladné, tedy  $F_k > 0$  má směr jako vztlak  $F_v$ , tj. hmoty teplejšího vzduchu vystupují. Naproti tomu při  $T < T'$ , je zrychlení  $a_k$  záporné, tudíž i  $F_k < 0$ , takže síla  $F_k$  má stejný směr jako tíha  $F_g$ , což znamená, že hmoty chladnějšího vzduchu klesají.

Je tedy zřejmé, že intenzita konvekce závisí na verti-



Obr. 8/40. Konvektivní zrychlení



kálním rozdělení teploty v atmosféře. V některých případech se počáteční konvektivní pohyb zrychluje a zesiluje, zatímco jindy konvekce postupně zaniká.

Představme si v určité hladině  $z_1$  atmosféry malou hmotu suchého či nenasyceného vzduchu o teplotě  $T_1$ , při čemž má v téže hladině okolní suchý nebo nenasycený vzduch teplotu  $T'_1$  (obr. 8/40). Předpokládejme při tom, že v této počáteční hladině jsou teploty  $T_1$  a  $T'_1$  stejné, takže konvektivní zrychlení  $a_{k1}$  v této počáteční poloze je rovno nule. Uvažovaná hmota vzduchu proto zůstává na místě.

Zvedneme-li nyní tuto hmotu suchého nebo nenasyceného vzduchu do hladiny, která je o  $z$  jednotek výšky nad počáteční hladinou  $z_1$ , změní se její teplota na hodnotu  $T$ , pro níž platí

$$T = T'_1 - \gamma_d z.$$

Teplota  $T'$  okolního vzduchu v hladině vyšší o  $z$  jednotek výšky nad výchozí hladinou  $z_1$  bude mít hodnotu

$$T' = T'_1 - \gamma z,$$

kde  $\gamma$  je aktuální gradient teploty charakterizující teplotní zvrstvení mezi počáteční hladinou  $z_1$  a konečnou hladinou  $z_1 + z$ .

Hodnotu  $a_{kz}$  zrychlení konvekce pro uvažovanou hmotu suchého vzduchu v její nové poloze, kam jsme ji adiabaticky přemístili, dostaneme použitím uvedených vztahů jako

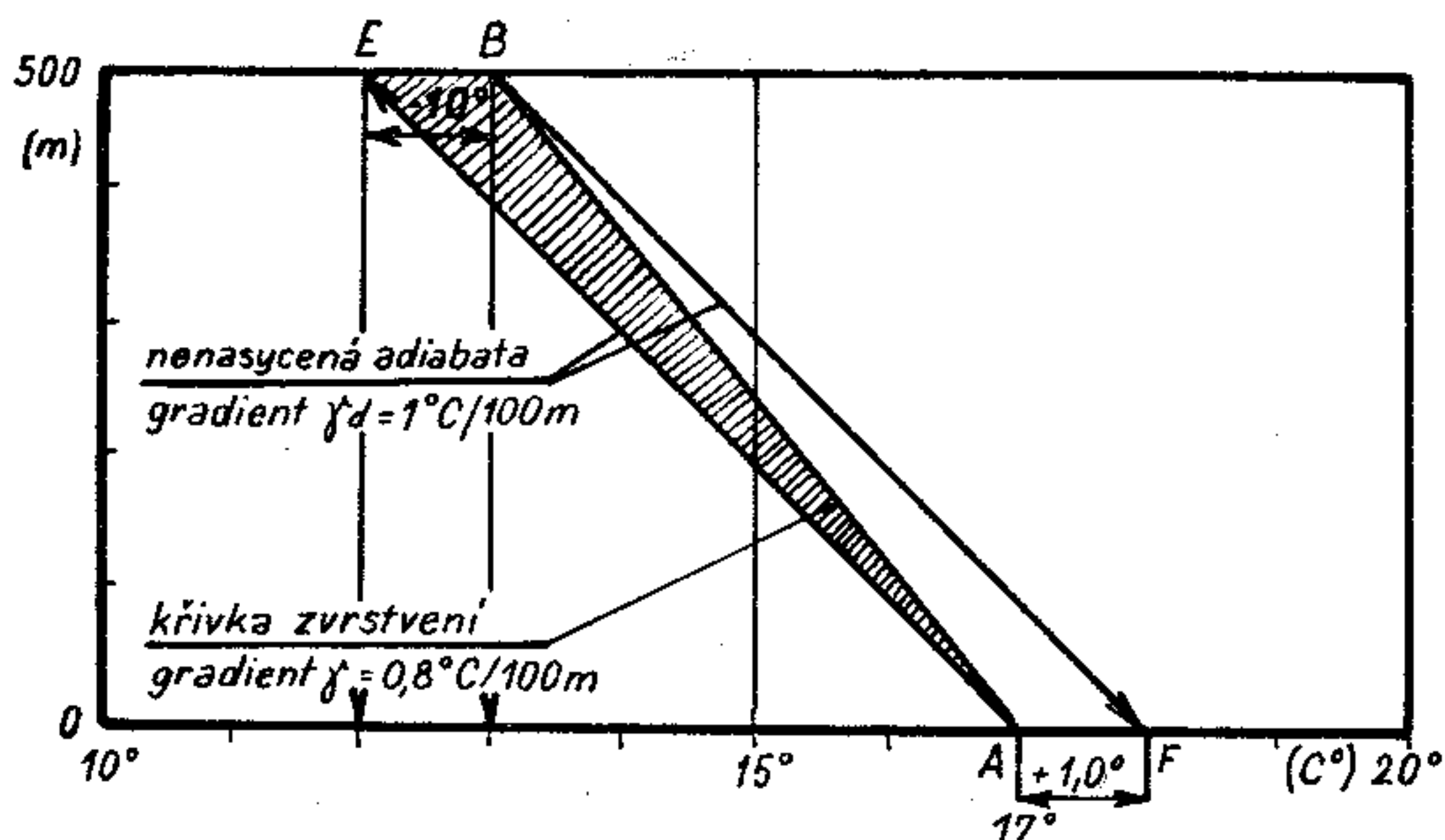
$$a_{kz} = g \frac{(T_1 - \gamma_d z) - (T'_1 - \gamma z)}{T'}.$$

Vzhledem k počátečnímu předpokladu, že  $T_1 = T'_1$ , je

$$a_{kz} = -\frac{gz}{T'} (\gamma - \gamma_d).$$

Protože veličiny  $g$ ,  $z$  a  $T'$  jsou kladné, udává znaménko rozdílu  $\gamma - \gamma_d$ , zda zrychlení  $a_{kz}$  bude kladné či záporné. Známe-li hodnoty jednotlivých veličin uvedených ve vzorcích, můžeme se pokusit o vyhodnocení konvekce. Známe-li předpověď teploty vzduchu a zvrstvení, pak se můžeme pokusit i o předpověď konvekce.

Uvedené teoretické základy převedeme do praktické grafické formy. Uvažujme křivku zvrstvení  $AB$  (obr. 8/41a) s vertikálním gradientem teploty  $\gamma = 0,8 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ .



Obr. 8/41a. Stabilní zvrstvení pro stoupající nenasycenou částici

Předpokládejme, že teplota vystupující suché či nenasycené částice bude ve výchozí hladině stejná jako teplota okolí (bod A). Začneme-li na částici působit nějakou vnější silou tak, abychom donutili částici stoupat, potom její teplota se bude měnit podle suché adiabaty  $AE$ . Jak je z obr. 8/41a patrné, bude teplota částice v hladině 500 m nižší než teplota okolního vzduchu a přestane-li působit vnější síla, částice se okamžitě začne sama vracet do výchozí polohy, neboť v každé hladině (vyjma výchozí) je chladnější a tedy i těžší než okolí. O vrstvě atmosféry, pro kterou platí, že

$$\gamma < \gamma_d$$

mluvíme jako o vrstvě se *stabilním zvrstvením* pro suchý nebo nenasycený vzduch.

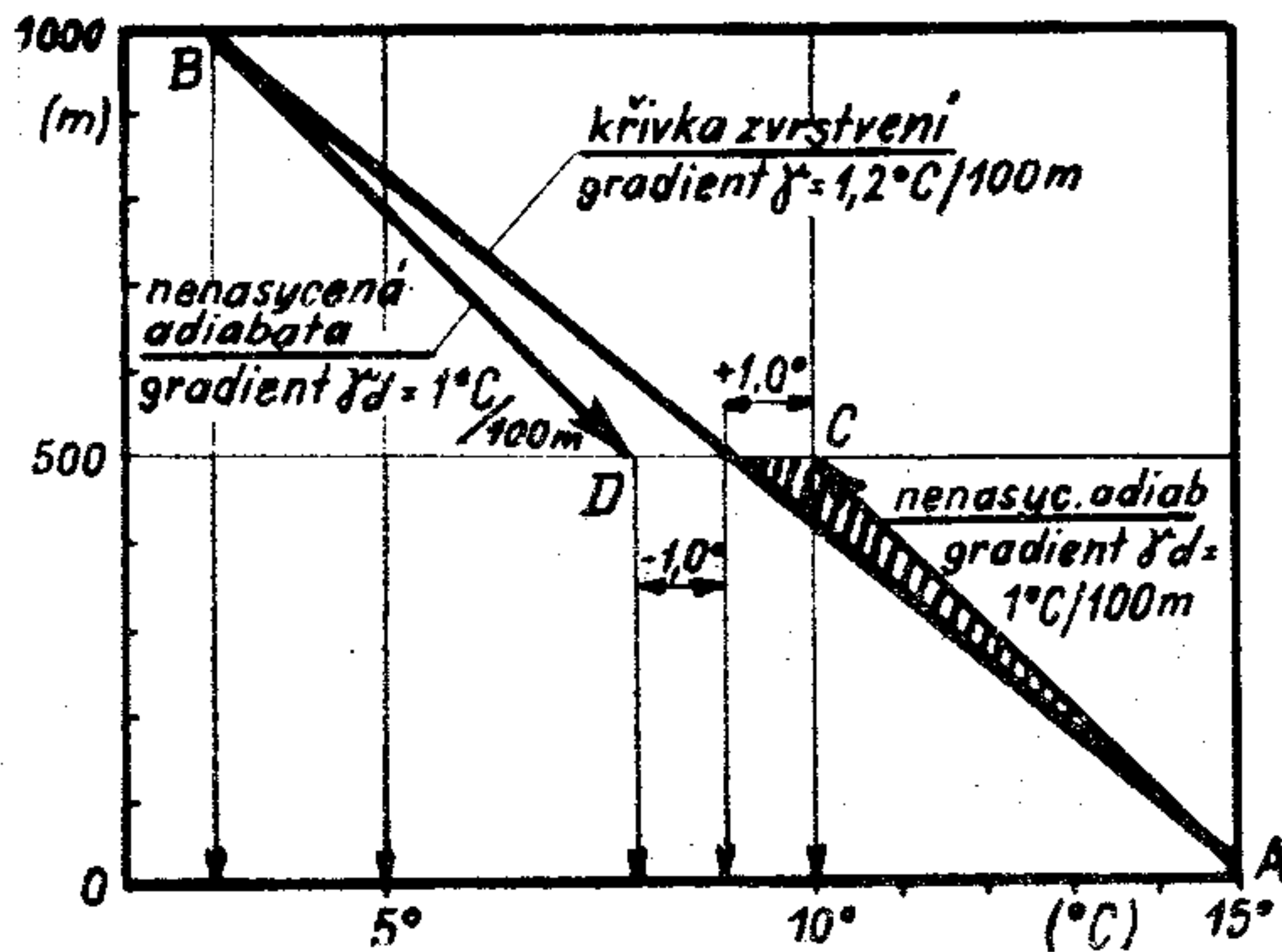
Stejnou úvahu si čtenář provede sám pro nenasycenou částici, kterou v hladině 500 m v bodě B donutíme vnější silou k sestupu. Z obr. 8/41a je patrné, že v každé hladině je sestupující částice teplejší než okolí a přestane-li působit vnější silou, částice se vrátí do výchozí hladiny.

V druhém případě uvažujme křivku zvrstvení s vertikálním teplotním gradientem  $\gamma = 1,2 \text{ } ^\circ\text{C}/100 \text{ m}$  (na obr. 8/41b přímka  $AB$ ). Bude-li suchá nebo nenasycená částice vystupovat z výchozí hladiny, bude mít v každé další hladině teplotu vyšší než okolí a bude pokračovat ve výstupu, i když přestane působit vnější síla, která ji vychýlila z rovnovážné polohy. O vrstvě atmosféry, pro kterou platí, že

$$\gamma > \gamma_d,$$

říkáme, že má *instabilní zvrstvení* pro suchý nebo nenasycený vzduch.

Pro sestupné pohyby platí podobná úvaha. Vychýlí-li se nenasycená částice v bodě *B* směrem dolů, je v každé další nižší hladině chladnější než její okolí a její sestupný pohyb pokračuje, i když nepůsobí žádné vnější síly.



Obr. 8/41b. Instabilní zvrstvení pro nenasycenou částici

Hraniční případ je ten, kdy

$$\gamma = \gamma_d.$$

V tomto případě se křivka zvrstvení a suchá adiabata kryjí, takže teplotní rozdíl mezi vystupující a sestupující částicí a jejím okolím je ve všech hladinách nulový. Je-li tedy nenasycená částice při *indiferentním zvrstvení* vychýlena vnější silou ze své původní hladiny, zůstává v té hladině, do které byla vnější silou dopravena.

Stejným způsobem můžeme stanovit podmínky rovnováhy pro nasycenou částici, nahradíme-li suchou adiabatu nasycenou. Potom při nerovnosti

$$\gamma < \gamma_s$$

mluvíme o *stabilním zvrstvení* vzhledem k nasycenému vzduchu a při

$$\gamma > \gamma_s$$

mluvíme o *instabilním zvrstvení* vzhledem k nasycenému vzduchu. O *indiferentním zvrstvení* vzhledem k nasycenému vzduchu mluvíme tehdy, když

$$\gamma = \gamma_s.$$



Protože se v reálné atmosféře vyskytuje velmi často takový děj, při kterém nenasycená částice vystupuje nejdříve podle suché adiabaty do okamžiku, kdy dosáhne nasycení (kondenzační hladiny) a další ochlazování částice pokračuje podle nasycené adiabaty, zavádíme pojem *absolutní stability*, kdy

$$\gamma < \gamma_s < \gamma_d$$

a *absolutní instability*, kdy

$$\gamma > \gamma_d > \gamma_s$$

Velmi častý případ, kdy

$$\gamma_s < \gamma < \gamma_d,$$

nazýváme *podmíněnou instabilitou*. Tomuto termínu rozumíme tak, že podmínkou pro instabilitu je nasycenost vzduchu vodními párami.

Vznik konvekce bude nejpravděpodobnější ve vzduchové vrstvě, pro kterou bude charakteristická absolutní instabilita. Naopak ve vrstvě, která se vyznačuje absolutně stabilním zvrstvením, konvekce nevznikne. Složitější, ale zároveň nejčastější případ nastane ve vrstvě s podmíněnou instabilitou. Zde bude především záležet na tom, zda počáteční impuls konvekce (např. přehřátí vzduchu nad vhodným terénem) bude dostatečně velký a zda i vlhkost vzduchu bude dostatečná. V takovém případě dojde při výstupu k nasycení částice ještě v hladině, kde nebude vyčerpána počáteční energie získaná přehřátím. Jakmile dojde k nasycení, potom změny teploty vystupující vzduchové částice jsou dány nasycenou adiabatou a zvrstvení vzhledem k tomu je instabilní. Konvektivní pohyby se mohou dále rozvíjet. Toto je velmi častý případ, kdy ve výstupném proudu zpočátku výstupná rychlost klesá až do základny kumulů, nad základnou opět stoupá.

Vlastní předpověď konvekce na několik hodin dopředu je značně složitá a závisí na mnoha dalších parametrech, o kterých se na tomto místě nemůžeme zmínit. Dobrá předpověď konvekce umožňuje co nejlepší a nejekonomičtější využití dané povětrnostní situace v bezmotorovém létání. Taková předpověď vyžaduje většinou mnoho výchozího meteorologického materiálu, který není na sportovních letištích běžně k dispozici a proto je správné řídit se doporučením meteorologických ústředen, případně pracovišť, která mají možnost soustředit podklady.

### 8.5.6. TYPY KONVEKTIVNÍ OBLAČNOSTI

V závislosti na intenzitě konvekce, vlhkosti vzduchu a tloušťce vrstvy, ve které konvekce probíhá, vytvářejí se také typy konvektivní oblačnosti. Je to především *cumulus humilis* (Cu hum; obr. 8/13), značně plochý oblak, jehož tloušťka nepřesahuje obvykle několik desítek metrů. Označuje vrchol stoupavého proudu. Tvoří se většinou při malé vlhkosti vzduchu u horní hranice konvektivní vrstvy.

*Cumulus mediocris* (Cu med; obr. 8/14) má větší vertikální rozsah, jeho tloušťka bývá přibližně stejná jako průměr základny (řádově stovky metrů). Je-li ve vývoji, stoupání v tomto oblaku je využitelné, i když s výškou dosti rychle klesá.

*Cumulus congestus* (Cu con; obr. 8/15) vzniká ve vertikálně mohutné konvektivní vrstvě při dostatečné vlhkosti vzduchu. Rychlost stoupání v tomto oblaku je značná, v některých případech dosahuje 10 až 20 m/s. Vrcholy oblaku leží v blízkosti hladiny nulové izotermy, v létě kolem 3 až 4 km.

*Cumulonimbus* (Cb; obr. 8/16) se tvoří v případech, kdy konvektivní vrstva atmosféry značně přesahuje hladinu nulové izotermy a vzduch je dostatečně vlhký. V některých případech je konvektivními pohyby zasažena celá troposféra a v tomto případě vrcholy bouřkových oblaků mohou dosáhnout v našich oblastech 10 až 12 km. Rychlost stoupání bývá pod základnou Cb malá, s výškou roste a dosahuje hodnot až 30 m/s, ve výjimečných případech i více.

Při malé vlhkosti vzduchu může vzniknout konvekce bez toho, aby došlo ke kondenzaci vodní páry. V tomto případě mluvíme o *bezoblačné konvekci* („čistě“ konvekci). Vyhledávání výstupných proudů je dosti obtížné, jediným vodítkem může být vhodná konfigurace terénu. V některých případech je vrchol stoupavého proudu „označen“ skoro nezřetelným „zamlžením“ daného místa. Toto „zamlžení“ nemůžeme považovat za oblak, přesto je pro plachtaře cenným jevem k určení polohy stoupavého proudu.



## 8.5.7. NEBEZPEČNÉ JEVY

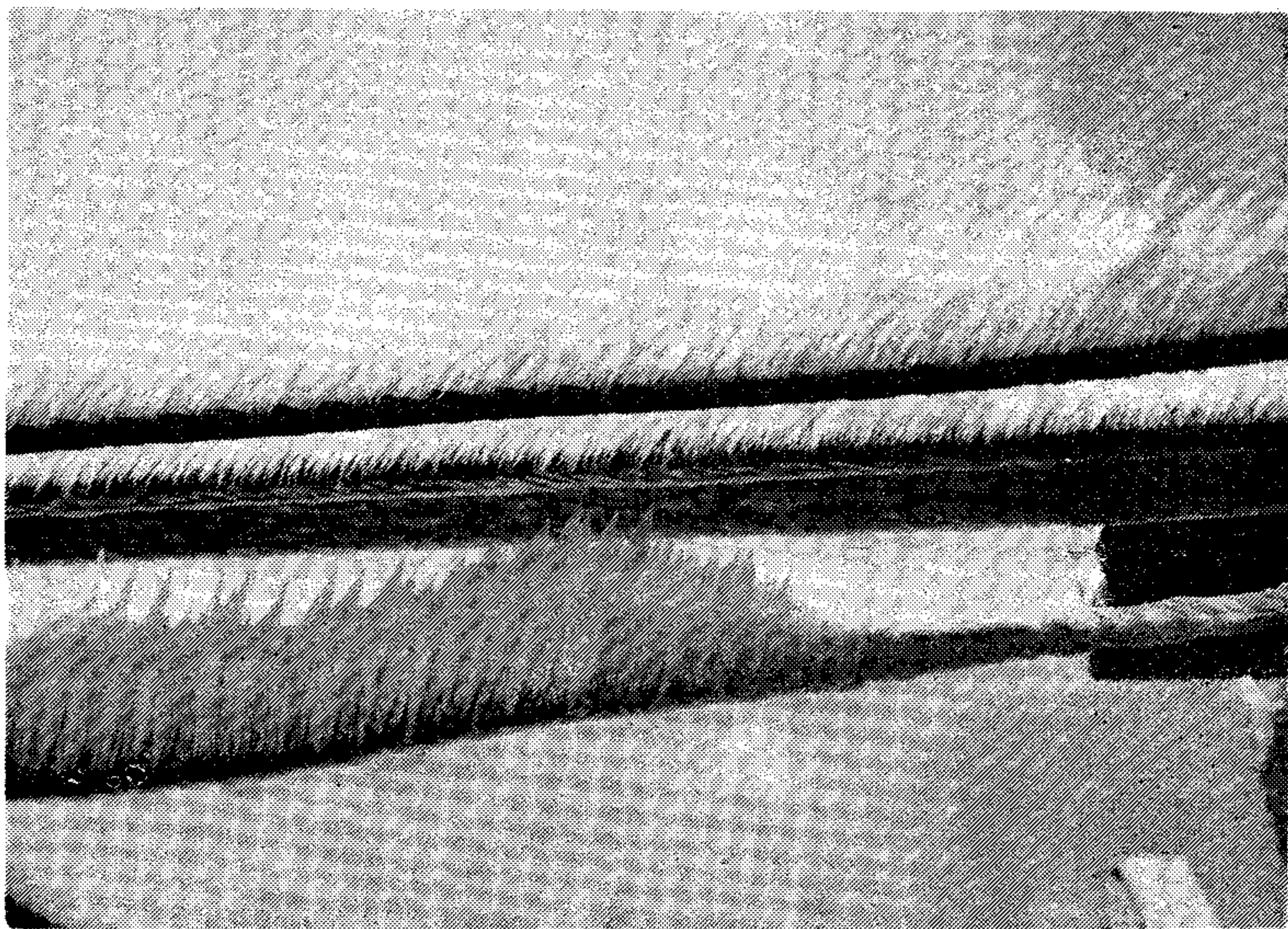
K nebezpečným jevům, které se v atmosféře vyskytují a které ovlivňují letecký provoz, patří především námraza na letadlech, mlhy a bouřky.

### 8.5.7.1. NÁMRAZA NA LETADLECH

*Námrazou* rozumíme v podstatě tři druhy ledových usazenin. Jsou to jinovatka, zrnitá námraza a ledovka.

*Jinovatka* je bílý, krystalický nános, který se tvoří přímým přechodem vodní páry v led na chladných tělesech při velké vlhkosti vzduchu. Hmotnost takto usazeného ledu na letadle bývá zanedbatelná. Může však zhoršit aerodynamické vlastnosti povrchu křidel. Vzniká např. při rychlém sestupu letadla z vysokých hladin s teplotami hluboko pod bodem mrazu do teplejšího a vlhkého vzduchu. Tvoří se prakticky na celém povrchu letadla.

*Zrnitá námraza* je neprůhledný, bělavý nebo našedlý led zrnité struktury, často obsahující částice sněhu nebo zmrzlé kapky. Nemá hladký povrch, struktura je houbo-



Obr. 8/42a. Zrnitá námraza na kovových lanech



vitá s četnými dutinami. Vzniká usazováním přechlazených vodních kapek, které se zčásti rozlévají, některé mrznou a tvoří síť ledových jehlic (obr. 8/42a).

*Ledovka* (obr. 8/42b) je průsvitný, místy průhledný ledový povlak, obsahující jen malé vzduchové bublinky. Vzniká tím, že se vodní kapičky nejdříve rozlejí po povrchu letadla a potom zmrznou. Ledovka se nejčastěji vyskytuje v teplotách málo pod bodem mrazu.

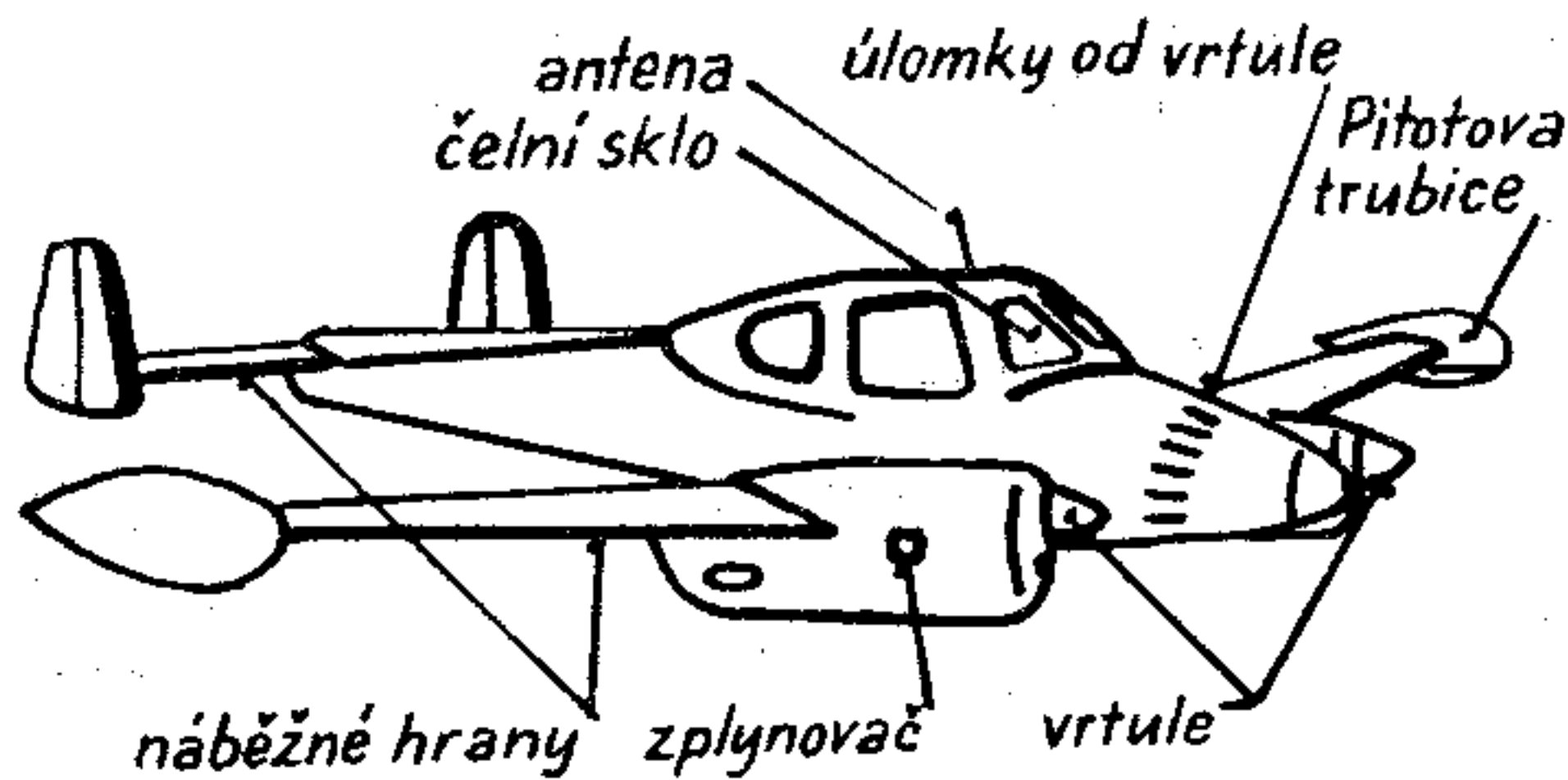


*Obr. 8/42b. Ledovka spolu s částí zrnité námrazy na větvičkách*

Námraza a ledovka se objevuje při letu v mracích nebo v oblasti srážek pod nimi. Při letu mohou způsobit následující obtíže: zvětšení hmotnosti, zvětšení škodlivého odporu (až o 35 %), zmenšení vztlaku, zvýšení pádové rychlosti, zmenšení účinnosti vrtule a případně její vibrace, zhoršení výhledu z kabiny, utržení vnější antény rádia, zkreslení hodnot nebo vysazení přístrojů zapojených na Venturiho nebo Pitotovu trubici, poruchy karburátoru, omezení pohybu řídicích ploch. Části letadla, na kterých je usazování námrazy či ledovky zvláště nebezpečné, ukazuje obr. 8/43.

Na náběžných hranách křídel a stabilizačních nebo řídicích ploch způsobuje námraza zhoršení aerodyna-

mických vlastností, zmenšuje koeficient vztlaku, zvyšuje koeficient odporu profilu. Záleží i na tvaru, kterým námraza profil deformuje. Největší nebezpečí představují velké kapky přechlazené vody. Laminární profily křídel dnešních kluzáků jsou na usazování námrazy zvláště citlivé.



Obr. 8/43. Místa na letadle, kde se nejvíce usazuje námraza

Vzhledem k vysoké rychlosti listů vrtule a jejich tenkému profilu, vytváří se námraza při teplotách kolem  $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$  jen v blízkosti osy vrtule. Úplného pokrytí náběžných hran vrtulových listů námrazou se dosáhne asi při  $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Hlavní nebezpečí ovšem spočívá v tom, že námraza z části listů vrtule může odpadnout, čímž se poruší vyváženost listů. Aerodynamické a odstředivé síly takto nevyvážených listů vedou k silným vibracím.

Nejčastěji se námraza vytváří v oblacích, ne však ve všech a nikoli ve stejné intenzitě. V ledových oblacích Ci, Cs a Cc se námraza netvoří. Složité podmínky tvoření námrazy jsou v oblacích s vertikálním vývojem. Nejnebezpečnějším prostředím jsou věžovité kumuly s velkým obsahem přechlazené vody, jejichž vrcholy dosahují značných výšek a teplot hluboko pod bodem mrazu. Takovou typickou oblačností mohou být Cu con hlavně na jaře a raná vývojová stadia Cb. Jakmile horní část oblaku se přemění na ledový (přechlazené kapičky přejdou v ledové krystalky), vodní obsah oblaku se zmenší a nebezpečí intenzivní námrazy klesne. Tomuto případu odpovídají Cb v posledních vývojových stadiích.

Oblaky typu St a Sc nemají příliš velký vodní obsah. Z tohoto důvodu se zde tvoří námraza nepřítli intenzivně. Nejnebezpečnější je tato oblačnost při teplotě několik málo stupňů pod bodem mrazu.

Nejsilnější námraza se vyskytuje především v oblač-

ných systémech teplých front. Ovšem nebezpečí námrazy není zanedbatelné za jistých podmínek ani při letu mimo oblaky. Nejčastěji se vytvoří námraza při letu pod oblačností, ze které vypadávají srážky ve tvaru přechlazeného deště. Přitom se vytváří námraza ve formě ledovky a je vždy rozumné let ihned přerušit, nemá-li u sportovních letadel dojít ke katastrofě. Podobné případy se vyskytují jen v zimní polovině roku.

#### 8.5.7.2. MLHY

Dalším nebezpečným jevem je *mlha*. Ani ne tak při samotném letu, který díky moderním leteckým přístrojům může být proveden nad horní hranicí mlhy, ale hlavně při přistání na cílovém letišti. Vzhledem k tomu, že předpis o provádění letů sportovními letadly nepovoluje lety při dohlednosti pod 1 km, můžeme se setkat s mlhou v podstatě jen při mimoletištních letech. Velký význam zde bude hrát konfigurace terénu, neboť mlha může vzniknout např. v horských údolích, přičemž v rovinnatém terénu bude dohlednost vyhovující.

Mlha vzniká kondenzací atmosférické vodní páry bezprostředně při zemském povrchu většinou izobarickým ochlazováním pod teplotu rosného bodu. Takové ochlazování je typické pro noční dobu a proto mlha vzniklá tímto způsobem se vyskytuje hlavně v nočních a ranních hodinách. S přibývajícím teplotou během dne většinou mizí. V zimní polovině roku se taková mlha může udržet po celý den.

Mlha může vzniknout i jiným způsobem. V takových případech (např. mlha v oblasti atmosférických front, mlha vzniklá při přechodu relativně teplého vzduchu nad chladným povrchem země či moře) je většinou mlha spojená s celkově špatným a pro sportovní letadla nevhovujícím počasím.

Nebezpečí vyplývající z výskytu mlh lze omezit na minimum dotazem na meteorologických ústřednách, případně na letecké dispečerské službě, kde jsou k dispozici hodinová hlášení povětrnostních stanic, ze kterých je zřejmé, v kterých místech či oblastech se mlha vyskytuje a v kterých nikoli.

Nikdy se nesnažíme prolétnout mlhou v přízemním letu, neboť i při pečlivé předchozí navigaci hrozí nebezpečí havárie, zvláště ve zvlněném a horském terénu.



### 8.5.7.3. BOUŘKY

*Bouřky*, přesněji řečeno oblasti kumulonimbů, jsou místy opravdu velkého nebezpečí pro všechny druhy letadel. Z tohoto důvodu se vždy a za všech okolností těmto oblastem vyhýbáme. Hlavní nebezpečí spočívá v těchto dějích: turbulence, výskyt nízké oblačnosti a snížené dohlednosti pod Cb, vypadávání krup, námraza, elektrické výboje.

a) Turbulence pod Cb (zde máme na mysli jak termickou, tak mechanickou) může být tak veliká, že ohrožuje pevnost letadla. Je-li mimo to Cb ve stadiu maximálního vývoje, potom jak výstupné, tak hlavně sestupné pohyby dosahují často takových hodnot, že je nemůžeme vyrovnat silou motoru. Sestupné pohyby dosahují někdy až k zemskému povrchu a hrozí roztržení letadla o zem. Protože turbulence „není vidět“ a navíc může přijít bez předchozího varování zcela náhle a v plné intenzitě, přičemž může způsobit naprostou neovladatelnost letounu, je rozumné vyhnout se letu pod Cb, zvláště jsou-li mohutné.

b) Turbulence a značná vlhkost vzduchu pod základnou Cb způsobená vypadáváním srážek vede ke vzniku nízké a roztrhané oblačnosti, která může ve zvlněném terénu dosáhnout až na zem. Prolétnutí takové oblasti bez neúměrného rizika je nemožné. Často samotné vypadávání srážek z Cb je tak intenzivní, že sníží dohlednost jen na několik desítek metrů. I když takové oblasti nebývají příliš široké a ve většině případů se omezují na zadní stranu Cb, je průlet jimi také krajně nebezpečný.

c) Jak už bylo řečeno v odstavci 8.5.7.1., je nebezpečí tvoření námrazy ve středních částech Cb značně vysoké a její narůstání na příslušných částech letadla velmi rychlé. V letní polovině roku však pod základnou Cb takové nebezpečí nehrozí. Často ovšem vypadávají srážky ve tvaru krup, jejichž velikost bývá úměrná intenzitě výstupných proudů v Cb. Při letu oblastí, kde vypadávají kroupy, hrozí nebezpečí mechanického poškození povrchu letadla. Co znamená rozbití kabiny v tomto případě, není třeba zdůrazňovat.

d) Kumulonimby hlavně v pozdějších vývojových stadiích jsou oblastmi častého výskytu elektrických výbojů. Přímé zasažení letadla bleskem je celkem vzácné a málo pravděpodobné. Přesto nelze toto nebezpečí podceňovat. Statická elektřina může způsobit poruchy zapalování

v motoru. Protože všechny kovové díly dnešních letadel musí být vzájemně propojeny, při letu silným elektrickým polem Cb není pilot ani osádka ohrožena.

### 8.5.8. OROGRAFICKÉ VLIVY NA VÝVOJ KONVEKCE

Konfigurace terénu má nepopíratelný vliv na konvekční pohyby. Stačí si např. uvědomit, že na vývoj konvekčních pohybů má kromě teplotního zvrstvení vliv především přehřátí jistého množství vzduchu nad určitým terénem. Je samozřejmé, že největší rozdíly při jinak stejných podmínkách budou v kopcovitém terénu, kde jižní svahy dostávají maximum sluneční energie a naopak severní minimum. Z tohoto důvodu můžeme očekávat výstupné proudy nad svahy, na které v daném okamžiku dopadají sluneční paprsky pod co největším úhlem.

Také vzhledem k větší vlhkosti vzduchu vzniká při jinak stejných podmínkách nad horskými oblastmi kupovitá oblačnost, i když v rovině může zcela chybět.

Pro plachtařské výkony není zanedbatelná ani ta skutečnost, že konvekce v horském terénu začíná o 1 až 2 hodiny dříve a o přibližně stejnou dobu později zaniká. Dá se také říci, že konvekce je v horských oblastech intenzivnější než v rovinách.

Horský terén však s sebou přináší i některé záporné vlastnosti. V chladné a instabilní vzduchové hmotě, která se v rovinném terénu projevuje dobrou konvekcí s bohatou kupovitou oblačností, mohou se vyskytnout v horských oblastech značně široké prostory zcela zatažené oblohy. Taková oblačnost vznikne „rozlitím“ původně aktivní kupovité oblačnosti ve vrstvu. Ta na delší dobu zamezí prohřívání přízemních vrstev vzduchu a konvekce ustává. Z vertikálně mohutnější kupovité oblačnosti ve stadiu rozpadu mohou vypadávat srážky ve tvaru přeháněk. V takových případech je vhodnější pro plachtařské výkony rovinný terén.

Vzhledem k intenzivní konvekci v horských oblastech mohou za určitých podmínek vzniknout bouřky, i když je v rovinách nepozorujeme. Takovým bouřkám říkáme orografické. Většinou nebývají příliš mohutné (horizontální rozměry bývají řádově jen několik kilometrů) a dají se spolehlivě oblétnout směrem do roviny.

## 8.6. MECHANICKÁ TURBULENCE

Horizontální pohyb vzduchu — vítr má ve vrstvě tření vždy turbulentní charakter. To znamená, že jednotlivé vzduchové částice se nepohybují rovnoběžně a stejnými rychlostmi. Ve všeobecném horizontálním proudění vznikají neuspořádané pohyby, při čemž se vzduchové částice přesunují chaoticky.

*Turbulence* v proudícím vzduchu vzniká třením vzduchových částic o zemský povrch a také vnitřním třením, když existují rozdíly rychlosti proudění v sousedních vrstvách. Turbulentní promíchávání vzduchu vzniklé tímto způsobem je prakticky nezávislé na teplotních podmínkách. Z tohoto důvodu mluvíme o mechanické turbulenci na rozdíl od termické turbulence (konvekce), kde teplotní podmínky jsou rozhodující.

Mechanická turbulence se projevuje neklidným letem a bývá nejsilnější v přízemní vrstvě vzduchu. Je tím silnější, čím drsnější (rozmanitější) je povrch a čím je rychlost proudění větší. Zvláštní charakter proudění můžeme očekávat za jistých podmínek v horských oblastech a pojednáme o něm podrobněji.

### 8.6.1. TYPY PROUDĚNÍ V OKOLÍ PŘEKÁŽEK, JEJICH VYUŽITÍ A NEBEZPEČÍ

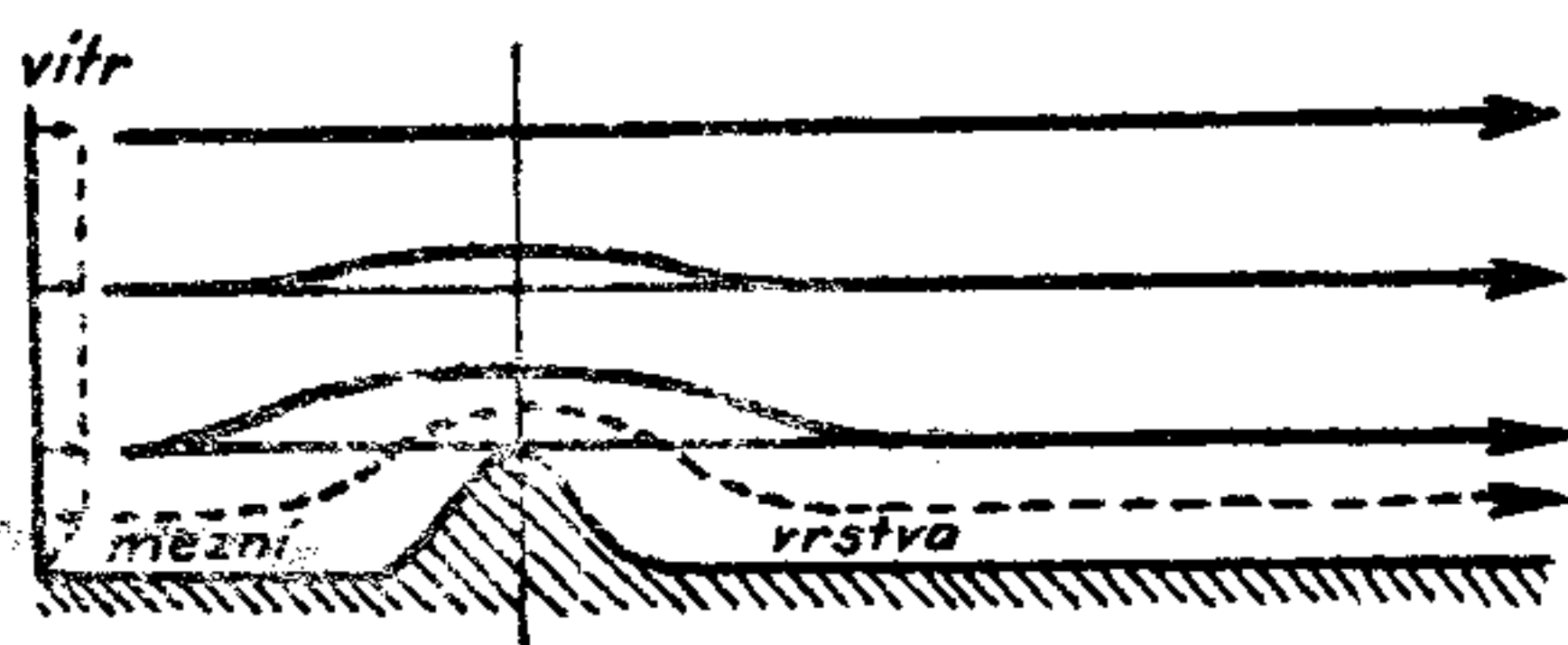
Předpokládejme, že proudícímu vzduchu je postavena do cesty překážka ve tvaru dostatečně dlouhého jednoduchého horského hřebenu se stálým převýšením. Vzduch proudí na tuto překážku kolmo. Kromě běžné mechanické turbulence v přízemní vrstvě může dojít v závislosti na rychlosti proudění a tloušťce proudící vrstvy ke zvláštnímu uspořádání pohybujících se částic. Rozeznáváme následující typy proudění.

#### 8.6.1.1. PROUDĚNÍ LAMINÁRNÍ

Při nepatrné rychlosti větru mohou jednotlivé vzduchové částice vcelku zachovávat vzájemně rovnoběžné dráhy, které sledují profil překážky. Těsně nad povrchem terénu se tvoří tenká vrstva s přechodem od nulové rychlosti proudění při povrchu na rychlost proudící vrstvy.



Takovému proudění, které se jen zřídka v přírodě vyskytuje, říkáme *laminární proudění* (obr. 8/44).

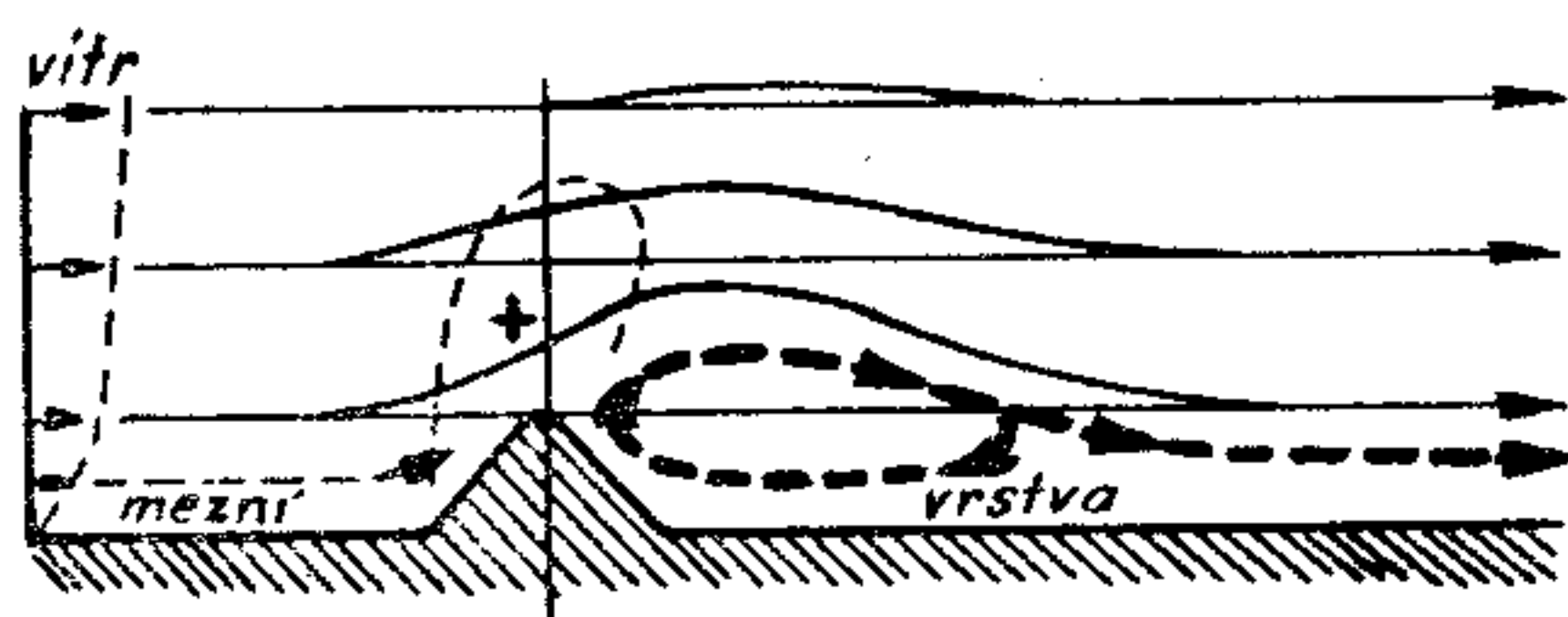


Obr. 8/44. Laminární proudění přes překážku

#### 8.6.1.2. PROUDĚNÍ VÍROVÉ

Zvětší-li se rychlost proudění ve vrstvě vzduchu za jinak stejných podmínek, nastává za vrcholem hřebene odtržení přízemní mezní vrstvy od překážky a prostor přilehlý k závětrnému svahu a k blízké části závětrného terénu je vyplněn stacionárním horizontálním vírem. Za hřebenem se vyskytuje slabá nárazovitost, slabý vítr proti svahu a výstupný pohyb podél závětrného úbočí.

Prostor s největší hodnotou výstupné složky proudění se posouvá v hladinách nad úrovní překážky až přímo nad horský hřeben. Rychlost větru umožňuje při vírovém proudění (obr. 8/45) plachtění před svahem a nad hřebenem.



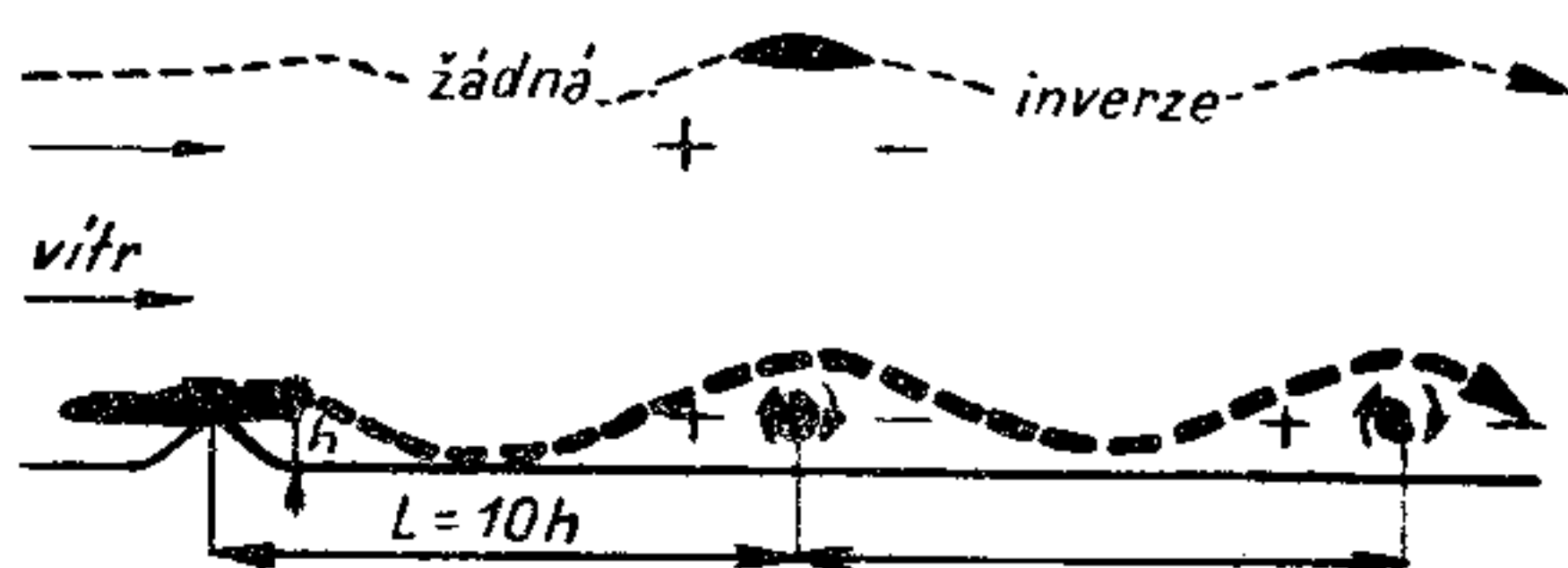
Obr. 8/45. Vírové proudění za hřebenem

Vlnová deformace proudění s výškou slábne. Jen výjimečně se projevuje viditelně vlnovým oblakem, který zůstává bez pohybu v prostoru vlny.

#### 8.6.1.3. PROUDĚNÍ VLNOVÉ

Další zesílení větru v rozsahu proudící vrstvy podporuje v blízkosti hřebene periodické uvolňování vírů, které se postupně odpoutávají do závětrného prostoru. Uspořádáním mohutných vírů s horizontální osou rovnoběžnou s horským hřebenem vzniká za hřebenem stabilní tur-

bulentní systém, který vnucuje proudění v závětrném prostoru výraznou, mnohokrát opakovanou vlnovou deformaci (obr. 8/46).



Obr. 8/46. Vlnové proudění za hřebenem

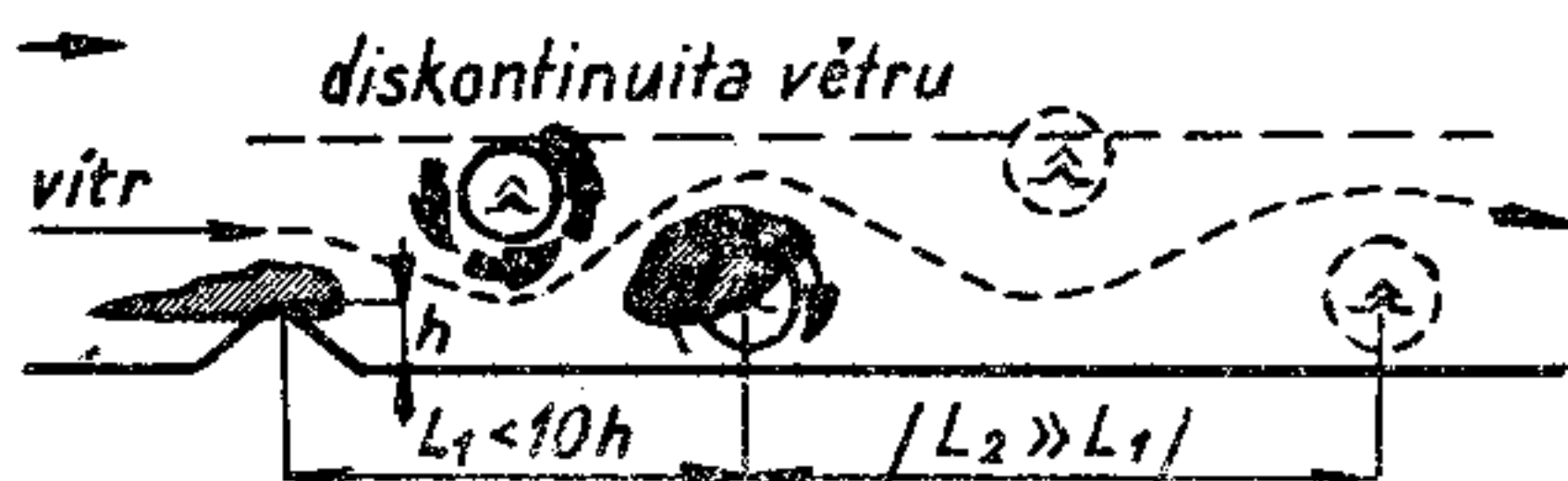
Největší amplituda se vyskytuje v prostoru první vlny za hřebenem. Se vzdáleností od překážky ve vodorovném i svislém směru se vlnová deformace postupně tlumí. Vzdálenost  $L$  vrcholu první vlny za hřebenem odpovídá délce vlny závislé především na převýšení překážky  $h$ .

Oblačnost v přízemní vrstvě je tvořena nízkou oblačností na závětrné straně. V prostoru víru se při dostatečné vlhkosti vzduchu tvoří zřetelně rotující oblačné válce — rotory. Přímo nad rotory jednotlivých vln se tvoří až několik vrstev vlnových oblaků Ac len (obr. 8/17).

Při průletu se vyskytují v závětrném prostoru střídavě pásma silného klesání a stoupání. V oblasti rotorů se vyskytuje nebezpečná nárazovitost.

#### 8.6.1.4. ROTOROVÉ PROUDĚNÍ

Toto proudění vzniká za stejných podmínek jako vlnové za předpokladu, že výška proudící vrstvy je poměrně malá, srovnatelná s výškou překážky. V závětrí vznikající mohutné rotory zasahují prakticky celou tloušťku proudící vrstvy. Vzhledem k relativně nízké vrstvě proudění



Obr. 8/47. Rotorové proudění za hřebenem

je nižší i vrstva s turbulencí a také délka vln se zkracuje.

Silná a nebezpečná turbulence zasahuje ve svislici celou proudící vrstvu, vodorovně závětrnou stranu hřebene.

Mohutné rotory mohou být vyjádřeny oblačností, jejíž vzhled se rychle mění.

#### 8.6.1.5. VYUŽITÍ CHARAKTERU PROUDĚNÍ PŘES PŘEKÁŽKU

Je zřejmé, že vlastnosti proudění přes horskou překážku zvláště v případě vlnového proudění lze využít pro výškové lety kluzáků. Lety tohoto charakteru, i když nejsou bez problémů, mají tu výhodu, že jsou provedeny vesměs při vnější viditelnosti (VFR). Obtížný a náročný je ovšem aerovlekový vzlet, zvláště je-li letiště položeno v blízkosti závětrné strany hřebene (např. Vrchlabí při NE větru nebo Poprad při severním větru). Setkáme se hlavně v oblasti pod rotory s extrémně silnou turbulencí. Je velmi důležité, aby piloti byli seznámeni s místními podmínkami. Let nad rotory probíhá až překvapivě klidně. Je třeba nepřetržitě sledovat vývoj nízké oblačnosti, která může vytvořit vrstvu v závětrí hřebene v prostoru první vlny zvláště při jejím zeslábnutí. Sestup na přistání může být v tomto případě spojen s určitým rizikem a je nezbytné vypracovat pro tyto případy a daný prostor zvláštní pokyny.

Výšky dosažené ve vlnovém proudění závisejí především na převýšení horského hřebene a mohutnosti proudící vrstvy. V ideálním případě je možno např. v Krkonoších dosáhnout výšek kolem 10 km, ve Vysokých Tatrách ještě větších.



---

## 9. LETECKÁ NAVIGACE

Letecká navigace je nauka o vedení letadel po plánovaných tratích a určování zeměpisných poloh za letu.

### 9.1. NAVIGAČNÍ METODY SPORTOVNÍHO LETCE

Osádky určují za letu zeměpisné polohy svých letadel různými způsoby a používají různé navigační metody k vedení letadel po plánovaných tratích. Piloti sportovních letadel používají vzhledem k vybavení svých strojů pouze některé z těchto metod. Jsou to srovnávací orientace, navigace výpočtem a radionavigace.

#### a) *Srovnávací orientace*

Srovnávací orientace je nejdůležitější navigační metodou sportovních letců. Při jejím použití porovnává pilot terén, nad kterým letí, s mapou a opačně. K úspěšnému použití této metody musí být terén za letu viditelný, musí mít dostatek orientačních objektů a letadlo musí letět v takové výšce a takovou rychlostí, aby pilot měl pro srovnávací orientaci potřebný čas.

V čisté podobě používají srovnávací orientaci pouze plachtaři a piloti balónů.

#### b) *Navigace výpočtem*

Navigace výpočtem je zpravidla spojována s jinými na-

vigačními metodami. U sportovních pilotů především se srovnávací orientací. Pilot již před letem zjistí, stanoví nebo vypočítá základní navigační prvky, jako je směr letu, směr a rychlost větru a čas letu. Dodrží-li vypočítané hodnoty, ukazují-li přístroje správně a nedojde-li ke změnám uvažovaných činitelů, jako je směr a rychlost větru, nebo opraví-li pilot během letu své výpočty na základě těchto změn, doletí letadlo ve vypočítaném čase ke stanovenému cíli.

#### c) *Radionavigace*

Lehká radionavigační zařízení, použitelná v malých sportovních letounech, využívají směrové účinky antén a usnadňují dříve jmenované metody, zejména v případech ztížených meteorologických podmínek.

#### d) *Spojování navigačních metod*

Jedním ze základních předpokladů spolehlivého vedení letadel po plánovaných tratích je spojování navigačních metod. Omezuje na minimum možnost ztráty orientace při selhání některé z použitých metod a poskytuje pilotovi nezbytnou jistotu. Sportovní piloti kombinují zpravidla navigaci výpočtem se srovnávací orientací nebo radionavigací.

## 9.2. ZEMĚ A SÍŤ MYŠLENÝCH ČAR

Země, kterou si běžně představujeme jako kouli, je ve skutečnosti na pólech poněkud zploštělá. Poloměr v rovníkové rovině je 6378 km; poloměr v rovině, která prochází oběma póly, je 6356 km. Zidealizovaný tvar Země je tedy rotační elipsoid. Protože zploštění Země je vzhledem k velikosti průměru nepatrné, budeme nadále Zemi považovat za kouli.

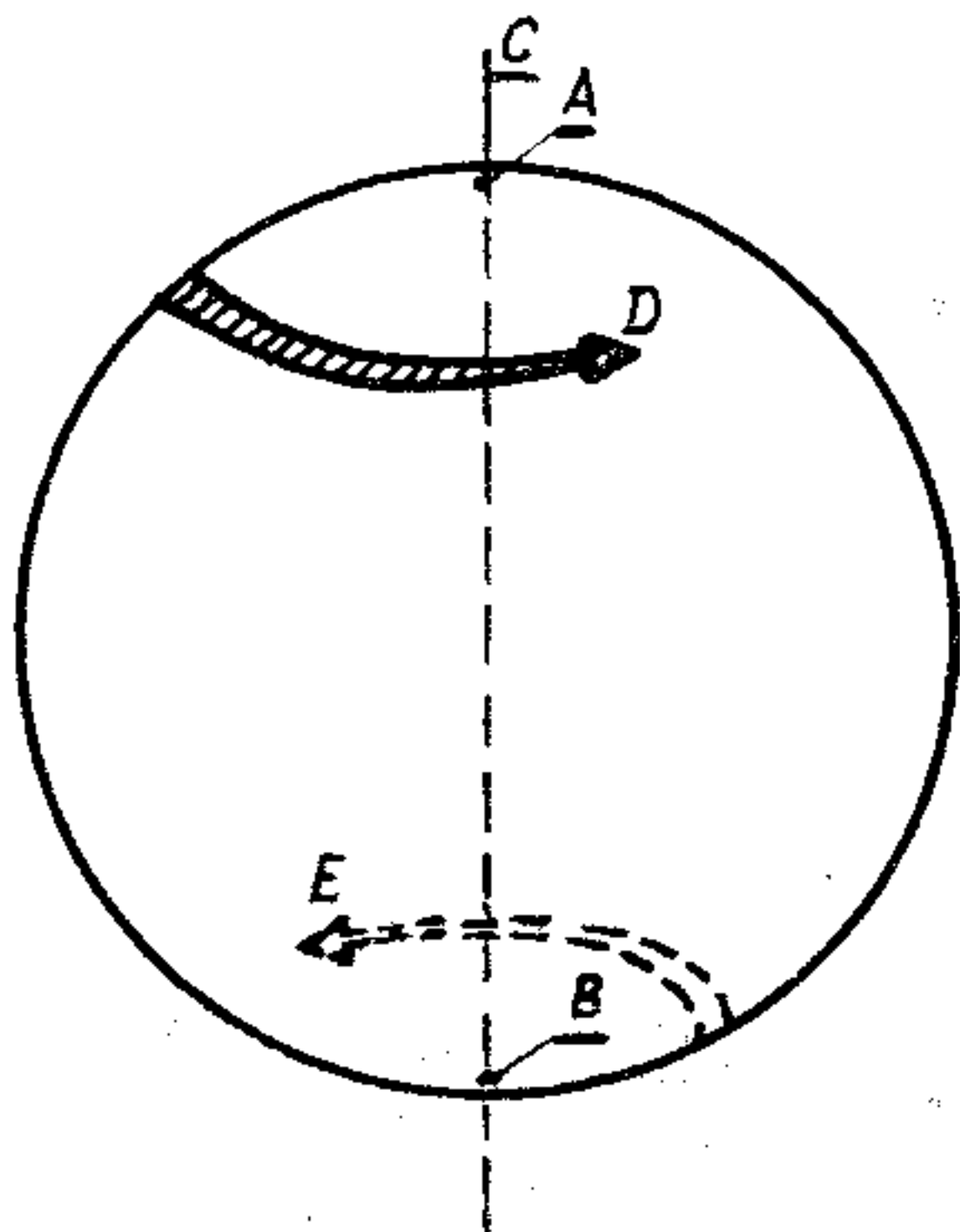
### 9.2.1 SÍŤ MYŠLENÝCH ČAR NA ZEMĚKOULI

#### a) *Zemská osa*

Zemská osa, kolem níž se Země otáčí, je myšlená přímka, kolmá k rovině rovníku, procházející středem Země a oběma zeměpisnými póly (obr. 9/1).

### b) Zeměpisné póly (točny)

Zeměpisné póly jsou myšlené body na severní a jižní polokouli, kde myšlená zemská osa protíná povrch Země. Na severním zeměpisném pólu se Země otáčí proti směru, na jižním po směru pohybu hodinových ručiček (obr. 9/1).



Obr. 9/1. Zemská osa a zeměpisné póly

A — severní zeměpisný pól; B — jižní zeměpisný pól; C — zemská osa; D, E — smysl otáčení Země na severním a jižním pólu

### c) Poledníky

Proložíme-li rovinu zemskou osou, dostaneme na obvodu zeměkoule, kde tato rovina protíná její povrch, myšlenou kružnici, kterou nazýváme poledníková kružnice. Polovina této kružnice je poledník (obr. 9/2). Kterýkoliv poledník je nejkratší spojnici pólů na povrchu Země a určuje proto vždy zeměpisný sever a jih. Poledník, který prochází určitým bodem na zeměkouli, nazýváme místním poledníkem pro tento bod. Protilehlá polovina poledníkové kružnice je protipoledníkem místního poledníku.

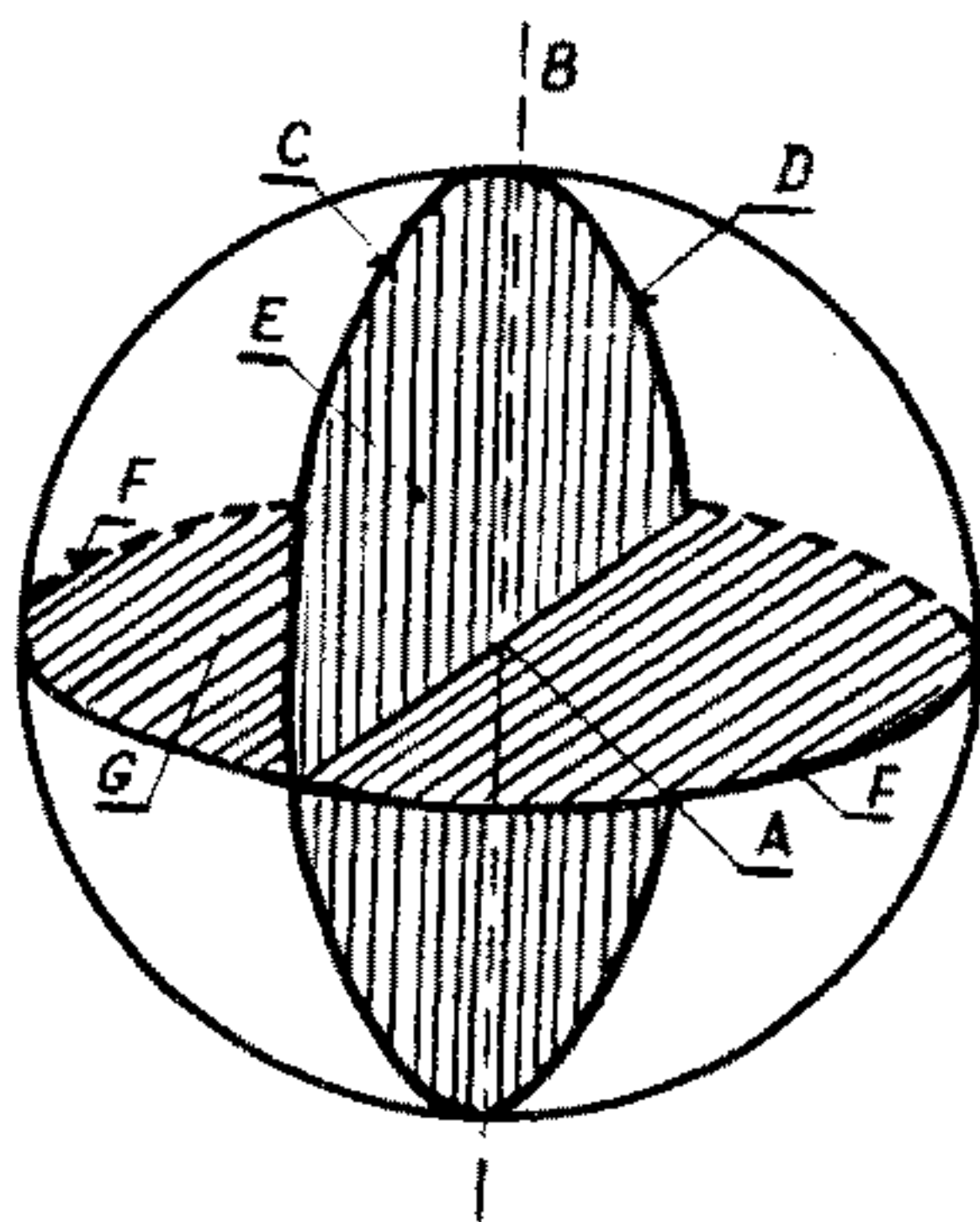
Poledník, který prochází londýnskou hvězdárnou v Greenwichi, je považován za základní, nultý poledník a nazývá se greenwichský základní poledník. Pootáčíme-li poledníkovou kružnicí tohoto poledníku kolem zemské osy vždy o jeden stupeň, dostaneme celkem 180 poledníkových kružnic, to je 360 poledníků. Tyto poledníky jsou číslovány od základního poledníku směrem na východ i západ. Protipoledník základního poledníku má tedy číslo 180.



Rozdělíme-li úhlovou vzdálenost mezi dvěma sousedními poledníky na 60 stejných dílků (minut) a každým tímto dílkem vedeme další poledník, dostaneme minutové poledníky. Obdobným dělením vzdálenosti mezi minutovými poledníky dostaneme 60 vteřinových poledníků.

d) *Rovník*

Proložíme-li rovinu kolmou k zemské ose středem zeměkoule, dostaneme po obvodu Země, kde tato rovina protíná její povrch, myšlenou kružnici — rovník. Rovník dělí zeměkouli na severní a jižní polokouli. Délka rovníku, který je nejdelší kružnicí na zeměkouli, je přibližně 40 000 km (obr. 9/2).



Obr. 9/2. Poledník a rovník

*A* — střed Země; *B* — zemská osa; *C* — poledník; *D* — protipoledník poledníku *C*; *C-D* — poledníková kružnice; *E* — rovina proložená zemskou osou; *F* — rovník; *G* — rovina kolmá k zemské ose proložená středem Země

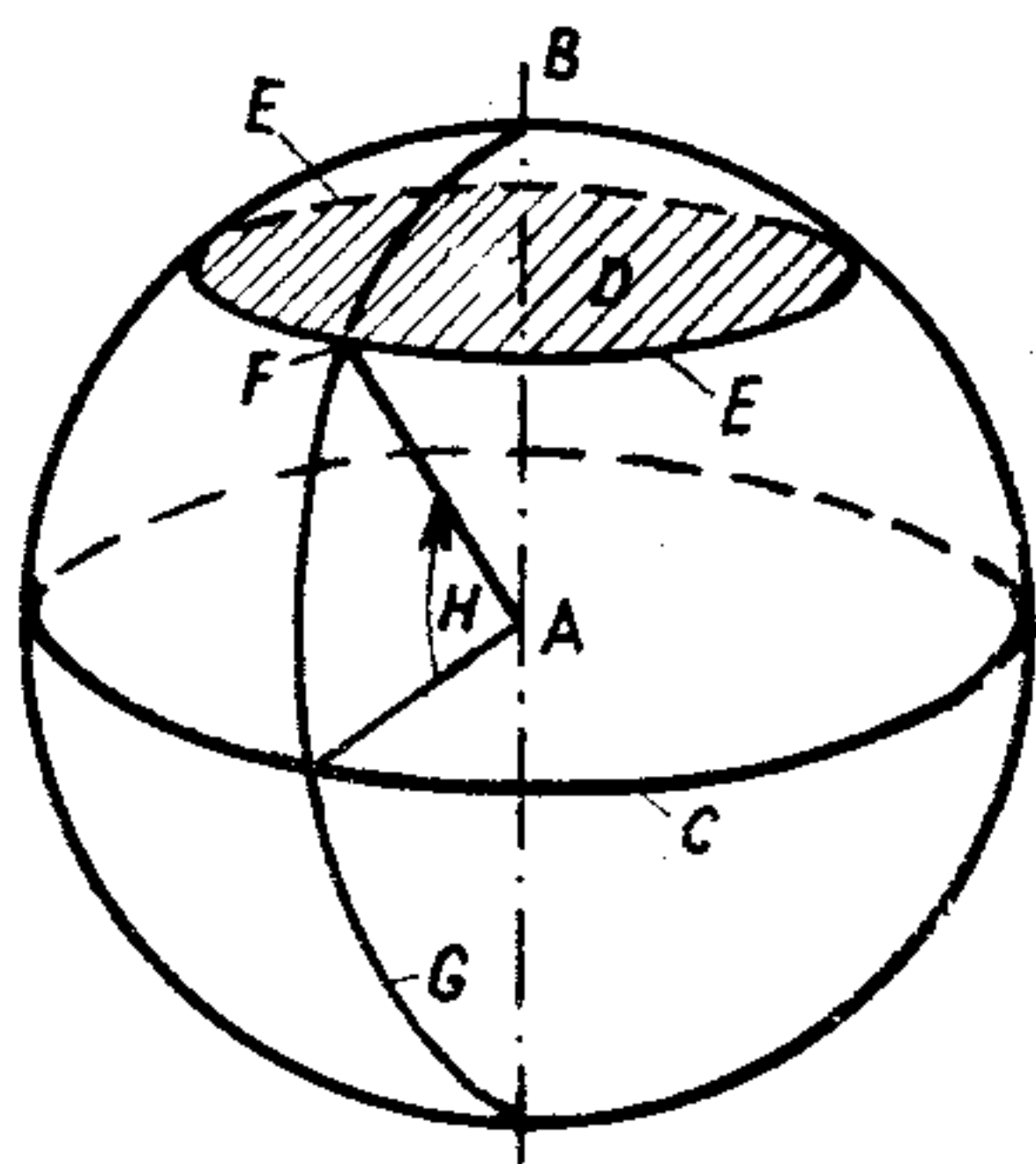
e) *Rovnoběžky*

Rovnoběžka je kružnice, která vzniká, protneme-li zemský povrch rovinou kolmou k zemské ose. Nejdelší rovnoběžkou je tedy rovník. Délka rovnoběžek se zkracuje od rovníku k pólům. Rovnoběžky leží ve směru východ — západ a protínají se proto s poledníky vždy v pravém úhlu.

Rozdělíme-li kterýkoliv poledník ze středu Země na 180 stupňů a body, jež jsme takto získali, proložíme roviny kolmé k zemské ose, vznikne protnutím těchto rovin s povrchem Země 180 rovnoběžek, 90 na severní a 90 na

jižní polokouli. Rovnoběžky jsou číslovány od rovníku směrem k pólům. Rovník je pokládán za nultou rovnoběžku, póly jsou devadesátými rovnoběžkami.

Rozdělíme-li úhlovou vzdálenost mezi dvěma sousedními rovnoběžkami na 60 stejných dílů (minut) a vedeme těmito dílky roviny kolmé k zemské ose, dostaneme minutové rovnoběžky. Rozdělíme-li vzdálenost mezi dvěma sousedními minutovými rovnoběžkami na dalších 60 stejných dílků (vteřin), získáme obdobným způsobem vteřinové rovnoběžky [obr. 9/3].



Obr. 9/3. Rovnoběžka

A — střed Země; B — zemská osa; C — rovník; D — rovina kolmá k zemské ose procházející bodem F na poledníku G; E — rovnoběžka daná průsečnicí roviny D a povrchu zemského; H — úhel na poledníku G vycházející ze středu Země, který udává stupeň rovnoběžky E

## 9.2.2. UDÁVÁNÍ POLOH

Polohou letadla vůči zemi rozumíme bod, nad kterým se letadlo v daném okamžiku nachází a který získáme jako průsečík zemského povrchu a spojnice letadlo — střed Země. Udávání poloh letadel je jedním ze základních navigačních úkolů.

a) *Udávání poloh názvem místa, nad nímž se letadlo nachází*

Tento způsob určování poloh je nejznámější a nejjednodušší. Lze jej však použít jenom tehdy, je-li k dispozici dostatečný počet na mapách zaznamenaných pojmenovaných bodů.

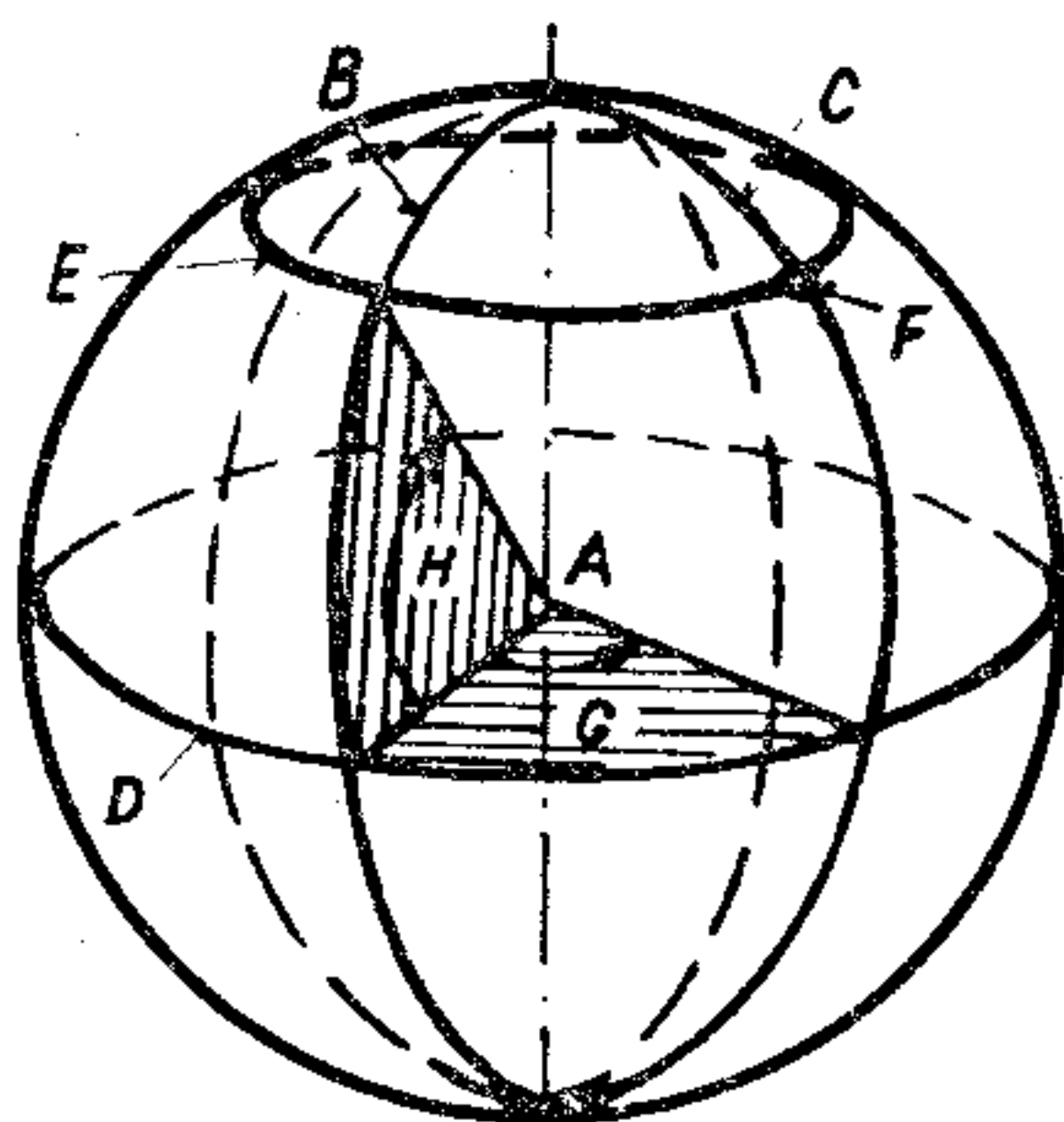
b) *Směrem a vzdáleností od pojmenovaného místa*

Tohoto způsobu se používá, nachází-li se letadlo mimo v mapě zakreslený pojmenovaný bod, ale v jeho blízkosti a lze určit směr letadla a jeho vzdálenost od tohoto bodu.

c) *Udávání poloh pomocí zeměpisných souřadnic*

Zeměpisnými souřadnicemi rozumíme poledníky a rovnoběžky. Každý bod na povrchu Země leží na průsečíku některého poledníku a některé rovnoběžky. Chceme-li určit polohu některého bodu na povrchu Země pomocí zeměpisných souřadnic, označíme ji číslem rovnoběžky a číslem poledníku, které tímto bodem procházejí. Používáme k tomu číslování ve stupních, minutách a vteřinách.

Vzdálenost rovnoběžky udávaného bodu od rovníku nazýváme zeměpisnou šířkou, a to severní (szš), je-li udávaný bod na sever od rovníku a jižní (jzš), je-li na jih.



Obr. 9/4. *Určení polohy pomocí zeměpisných souřadnic*

A — střed Země; B — nultý poledník; C — poledník udávaného bodu F; G — úhel východní zeměpisné délky ( $82^{\circ} 33' 14''$ ); D — rovník; E — rovnoběžka udávaného bodu F; H — úhel severní zeměpisné šířky ( $60^{\circ} 00' 08''$ )

Vzdálenost poledníku udávaného bodu od nultého poledníku nazýváme zeměpisnou délkou, a to východní (vzd), je-li udávaný bod na východ od základního poledníku a západní (zzd), je-li na západ.

Jako první udáváme vždy zeměpisnou šířku a jako druhou zeměpisnou délkou. Např. poloha bodu F na obr. 9/4 je  $60^{\circ} 00' 08''$  szš a  $82^{\circ} 33' 14''$  vzd. Lze také použít symbolů, které vycházejí z mezinárodního značení základních zeměpisných směrů, to je N pro sever, E pro východ, S pro



jih a W pro západ. Pak bude údaj příslušné polohy vypadat následovně: N 60°00'08" — E 82°33'14".

Čísla poledníků a rovnoběžek čteme na okrajích map. Celé stupně bývají označeny číselně, minuty zpravidla graficky po desítkách. Vteřiny musíme odměřovat.

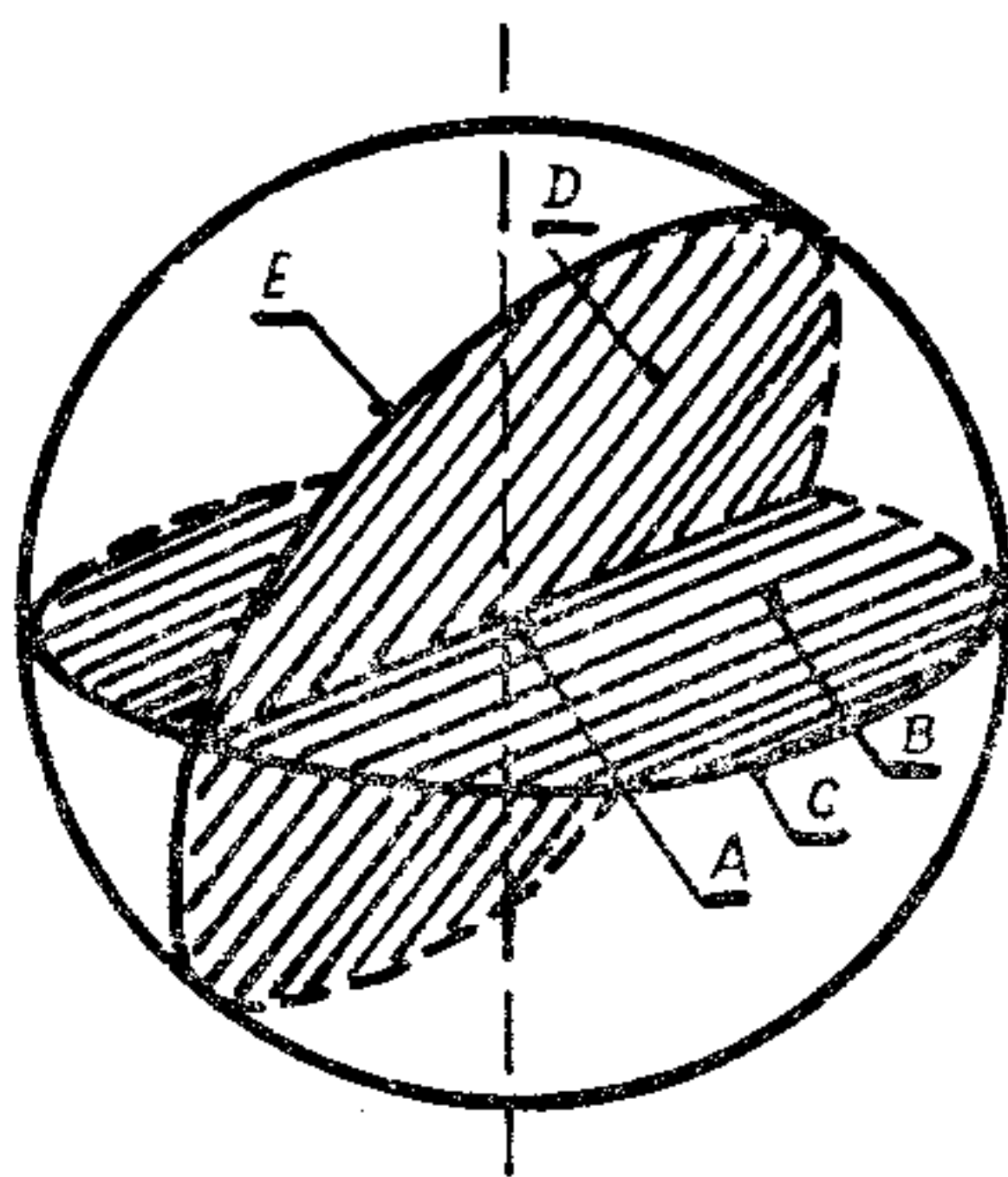
d) *Určování poloh jiným souřadným systémem nebo kódem*

K různým účelům mohou být na mapách zakresleny jiné než zeměpisné souřadné systémy, které lze použít k více či méně přesnému určování poloh příjemcem, který má k dispozici mapu se stejným souřadným systémem nebo kódem.

### 9.2.3. VELKÁ A MALÁ KRUŽNICE NA ZEMĚKOULI — LOXODROMA A ORTODROMA

a) *Velká kružnice*

Protneme-li povrch Země rovinou, která prochází středem Země, vytvoří nám průsečnice této roviny s povrchem zeměkoule takzvanou velkou kružnicí. To znamená, že velkými kružnicemi jsou mimo jiné i všechny poledníkové kružnice a rovník. Naprosto však není podmínkou, aby roviny velkých kružnic byly kolmé k zemské ose nebo jí procházely (obr. 9/5).

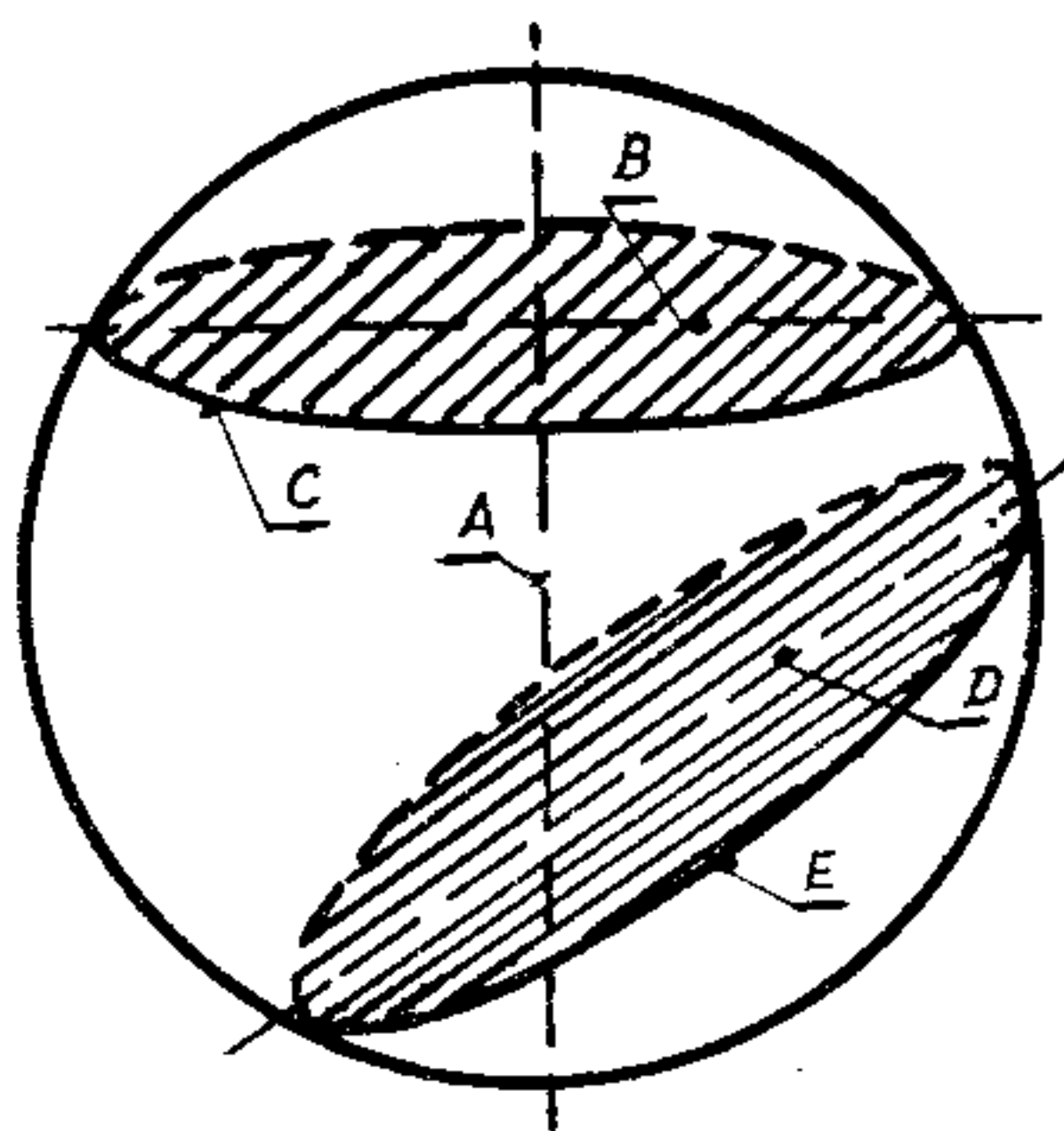


Obr. 9/5. Velké kružnice

A — střed Země; B — rovina rovníku; C — rovník jako velká kružnice; D — rovina procházející středem Země, která není kolmá k zemské ose, ani s ní není souběžná; E — velká kružnice vytvořená rovinou D

### b) Malá kružnice

Protne-li povrch zeměkoule rovinou, která neprochází středem Země, vytvoří nám průsečnice této roviny s povrchem zeměkoule takzvanou malou kružnici. To znamená, že malými kružnicemi jsou také všechny rovnoběžky kromě rovníku (obr. 9/6).

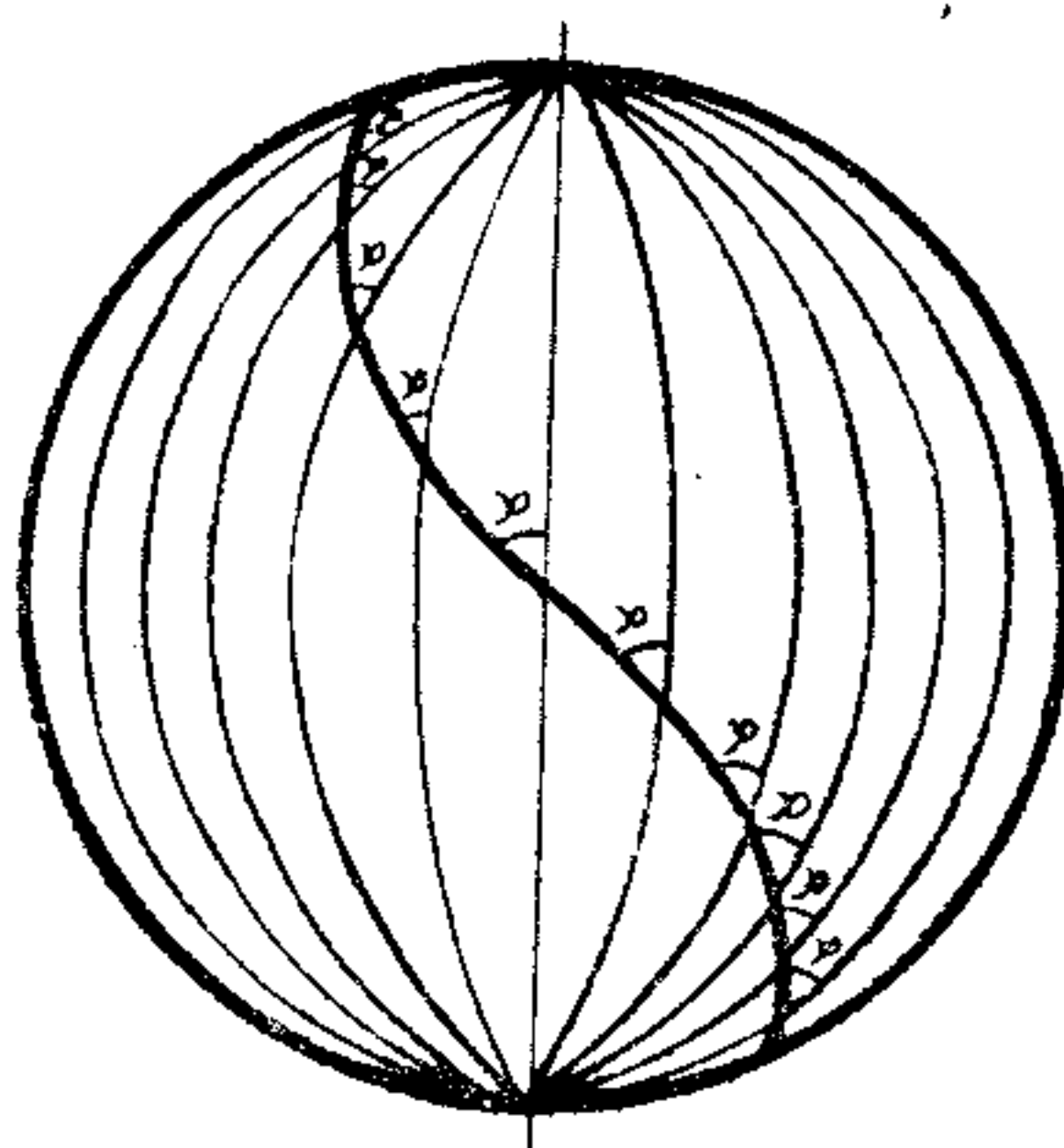


Obr. 9/6. Malé kružnice

A — střed Země; B — rovina rovnoběžky kolmá k zemské ose; C — rovnoběžka jako malá kružnice; D — libovolná rovina, která neprochází středem Země; E — malá kružnice vytvořená rovinou D

### c) Loxodroma

Loxodroma je křivka na povrchu zeměkoule, která protíná všechny poledníky pod stejným úhlem. Je-li tento úhel nulový nebo má  $90^\circ$ , je loxodroma uzavřenou kružnicí. Loxodromami jsou tedy všechny poledníky a všechny

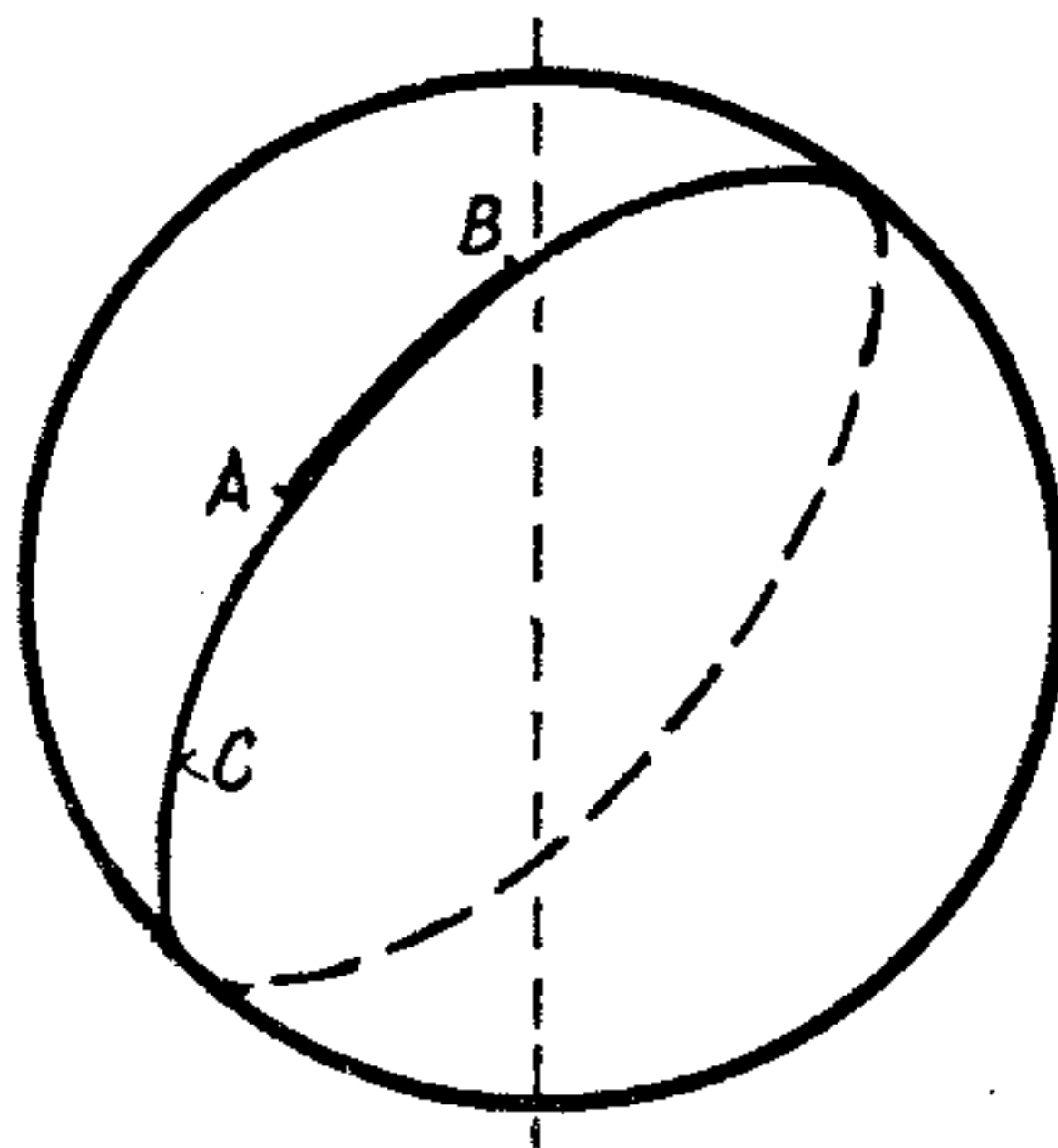


Obr. 9/7. Loxodroma svírá se všemi poledníky stejný úhel

rovnoběžky včetně rovníku. Je-li úhel mezi loxodromou a poledníky větší než  $0^\circ$  a menší než  $90^\circ$ , je loxodroma spirálou, která obtáčí zeměkouli a končí v zeměpisných pólech (obr. 9/7).

d) *Ortodroma*

Ortodroma je nejkratší spojnice dvou míst na zeměkouli vedená po jejím povrchu. Ortodroma je kratší část velké kružnice, která prochází oběma body, jež chceme spojit (obr. 9/8). Protíná poledníky pod různými úhly s výjimkou případů, kdy se jedná o část rovníku nebo poledníku.



Obr. 9/8. Ortodroma je kratší oblouk velké kružnice C, spojující body A—B

## 9.3. ZOBRAZENÍ ZEMĚKOULE — MAPA

### 9.3.1. POVRCH ZEMĚ

a) *Topografická plocha*

Skutečný, zcela holý povrch Země bez objektů, ale se všemi svými nerovnostmi včetně hladin moří, nazýváme topografickou plochou.

b) *Topografická situace*

Souhrn všech terénních útvarů na topografické ploše, jako jsou jezera, řeky, sněhové a ledové pláně, lesy, pole, včetně všech objektů, jako jsou silnice, železnice, města, hrady apod., nazýváme topografickou situací.



### 9.3.2. MAPA A JEJÍ ZKRESLENÍ

Mapa je zmenšený rovinný obraz oblého a výškově členěného zemského povrchu. Mapa může znázorňovat buď jen topografickou plochu nebo topografickou situaci. Nejčastěji však znázorňuje současně obojí.

Tak jako nemůžeme z listu papíru svinout kouli, nelze ani kulovitě zakřivený povrch Země promítnout na rovinu bez deformací. K promítání zakřiveného zemského povrchu na rovinu používáme různé způsoby — projekce. Projekce pravé jsou projekce, při kterých používáme geometrické metody. To je přímé promítání ze středu Země nebo jiného ohniska (protilehlého pólu apod.) na určitý geometrický útvar, jako je rovina, kužel nebo válec. Projekce nepravé jsou projekce, při kterých je využíváno k přenesení zemského povrchu na rovinu matematických metod.

Volbou projekce lze ovlivnit charakter deformací tak, aby mapa, když to není možné ve všech směrech, alespoň v některém odpovídala skutečnosti. Podle toho dělíme mapy na čtyři druhy:

- a) *tvarojevné*,  
věrně zobrazují tvar objektů v terénu;
- b) *úhlojevné*,  
zobrazují správně úhly; úhly na nich naměřené odpovídají úhlům ve skutečnosti;
- c) *délkojevné*,  
jsou konstruovány tak, aby po celé jejich ploše platilo totéž měřítko;
- d) *plochojevné*,  
zachovávají u všech zobrazených ploch stejný poměr k plochám ve skutečnosti.

Žádná mapa nemůže být současně tvarojevná, délkojevná, úhlojevná a plochojevná. Potřebám sportovních letců nejvíce vyhovují mapy, které věrně zobrazují topografickou plochu a topografickou situaci, jejichž zkreslení vzdáleností a úhlů je co nejmenší.

Je tedy naprosto nezbytné používat k letecké navigaci pouze k tomu účelu konstruované letecké mapy.

### 9.3.3. MĚŘÍTKO MAPY

Měřítko mapy udává poměr mezi vzdálenostmi na mapě a toutéž vzdálenostmi ve skutečnosti.

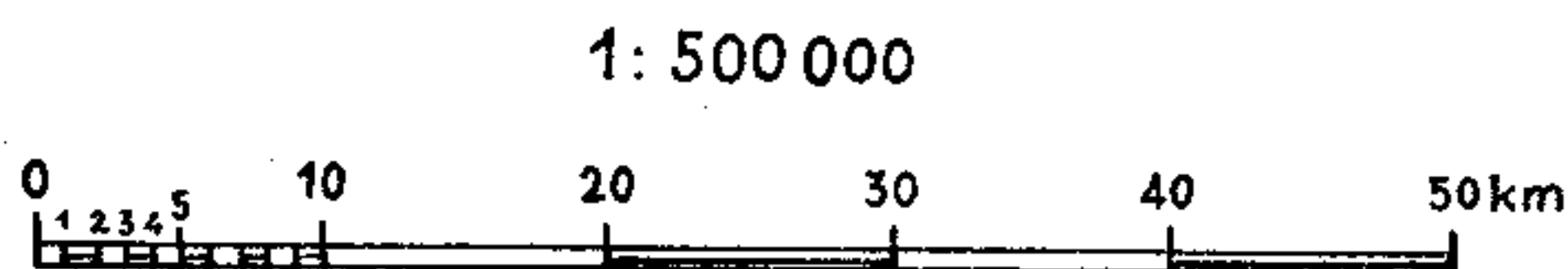
Měřítko mapy lze vyjádřit různými způsoby:

#### 1. *Poměrem*

Je to nejčastěji používaný způsob. Měřítko mapy 1:500 000 je poměr, který nám říká, že vzdálenosti na mapě se mají ke vzdálenostem ve skutečnosti v poměru 1:500 000; 1 cm na mapě představuje tedy 500 000 cm, to je 5 km ve skutečnosti.

#### 2. *Graficky*

Měřítko bývá na mapě zpravidla vyjádřeno také graficky. Úsečky grafického měřítka představují vzdálenosti na mapě, čísla u těchto úseček vzdálenosti ve skutečnosti (obr. 9/9).



Obr. 9/9. Měřítko

#### 3. *Přirovnáním*

Na některých mapách bývá měřítko vyjádřeno přesným přirovnáním vzdálenosti na mapě k vzdálenosti ve skutečnosti, např. 1 cm = 5 km.

### 9.3.4. MĚŘENÍ VZDÁLENOSTÍ NA MAPĚ

Měření vzdáleností na mapě je jedním ze základních navigačních úkonů. Používáme několika způsobů.

1. Nejpraktičtější je, pamatujeme-li si, jakou vzdálenost ve skutečnosti představuje 1 cm na mapě určitého měřítka. Touto vzdáleností pak násobíme počet centimetrů naměřený na mapě.

Příklad: Na mapě 1:500 000 naměříme vzdálenost 17 centimetrů. 1 cm = 5 km;  $17 \cdot 5 = 85$ . Měřená vzdálenost je 85 km.

2. Při měření menších vzdáleností si přeneseme grafické měřítko na pásek papíru, který přiložíme k měřené vzdálenosti. Na měřítku přečteme vzdálenost přímo v kilometrech.

Tento způsob je výhodný pro měření vzdáleností přímo za letu, protože kromě vlastního měření nevyžaduje již žádný další úkon. Používáme-li takové měřítko častěji, je výhodné, zhotovíme-li jej z vhodného pevného materiálu. K tomuto účelu je také možné zakoupit pravítka, na kterých je již dané měřítko vyznačeno. Pravítka slouží zpravidla pro více měřítek a je proto nutné dát pozor, abychom použili správné.

3. Při měření velmi malých vzdáleností můžeme měřenou vzdálenost vzít do kružítka nebo poznačit na proužek papíru a odečíst ji přímo z grafického měřítka na okraji mapy.

### 9.3.5. ZNÁZORNĚNÍ TOPOGRAFICKÉ PLOCHY NA MAPĚ

Při zobrazování terénu na mapách nám jde nejen o jeho plošný obraz, ale také o jeho výškové členění. Používáme k tomu několika způsobů. Pro letecké mapy jsou nejdůležitější kótování, vrstevnice a barvy.

#### 1. Kótování

Nejdůležitější, zpravidla nejvyšší body v terénu se označují na mapách kótami. Ke kótám jsou připsána čísla udávající v metrech (zřídka v jiných jednotkách) vertikální vzdálenost těchto bodů od střední nulové hladiny moře. Tuto vzdálenost nazýváme nadmořskou čili absolutní výškou. Relativní výšku (převýšení) chápeme jako výšku kopců či jiných objektů nad okolním terénem.

#### 2. Vrstevnice

Vrstevnice jsou křivky spojující na mapách místa (body) stejné nadmořské výšky (obr. 9/10).

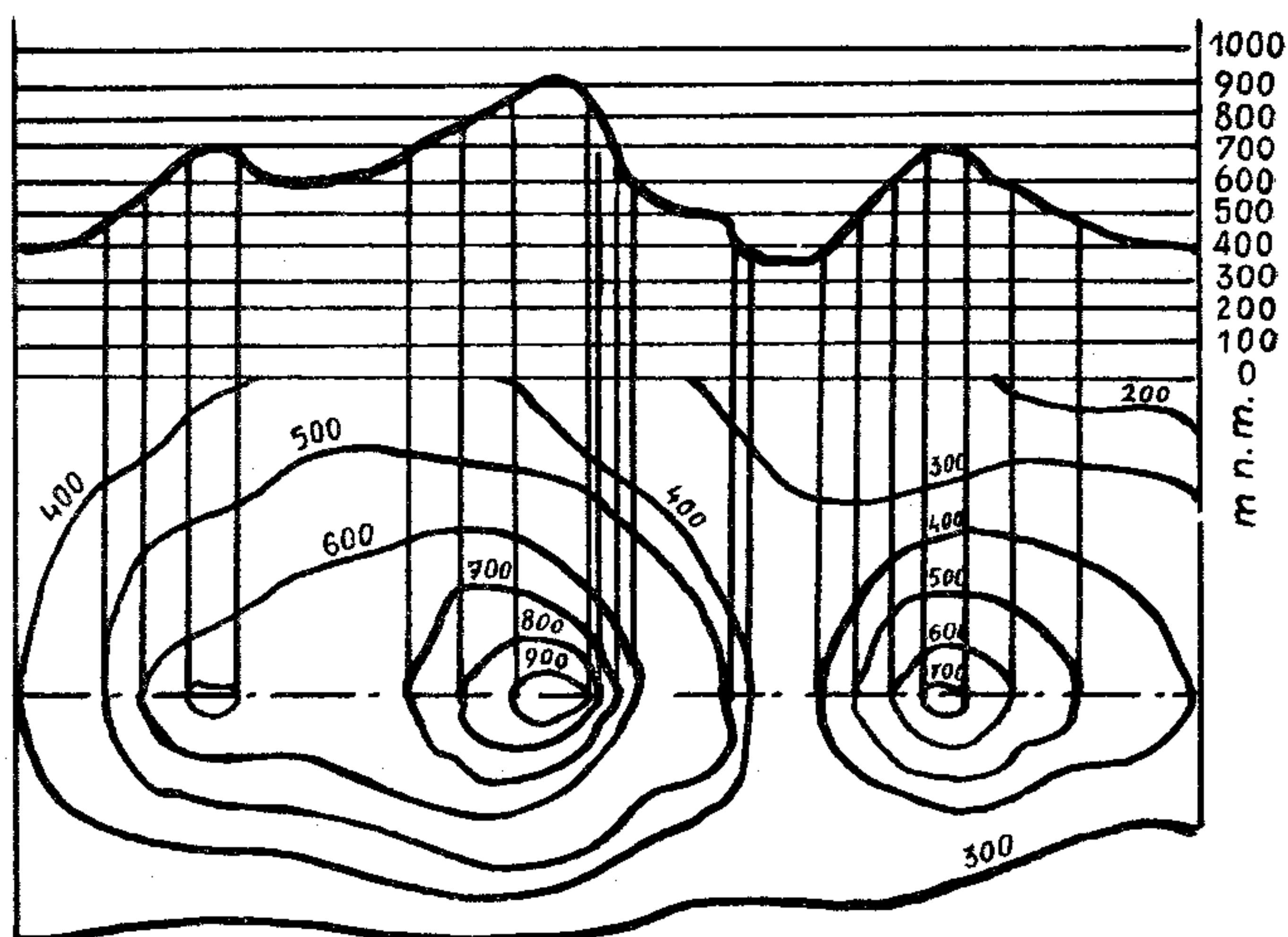
Vrstevnice umožňují vytvoření ucelené představy o výškové členitosti terénu. Z jejich tvaru lze usuzovat na tvar terénních výškových útvarů. Jejich hustota umožňuje určit sklon terénu. Kromě toho stanoví nadmořskou výšku těch bodů, jimiž procházejí. K tomu účelu bývají vrstevnice označeny číslem, které udává jejich nadmořskou výšku. Tyto údaje bývají vepsány přímo do vrstevnic. Na podrobnějších mapách se mezi základní vrstevnice kreslí vrstevnice pomocné (slabší), které se číselně neoznačují.

#### 3. Barvy

Výškové členění terénu lze velmi názorně vyjádřit barvami. Tento způsob bývá použit i na leteckých mapách.



Jako základ slouží zpravidla různé odstíny krémové až okrové barvy. Světlé, někdy téměř bílé tóny představují nížiny, světlejší hnědé tóny vrchoviny, tmavší hnědé tóny hory. Čím tmavější je barva, tím vyšší je terén.



Obr. 9/10. Zobrazení terénu na mapě vrstevnicemi

Další metody znázorňování členitosti terénu mají pro letce jen velmi omezený význam a slouží jako metody doplňkové (stínování). Tyto metody mají v oku pozorovatele vyvolat plastický obraz terénu.

Na leteckých mapách pro srovnávací orientaci bývá zpravidla použito více uvedených metod současně.

### 9.3.6. ZNÁZORNĚNÍ TOPOGRAFICKÉ SITUACE

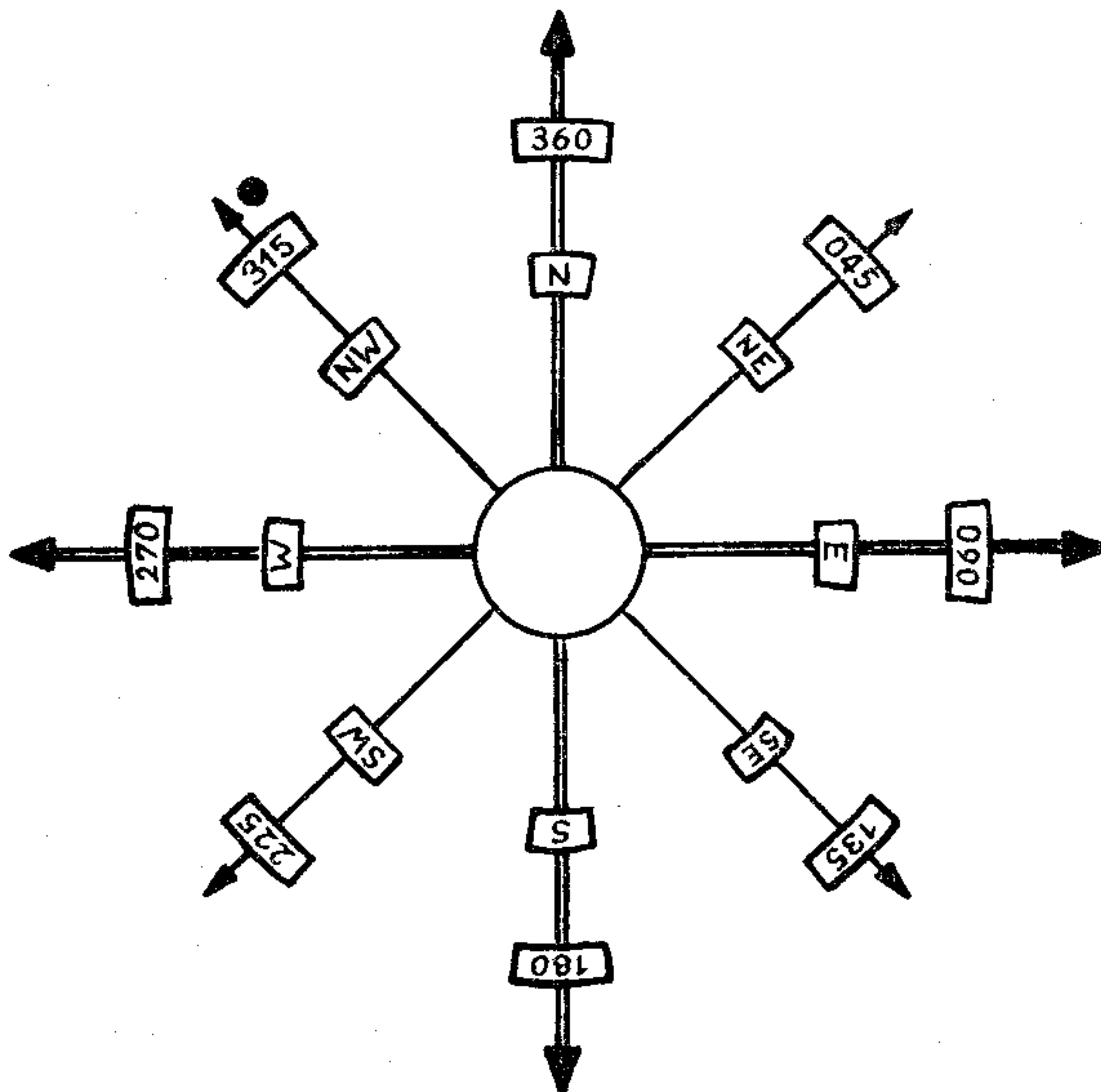
Kromě topografické plochy potřebujeme na mapách vyznačit vše důležité, co je na této ploše. Jsou to řeky, jezera, rybníky, města, vesnice, lesy, železnice, silnice, hrady apod. Tyto objekty vyznačujeme smluvenými značkami. Klíč smluvených značek bývá pro jednotlivé druhy map různý a budeme se jím zabývat později pouze v souvislosti s mapami používanými ve sportovním letectví.

### 9.3.7. MĚŘENÍ ÚHLŮ NA MAPÁCH

Měření směrových úhlů na mapách je jedním ze základních navigačních úkonů. Piloti sportovních letadel měří nejčastěji zeměpisný traťový úhel ( $TU_z$ ).

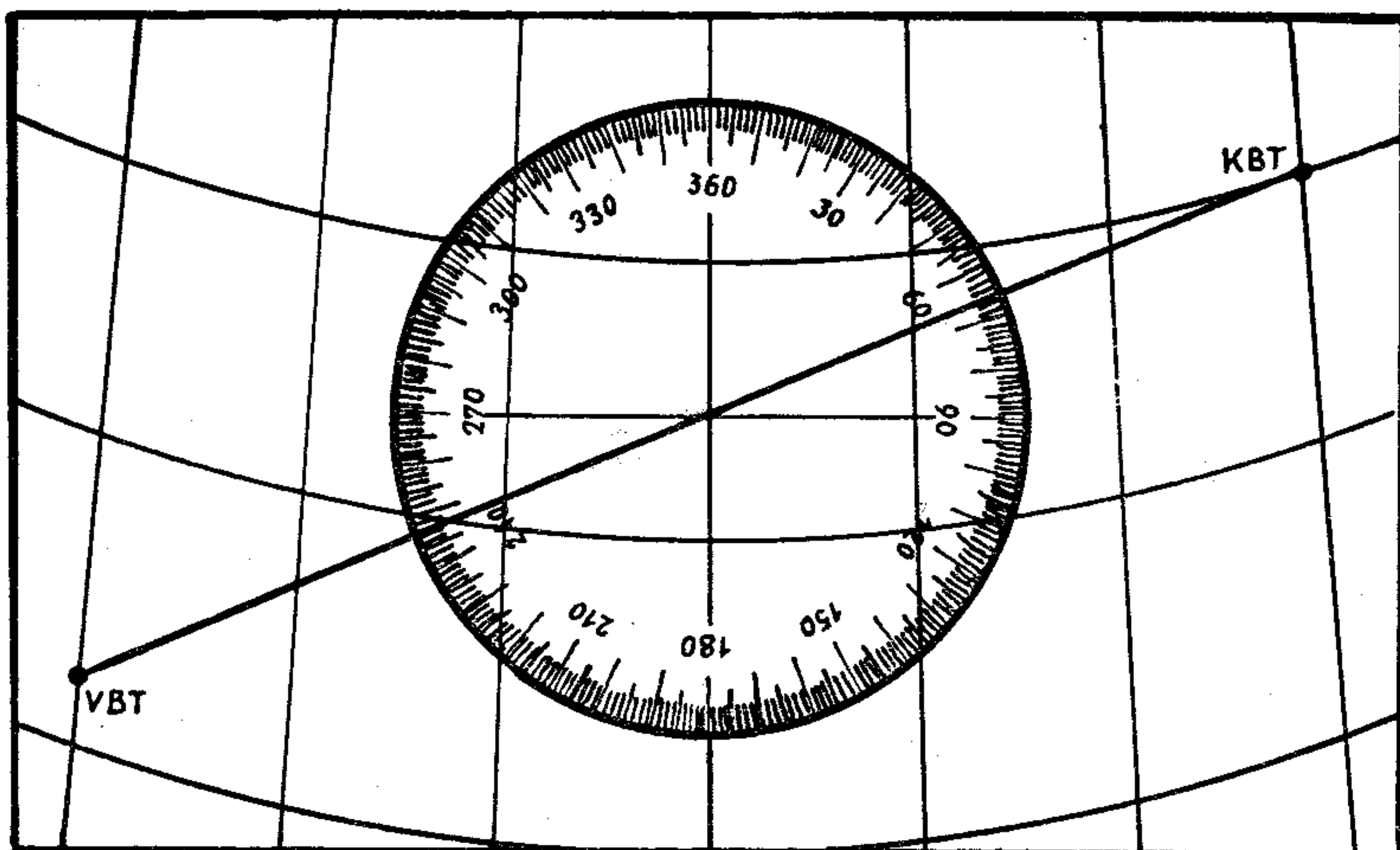
$TU_z$  je úhel, který svírá plánovaná nebo letěná trať, respektive její směr, se směrem zeměpisného severu daného poledníkem.  $TU_z$  měříme od poledníku ve směru pohybu hodinových ručiček ve stupních od  $0^\circ$  do  $360^\circ$ . Značku stupně k číselnému údaji zpravidla nepřipisujeme. Číselný údaj musí být však vždy trojmístný (např. 056 nebo 008 apod.).

Nejedná-li se o navigační výpočet, ale pouze o přibližné stanovení směru, postačí údaje v hlavních a vedlejších světových stranách (obr. 9/11).



Obr. 9/11. Větrná růžice

1. Měření  $TU_z$  pomocí průhledného kruhového úhlooměru  
Střed úhlooměru položíme na průsečík poledníku a přímky udávající měřený směr. Úhloměrem pootočíme tak, aby ryska označená 000 (360) směřovala k severu a le-



Obr. 9/12.  $TU_z$  změřený kruhovým úhloměrem je  $067^\circ$

žela na stejném poledníku jako střed úhloměru. Přímka udávající směr protíná obvod úhloměru zpravidla ve dvou protilehlých místech. Měřený úhel čteme na obvodě úhloměru v tom průsečíku, který leží ve směru letu (blíže cíli) — obr. 9/12. Měříme-li úhel na mapě se sbíhajícími se poledníky, musíme jej měřit vždy vůči poledníku, který alespoň přibližně pólí trať. To platí pro většinu map pro srovnávací orientaci. Důležité je vždy správně určit směr tak, aby nedošlo k chybě o  $180^\circ$ .

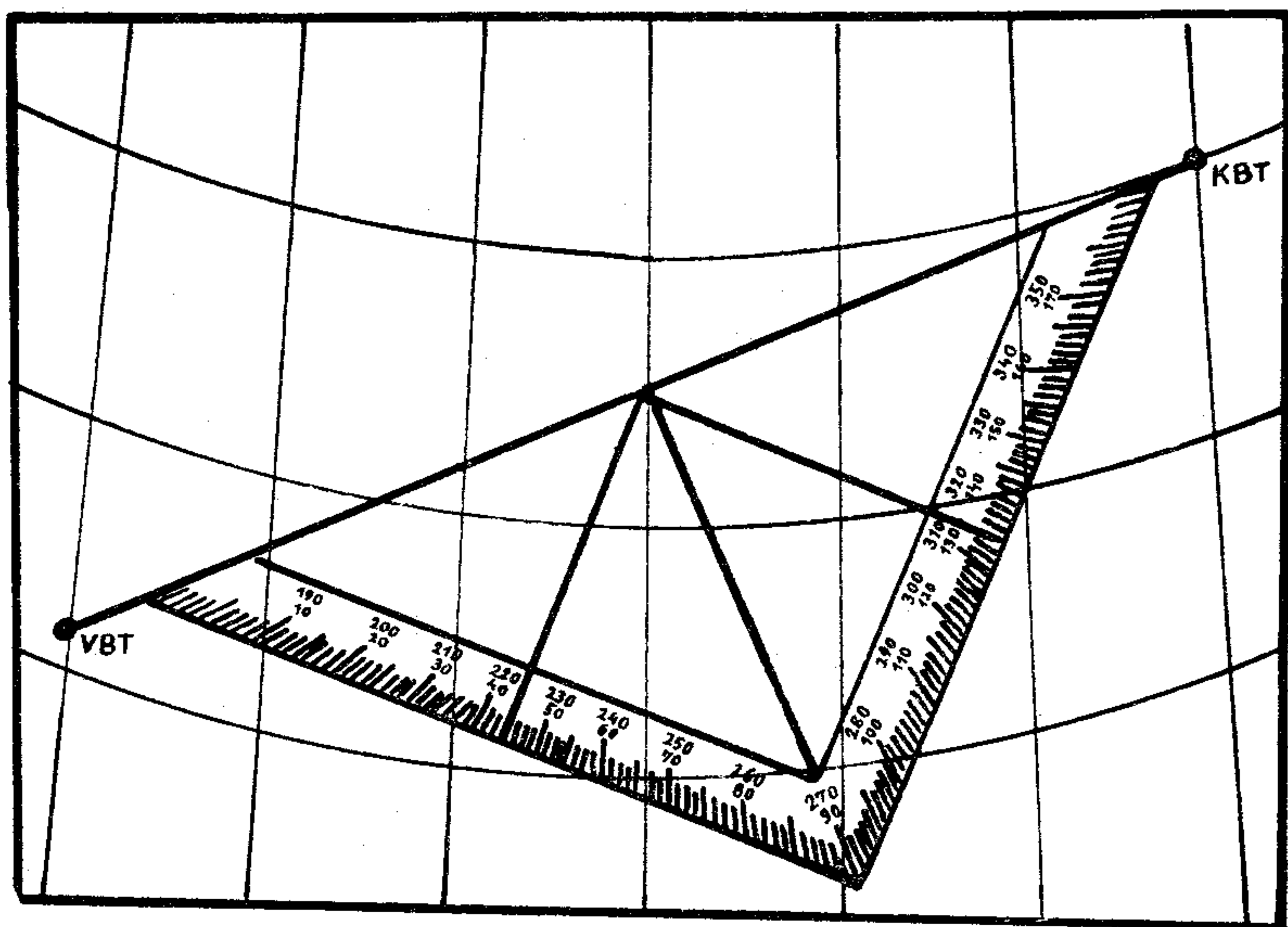
Tabulka hlavních a vedlejších světových stran

Úhel ve stupních	Český název	Česká zkratka	Mezinárodní název	Odvozená zkratka
000/360	sever	S	north	N
045	severovýchod	SV	northeast	NE
090	východ	V	east	E
135	jihovýchod	JV	southeast	SE
180	jih	J	south	S
225	jihozápad	JZ	southwest	SW
270	západ	Z	west	W
315	severozápad	SZ	northwest	NW



## 2. Měření $TU_z$ pomocí navigačního trojúhelníku

Trojúhelník přiložíme k přímce udávající směr tak, aby se jí dotýkal přeponou a střed přepony ležel na průsečíku této přímky s některým poledníkem. Trojúhelník má přitom směřovat svým vrcholem k jižnímu okraji mapy. Měřený úhel čteme na průsečíku poledníku procházejícího středem přepony a odvěsny navigačního trojúhelníku, kterou tento poledník prochází (obr. 9/13).



Obr. 9/13.  $TU_z$  změřený navigačním trojúhelníkem je  $067^\circ$

Každému úhlu na trojúhelníku odpovídají však dva číselné údaje rozdílné o  $180^\circ$ . Čísla od 0 do 180 jsou černá, čísla od 180 do 360 červená. Který číselný údaj je správný, stanovíme odhadem nebo si zapamatujeme, že směřuje-li trať do směru od  $000^\circ$  do  $180^\circ$ , odčítáme úhel na černé stupnici, směřuje-li od  $180^\circ$  do  $360^\circ$ , na stupnici červené.

### 3. Odhady směrů a úhlů

Správné a rychlé odhadování směrů a úhlů na mapách je pro sportovního pilota stejně důležité jako jejich správné měření. V mnoha situacích může mít dokonce rozhodující význam pro úspěšné dokončení letu. Nejčastěji to

bývá, je-li pilot během letu nucen změnit směr letu pro počasí nebo poruchu letounu nebo z jiného důvodu. V takových situacích nebývá často na měření nového úhlu čas, neboť samo řízení letounu si vyžaduje plnou pilotovu pozornost.

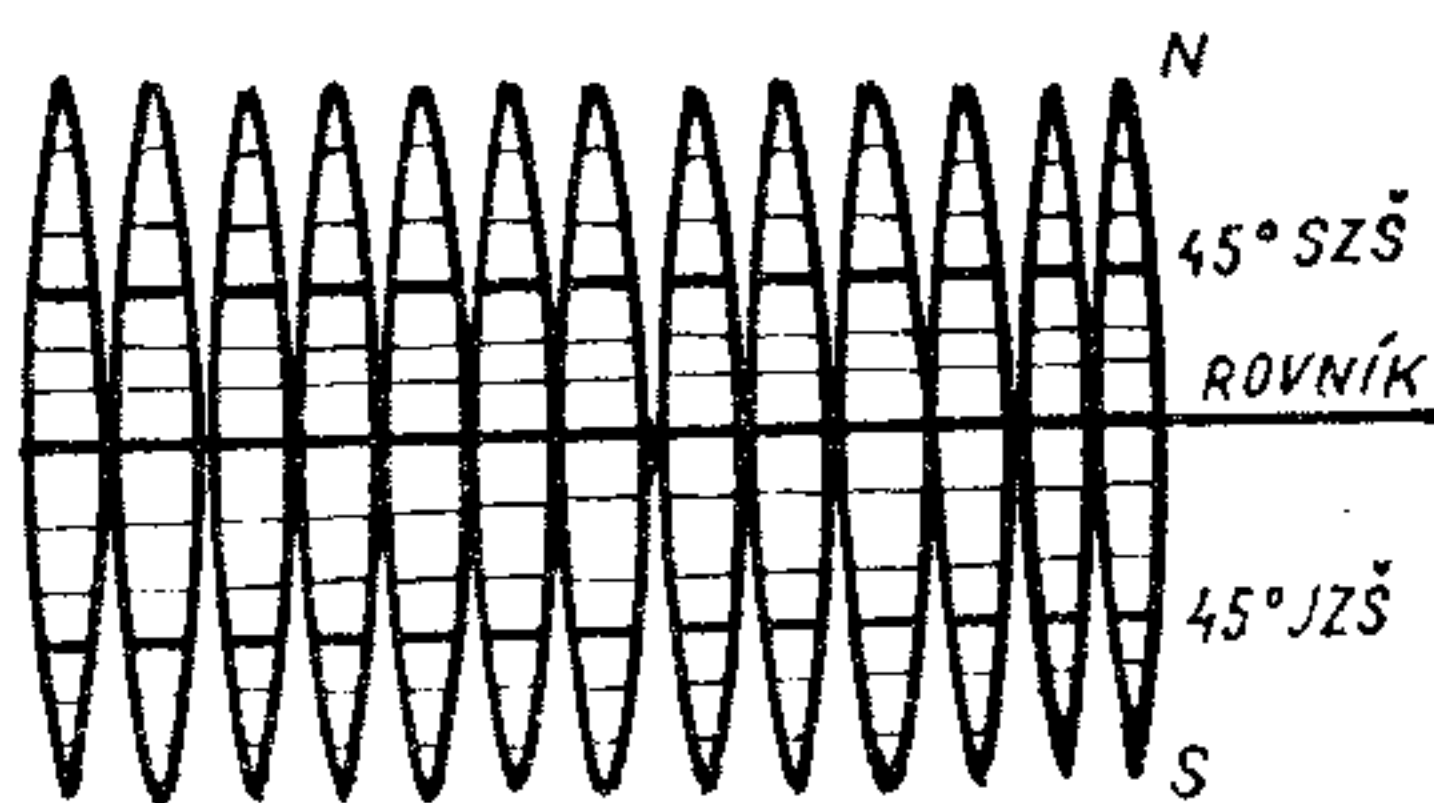
Za těchto situací si musí pilot umět představit na mapě směr, kterým letí podle kompasu nebo opačně musí umět na mapě odhadnout směr, kterým musí letět, aby dosáhl nového cíle.

Přesnému odhadování směrů a úhlů se lze poměrně snadno naučit. Určit na mapě hlavní směry je jednoduché. Tento úkol navíc usnadňují poledníky a rovnoběžky. Právě úhly mezi hlavními světovými stranami lze stejně snadno dělit na polovinu (045, 135, 225, 315) nebo na třetiny (030, 060, 120, 150, 210, 240, 300, 330). Ve středu tohoto v mysli vykonstruovaného schématu je vždy naše poloha. Promítneme-li si do něho směr, kterým chceme letět (např. spojnici naší polohy a záložního letiště), poměrně snadno a přesně odhadneme, o kolik stupňů se liší od hlavních směrů schématu.

### 9.3.8. POPIS LETECKÉ MAPY 1 : 500 000 GAUSS-KRÜGEROVY PROJEKCE

Měřítko: 1:500 000

Projekce: válcová příčná matematická Gauss-Krügerova (obr. 9/14).



Obr. 9/14. Pásky válcové příčné Gauss-Krügerovy projekce  
(na obrázku je jejich šířka pro názornost zvětšena)

Velikost zobrazeného území: originál členění zobrazuje 2 stupně zeměpisné šířky a 1 stupeň zeměpisné délky. Z tohoto členění byla pro potřebu v ČSSR odvozena mapa, která na dvou listech znázorňuje území celé republiky.

Znázornění topografické plochy: výškové členění terénu je na těchto mapách vyjádřeno barvami, vrstevnicemi, kótováním a stínováním.

Barvy: terén do 500 m absolutní výšky má na mapě bílou a od 500 m absolutní výšky hnědou barvu. Sytost tónu hnědé barvy se zvětšuje po 500 m výšky a přechází do červenohnědého odstínu.

Vrstevnice: na mapě jsou zakresleny hlavní vrstevnice po 250 m a pomocné vrstevnice po 50 m. Vrstevnice na výškách po 500 m ohraničují barevné plochy výškového členění, a tak je zvýrazňují. Do některých hlavních i vedlejších vrstevnic jsou vepsány nadmořské výšky.

Kóty: nejvyšší body jsou označeny kótami a číslem nadmořské výšky.

Stínování: pro lepší plastický dojem jsou vyšší svahy šedě stínovány.

Znázornění topografické situace:

Lesy — jsou zakresleny jako plochy světlejší zelené barvy ohraničené jemným tečkováním.

Vodstvo — menší řeky a říčky jsou zakresleny tmavší modrou barvou. Větší řeky, rybníky a jezera světlejší modrou barvou s tmavším obrysem.

Komunikace — hlavní silnice jsou podle důležitosti zakresleny silnější nebo slabší červenou čarou, jednokolejné i vícekolejné železnice vyznačuje silnější černá čára, přerušovaná krátkou jednoduchou nebo zdvojenou úsečkou. Jednoduché příčné úsečky značí jednokolejnou trať, zdvojené dvoukolejnou trať.

Sídliště — města i větší vesnice jsou tištěny černě a mají přibližný půdorysný tvar. Některé menší vesnice jsou na mapě naznačeny jednoduchým malým kroužkem. Malé, černě orámované obdélníčky na linkách železnic jsou železniční stanice.

Zvláštní údaje — křížkem jsou na mapě značeny kostely, překříženými kladívky doly a čtverečkem s tečkou uprostřed a komínkem na vrchní straně větší průmyslové podniky. Kromě toho obsahuje mapa ještě některé další drobné údaje, které však mají pro letce minimální význam.

Použití ve sportovním letectví: mapy Gauss-Krügerovy válcové příčné matematické projekce v měřítku 1:500 000 jsou základní výbavou sportovních letců pro srovnávací orientaci. Umožňují totiž i detailnější orientaci a spojují



tak výhody map v měřítcích 1:500 000 a 1:200 000. Jejich jedinými nevýhodami jsou poněkud menší přehlednost a jisté navigační nadhodnocení jednokolejných tratí. Na druhé straně lze však na nich s přijatelnou přesností měřit úhly i vzdálenosti. Velmi výhodné jsou pro studium tratí před letem.

## 9.4. NAVIGACE VÝPOČTEM

Vedení letadel po plánovaných tratích a určování jejich poloh za letu jen pomocí srovnávací orientace by bylo velmi obtížné a lze jej použít jen ve výjimečných případech na kratších tratích a v terénu, který dobře známe. V naprosté většině případů doplňujeme srovnávací orientaci o údaje tzv. základních navigačních přístrojů, to je zejména kompasu, rychloměru a hodinek.

Pomocí kompasu můžeme udržovat správný směr i v takových případech, kdy trať vede mimo rozpoznatelné orientační body. Rychloměr a hodinky umožňují určit čas příletu k význačným orientačním objektům a čarám. Za ideálního stavu by pilot měl, bude-li během letu dodržovat důsledně směr letu podle kompasu a rychlost letu, přilétnout vždy v daném čase na stanovené místo. Vedení letadla podle těchto základních navigačních přístrojů není však tak jednoduché a ideálnímu stavu se přibližuje pouze za bezvětří. To ovšem bývá jen ve výjimečných případech.

Podle kompasu můžeme letoun otočit do požadovaného směru a v tomto směru jej udržovat. Podle rychloměru můžeme udržovat rychlost vůči vzduchu. Bude-li však na letoun působit vítr, nebude jeho pohyb vůči zemi odpovídat údajům přístrojů. To proto, že prostředí, ve kterém se pohybuje, jej unáší s sebou. Působí-li vítr na letoun z boku, snáší jej ze směru. Působí-li proti směru letu, zmenšuje jeho rychlost vůči zemi a působí-li po směru letu, tuto rychlost zvětšuje. Nejčastěji ovšem dochází k různým kombinacím těchto vlivů.

Chceme-li tedy letět po plánované trati a přilétnout ke stanovenému orientačnímu bodu, musíme vyloučit vliv větru. To znamená, že musíme letoun natočit od pláno-

vané trati proti větru o úhel, který se rovná snášení větrem.

Chceme-li vypočítat čas příletu ke stanovenému orientačnímu bodu, nemůžeme počítat pouze s rychlostí, kterou ukazuje rychloměr, ale musíme ji rovněž opravit o vliv větru.

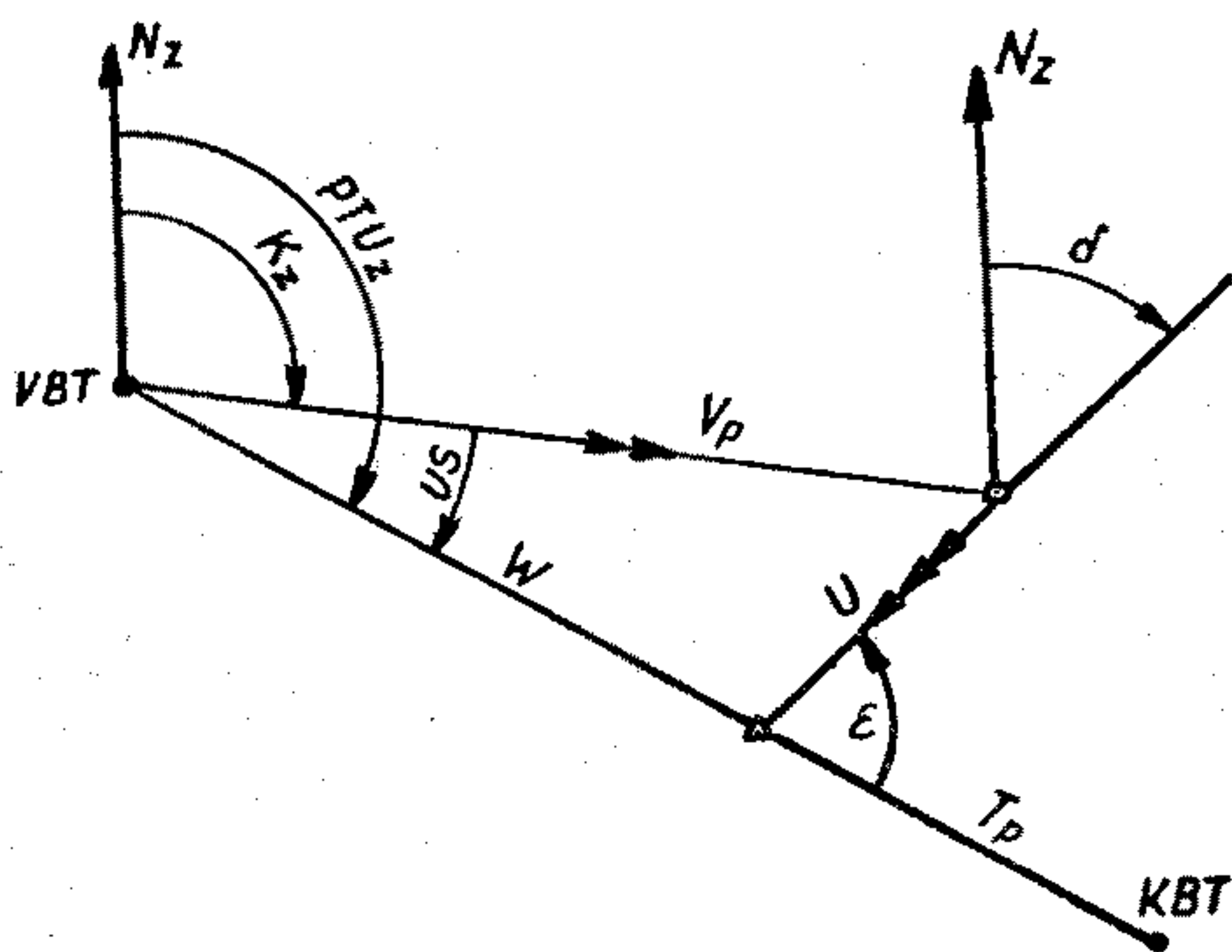
Smysl a velikost těchto oprav základních navigačních prvků i některých dalších oprav můžeme určit graficky, početně a pomocí speciálních počítačů. Těmito způsoby lze řešit i jiné navigační úlohy. Proto hovoříme o navigaci výpočtem.

Navigační výpočty dělíme na výpočty před letem a výpočty za letu. Sportovní piloti používají především první skupinu navigačních výpočtů. Mohou však s úspěchem použít i druhou skupinu — při řešení některých navigačních úloh je to dokonce nezbytné. Obě skupiny navigačních výpočtů vycházejí z určitých navigačních prvků. Účelem výpočtů je stanovit na základě známých navigačních prvků prvky neznámé, důležité pro vedení letadla po plánované trati nebo stanovení jeho polohy.

#### 9.4.1. NAVIGAČNÍ POJMY, PRVKY, ZKRATKY

*Výchozí bod trati — VBT — bod odletu*

Výchozí bod trati je bod v terénu, nad kterým letoun odlétá na trať. Jako VBT volíme zpravidla letiště vzletu, ale můžeme použít i jiný orientační bod. V plachtařské navigaci nazýváme VBT bodem odletu (obr. 9/15).



Obr. 9/15. Základní navigační prvky

### *Koncový bod trati — KBT — bod příletu*

Koncový bod trati je bod v terénu, nad kterým pilot končí navigační část letu a přechází k plnění dalšího úkolu, nejčastěji přistání. Jako *KBT* volíme zpravidla letiště přistání. Můžeme však použít i jiný orientační bod v terénu. V plachtařské navigaci nazýváme *KBT* bodem příletu (obr. 9/15).

### *Otočný bod trati — OBT — otočný bod*

Otočný bod trati je bod v terénu, kde plánovaná nebo letěná trať mění svůj směr. V plachtařské navigaci nazýváme *OBT* otočným bodem.

### *Trať letu — T*

Trať letu je spojnice *VBT* a *KBT* nebo spojnice těchto dvou bodů s otočnými body, případně spojnice dvou otočných bodů. Je to tedy dráha letu, kterou letoun sleduje nebo má sledovat vůči zemskému povrchu. Podle toho, jedná-li se o trať plánovanou nebo skutečně letěnou, píšeme zkratku  $T_p$  nebo  $T_l$ . Tento pojem není v současně používaných navigačních zkratkách definován. Ve sportovním létání jej používáme proto, abychom se vyhnuli častému zdlouhavému slovnímu opisu. Při grafickém řešení úloh se trať letu neoznačuje (viz obr. 9/15).

### *Traťový úhel zeměpisný — $TU_z$*

Traťový úhel zeměpisný je úhel mezi zeměpisným severem a směrem trati letu, měřený od zeměpisného severu (obr. 9/15).

### *Plánovaný traťový úhel zeměpisný — $PTU_z$*

Plánovaný traťový úhel zeměpisný je úhel mezi zeměpisným severem a plánovanou trati, měřený od zeměpisného severu.

### *Skutečný traťový úhel zeměpisný — $STU_z$*

$STU_z$  je úhel mezi zeměpisným severem a směrem skutečně letěné trati, měřený od zeměpisného severu.

### *Kurs zeměpisný — $K_z$*

Zeměpisný kurs je úhel mezi zeměpisným severem a směrem podélné osy letadla, měřený od zeměpisného severu. Při grafickém řešení úloh se přímka vyznačující zeměpisný kurs označuje dvěma šipkami (obr. 9/15). Tuto přímku nazýváme někdy kursovou přímkou.

### *Kurs magnetický — $K_m$*

Magnetický kurs je úhel mezi magnetickým severem a kursovou přímkou, měřený od magnetického severu.

### *Kurs kompasový — $K_k$*



Kompasový kurs je úhel mezi kompasovým severem a kursovou přímkou, měřený od kompasového severu.

*Směr a rychlost větru —  $\vartheta/U$  —  $(S_m/S_l)$  —  $v/u$ .*

Směr větru je úhel mezi zeměpisným severem a směrem, odkud vítr vane, měřený od zeměpisného severu. Označuje se většinou řeckým písmenem  $\vartheta$ , ale také  $S_m$  či  $v$ .

Rychlost větru je dráha vyjádřená v jednotkách vzdálenosti, kterou vítr urazí za jednotku času. Rychlost větru se pro navigační účely udává nejčastěji v kilometrech za hodinu. V meteorologii, kde údaje o větru získáváme, se však zpravidla udává v metrech za sekundu. K převodu rychlosti větru v metrech za sekundu na rychlost v kilometrech za hodinu používáme v navigaci zpravidla navigační počítadlo. Můžeme jej však poměrně snadno a zcela přesně provést i zpaměti, a to tak, že počet metrů násobíme čtyřmi a od výsledku odečteme 1/10.

Příklad: rychlost větru je 10 m/s;  $10 \times 4 = 40$ ;  $1/10 = 4$ ;  $40 - 4 = 36$ ; rychlost větru v km je 36 km/h.

Při grafickém řešení navigačních úloh se přímkou vyznačující směr větru označuje třemi šipkami (viz obr. 9/15).

*Úhel snosu —  $US$*

Úhel snosu je úhel sevřený podélnou osou letadla (kursovou přímkou) a tratí. Vane-li vítr na podélnou osu letadla zprava, snáší letadlo doleva — snos je levý, záporný. Vane-li vítr na podélnou osu letadla zleva, snáší letadlo doprava — snos je pravý, kladný. Někdy označujeme levý snos znaménkem minus a pravý snos znaménkem plus. Velikost úhlu snosu vyjadřujeme ve stupních a značíme jej  $US$  (obráz. 9/15).

*Úhel větru na trať —  $\varepsilon$*

Úhel větru na trať je úhel, který svírá směr, odkud vítr vane, se směrem trati. Jeho velikost se pohybuje v rozmezí od  $0^\circ$  do  $180^\circ$ , protože jej měříme vždy od trati na tu stranu, ze které vane vítr na trať (obráz. 9/15).

*Přístrojová rychlost —  $V_{pr}$  — indikovaná vzdušná rychlost —  $IVR$*

Palubní rychloměry letadel ukazují rychlost, kterou se letadla pohybují vůči vzduchu. Tato rychlost zpravidla nesouhlasí s rychlostí, kterou se letadlo pohybuje vůči zemi. V navigaci proto nazýváme rychlost udávanou palubními rychloměry vzdušnou rychlostí. Vzdušná rychlost

letadla je tedy vzdálenost v kilometrech, kterou letadlo uletí za 1 hodinu vůči vzduchové hmotě.

Přístrojová rychlost je rychlost, kterou ukazuje rychloměr. Tato rychlost však zpravidla nesouhlasí plně se skutečnou rychlostí letadla vůči vzduchu. Příčinou je přístrojová chyba rychloměru, zaviněná zpravidla již při výrobě, a polohová chyba rychloměrné trubice (viz kap. 7). Přístrojové rychlosti se také říká indikovaná vzdušná rychlost a pak se značí *IVR*.

#### *Opravená vzdušná rychlost — $V$ (*OVR*)*

Opravená vzdušná rychlost je přístrojová rychlost opravená o chybu přístroje a o polohovou chybu rychloměrné trubice. Značíme ji  $V$  nebo méně používanou zkratkou *OVR*.

Chyba přístroje a polohová chyba rychloměrné trubice bývají v praxi u sportovních letounů zpravidla zanedbatelné. Pro běžné navigační výpočty považujeme proto přístrojovou rychlost za opravenou vzdušnou rychlost.

#### *Pravá vzdušná rychlost — $V_p$ (*PVR*)*

Ani opravená vzdušná rychlost však není rychlostí, kterou se letadlo pohybuje vůči vzdušné hmotě. Rozdíl mezi statickým a celkovým tlakem u letadel letících v různých výškách bude rozdílný. K dosažení stejného tlakového rozdílu je třeba letět ve větší výšce rychleji. To znamená, že při stejném údaji rychloměru se letoun letící ve větší výšce bude ve skutečnosti pohybovat rychleji.

Na hustotu vzduchu má ovšem vliv i teplota. S klesající teplotou se hustota zvětšuje a naopak. Proto údaj rychloměru ovlivňuje i teplota vzduchu ve výšce letu.

Chceme-li tedy zjistit skutečnou rychlost letadla vůči vzduchu, musíme opravenou vzdušnou rychlost ještě opravit o vliv výšky a teploty. Značíme ji  $V_p$  (méně *PVR*) a spojujeme ji vždy s kurzovou přímkou (obr. 9/15).

K opravě  $V$  (v praxi  $V_{pr}$ ) na  $V_p$  používáme nejčastěji navigační počítadlo. Přibližnou představu o velikosti těchto chyb a oprav si můžeme učinit, přepočítáme-li  $V$  na  $V_p$  podle vzorce  $V_p = V - 0,5\%$  na každých 100 m výšky. Z uvedeného příkladu je zřejmé, že při letech v malých nadmořských výškách, tedy ve výškách, kde probíhá většina letů sportovních letadel, je i tato oprava zanedbatelná. Jedná-li se ovšem o let ve větších výškách, je již podstatná a je ji nutné brát v úvahu.

### *Traťová rychlost — $W$ ( $TR$ )*

Traťová rychlost je rychlost, kterou letadlo letí vůči zemi. Je to tedy pravá vzdušná rychlost opravená o vliv větru. Značíme ji  $W$  (méně  $TR$ ) a spojujeme ji vždy s trati (obr. 9/15).

Předpokládanou traťovou rychlost vypočítáme před letem na základě znalosti pravé vzdušné rychlosti a směru a rychlosti větru. Můžeme ji však zjišťovat i za letu, a to tak, že zjistíme přesný čas potřebný k průletu určité známé vzdálenosti, obvykle vzdálenosti mezi dvěma otočnými body na trati nebo dvěma orientačními body. Z času a vzdálenosti vypočítáme traťovou rychlost za hodinu.

### *Výška letu — $H$*

Výška letu není v letecké navigaci pojem jednoznačný. To proto, že při stanovení výšky letu můžeme vycházet z různých výchozích výškových hladin. Výšku letu udáváme buď vůči terénu, nad kterým letíme, nebo vůči hladině moře, popřípadě vůči tlakové hladině 1013,2 mbar, to je vůči tlaku standardní atmosféry. Sportovní piloti měří všechny tyto výšky pomocí tlakových výškoměrů. Princip, konstrukce a použití výškoměrů jsou podrobně popsány v kapitole 7. V dalším výkladu budeme proto vycházet ze závěrů této kapitoly.

### *Výška letu nad terénem — relativní výška ( $GND$ ) nad zemí*

Výšku nad terénem nazýváme také výškou relativní a piloti ji někdy označují  $SOL$ . Plynulé zjišťování relativní výšky pomocí tlakového výškoměru není prakticky možné. Tlakový výškoměr můžeme nastavit na nulu před vzletem. Jakmile se však od letiště vzdálíme a změní se nadmořská výška terénu, údaj výškoměru již neodpovídá skutečnosti. Je-li terén vyšší, je výška ve skutečnosti menší, než udává výškoměr a obráceně. Proto při delších navigačních letech v menších výškách výšku nad terénem pouze odhadujeme.

Pro potřeby přistání nastavujeme výškoměr na  $QFE$ , tj. tlak na letišti zamýšleného přistání. Při správném seřízení pak výškoměr ukazuje po přistání nulu.

### *Výška letu nad mořem — absolutní výška*

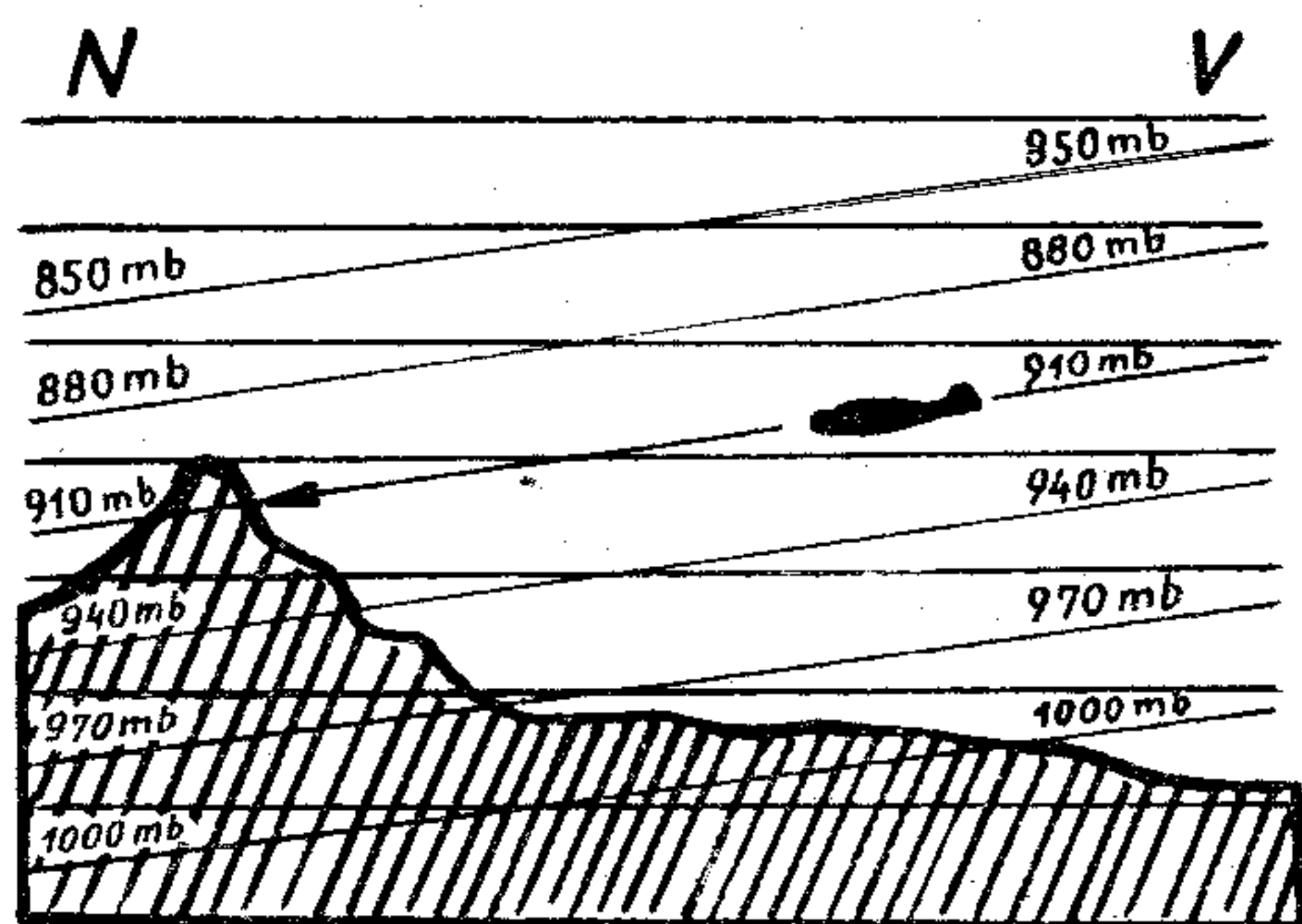
Pro delší lety ve větších výškách používáme výšky letu udávané vůči hladině moře — výškoměr nastavujeme na tzv.  $QNH$ , tj. na tlak na hladině moře. Tuto výšku značíme



zkratkou „mer“. Výšku nad mořem nazýváme také výškou absolutní.

Po nastavení výškoměru na *QNH* na zemi nám výškoměr za předpokladu, že je správně seřízen, ukáže nadmořskou výšku letiště. Proto můžeme postupovat také obráceně a známe-li nadmořskou výšku letiště nastavíme ručku výškoměru na tuto výšku. Na tlakoměrné stupnici potom odečteme tlak na hladině moře. Tento způsob je zpravidla výhodnější, protože nadmořskou výšku mateřského letiště většinou známe.

Nevýhodou udržování výšky letu podle výškoměru nastaveného na *QNH* jsou změny tlaku v atmosféře. Dochází k nim jednak během dne, ale především při delších letech, kdy prolétáváme různé tlakové útvary. Letíme-li pak z tlakové výše do tlakové níže, bude se skutečná nadmořská výška letu snižovat. To je nebezpečné především pro lety bez viditelnosti země, ale i pro lety za ztížených meteorologických podmínek a může to v neposlední řadě ovlivnit i plachtařský přelet, počítá-li plachtař pro závěrečný dokluz s větší nadmořskou výškou, než jakou ve skutečnosti má. Tyto chyby jsou způsobeny tím, že tlakový výškoměr, nastavený na určitou hodnotu, ukazuje stále stejnou výšku, nemění-li se atmosférický tlak. Hladina stejného tlaku je však v tlakové níži v menší výšce než v tlakové výši (obr. 9/16).



Obr. 9/16. Let z tlakové výše do tlakové níže.

Letoun letí v tlakové hladině 910 mbar. Při letu do tlakové níže ve skutečnosti vzhledem k terénu klesá, neboť se snižuje i výška hladiny 910 mbar

### *Letové hladiny*

Při letech v letových cestách a řízených okrscích dopravních letišť, ale i v jiných případech, kdy je třeba, aby jednotlivá letadla udržovala mezi sebou z bezpečnostních důvodů přesné výškové rozestupy, musí být přesně seřízené výškoměry nastaveny u všech těchto letadel na stejný základní tlak, to je základní tlak podle mezinárodní standardní atmosféry, který činí 1013,2 mbar nebo 760 torrů. Jen tak lze vyloučit případné nesrovnalosti a omyly při předávání hodnot skutečného tlaku na hladině moře a zajistit bezpečnost letadel vzájemně křižujících své dráhy. Lety podle takto nastavených výškoměrů se provádějí v tzv. letových hladinách, jejichž rozvrstvení je uvedeno v předpisech pro provádění letů. Výškoměry na standardní atmosféru nastavujeme ovšem také v případech, kdy létáme pod spodní hladinou letových cest tak, abychom vyloučili překročení maximálně povolené výšky. To se týká zpravidla plachtařů.

### *Čas — $t$*

Pojem „čas“, který v navigaci označujeme písmenem  $t$ , zahrnuje jednak údaje, které stanoví určitou denní dobu v hodinách, minutách i sekundách, jednak údaje které stanoví trvání.

Např. čas potřebný k dosažení určité výšky, čas letu z *VBT* do *KBT* apod. Jediný čas udávaný jiným způsobem je vypočítaný čas příletu k určitému bodu, který značíme *VČP* nebo také *ETA*.

Při stanovení určité denní doby vycházíme při letech nad územím ČSSR ze středoevropského času, tzv. *SEČ*. Při mezinárodním styku pak z času vztaženého ke greenwichskému poledníku, který značíme *GMT*.

### *Teplota — $t$*

Písmenem  $t$  označujeme v navigaci také teplotu vzduchu. Že jde o teplotu a ne o čas, poznáme jednak podle následného číselného údaje, ale také podle toho, že jde-li o teplotu vzduchu u země používáme celkové značení  $t_0$ , jde-li o teplotu ve výšce celkové značení  $t_H$ . Teplotu vzduchu udáváme ve stupních Celsia.

### *Vzdálenost — $S$*

V navigaci měříme vzdálenosti mezi jednotlivými navigačními body zpravidla na mapách a udáváme je většinou v kilometrech. Vzdálenost v navigaci označujeme písmenem  $S$ .



### *Poloha letounu — PL*

Všeobecné označení pro polohu letounu je *PL*. V navigačních zákresech používáme dále uvedené polohy:

*Vzdušná poloha* ( $\square$  s tečkou uprostřed) je poloha letadla vůči vzduchové hmotě daná kursem, pravou vzdušnou rychlostí a časem letu.

*Vypočítaná poloha* ( $\triangle$  s tečkou uprostřed) je poloha letadla vůči zemskému povrchu odvozená ze vzdušné polohy na základě směru a rychlosti větru a doby jeho působení na letadlo.

*Zjištěná poloha* ( $\times$ ), kterou také někdy nazýváme „fix“, je poloha letadla vůči terénu zjištěná přímým pozorováním terénu, rádiovým nebo astronomickým zaměřením.

## 9.4.2. GRAFICKÉ ŘEŠENÍ NAVIGAČNÍCH ÚLOH

### 9.4.2.1. ÚVOD

Grafické řešení navigačních úloh je součástí navigace zajišťované vedením vzdušného zákresu. V letecké praxi pilotů sportovních letadel se nepoužívá. Je však základem všech ostatních metod řešení navigačních úloh používaných ve sportovním létání. Pro snazší pochopení těchto metod je třeba znát alespoň základy grafického řešení.

Základní a pro sportovní letce nejdůležitější navigační početní úlohou je zjistit na základě známých hodnot  $TU_z$ , který změříme na mapě,  $V_p$ , kterou volíme podle taktických možností letadla a  $\partial/U$ , který získáme od povětrnostní služby,  $K_z$ , který musíme dodržovat abychom dolétli na *KBT*,  $W$  a *VČP* na *KBT*.

Pracujeme přitom se třemi skupinami navigačních prvků, a to:

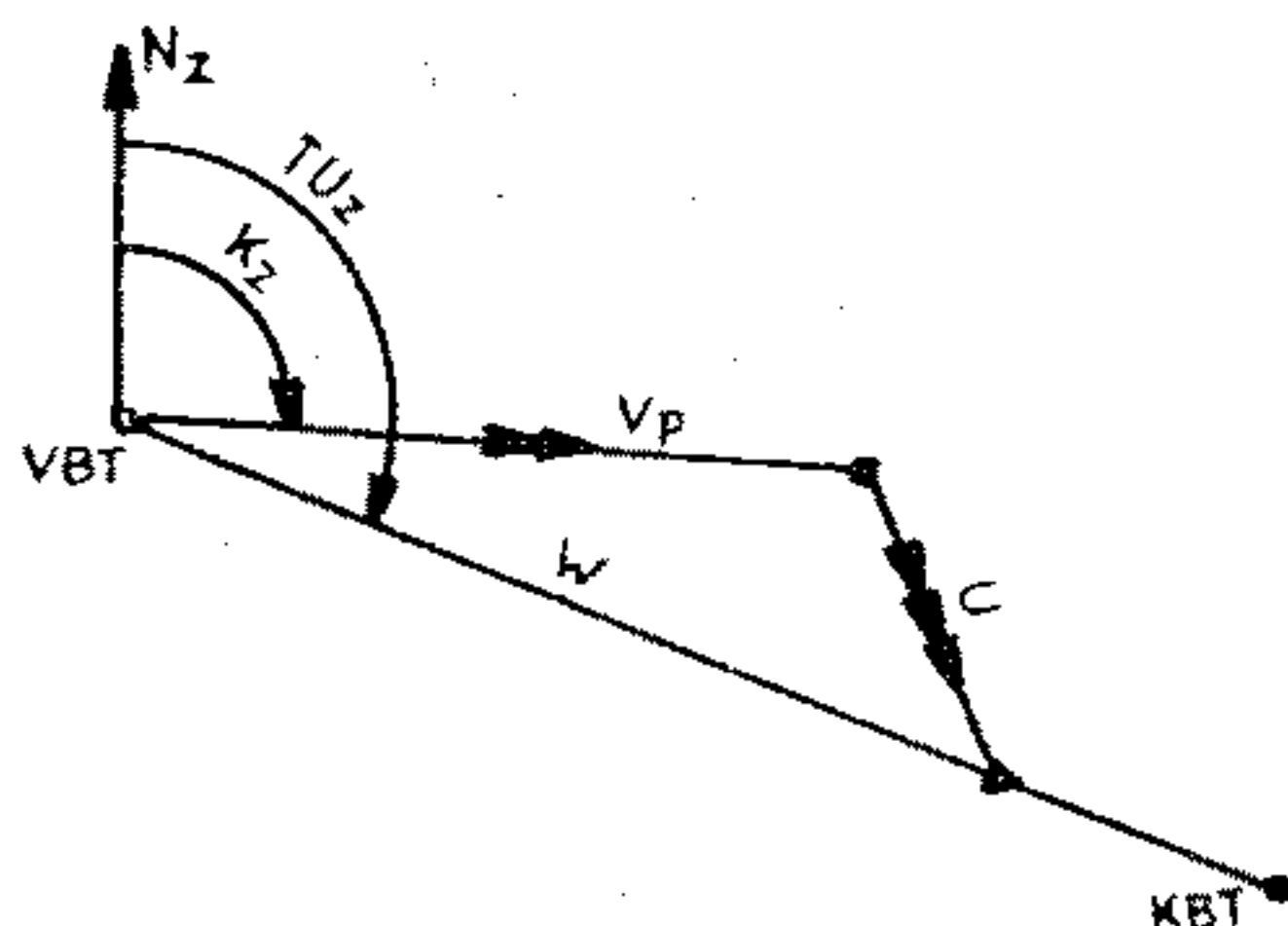
- vektorem pravé vzdušné rychlosti, který vynášíme na kursovou přímkou,
- vektorem traťové rychlosti, který vynášíme na trať,
- vektorem větru.

Kursovou přímkou, trať a směr větru vynášíme ve směrech odpovídajících skutečnosti. Pravou vzdušnou rychlost, traťovou rychlost a rychlost větru vynášíme na tyto přímkou jako úsečky, jež ve zvoleném měřítku odpovídají hodnotám uvedených rychlostí, zpravidla hodinovým (obr. 9/17).



Příklad:

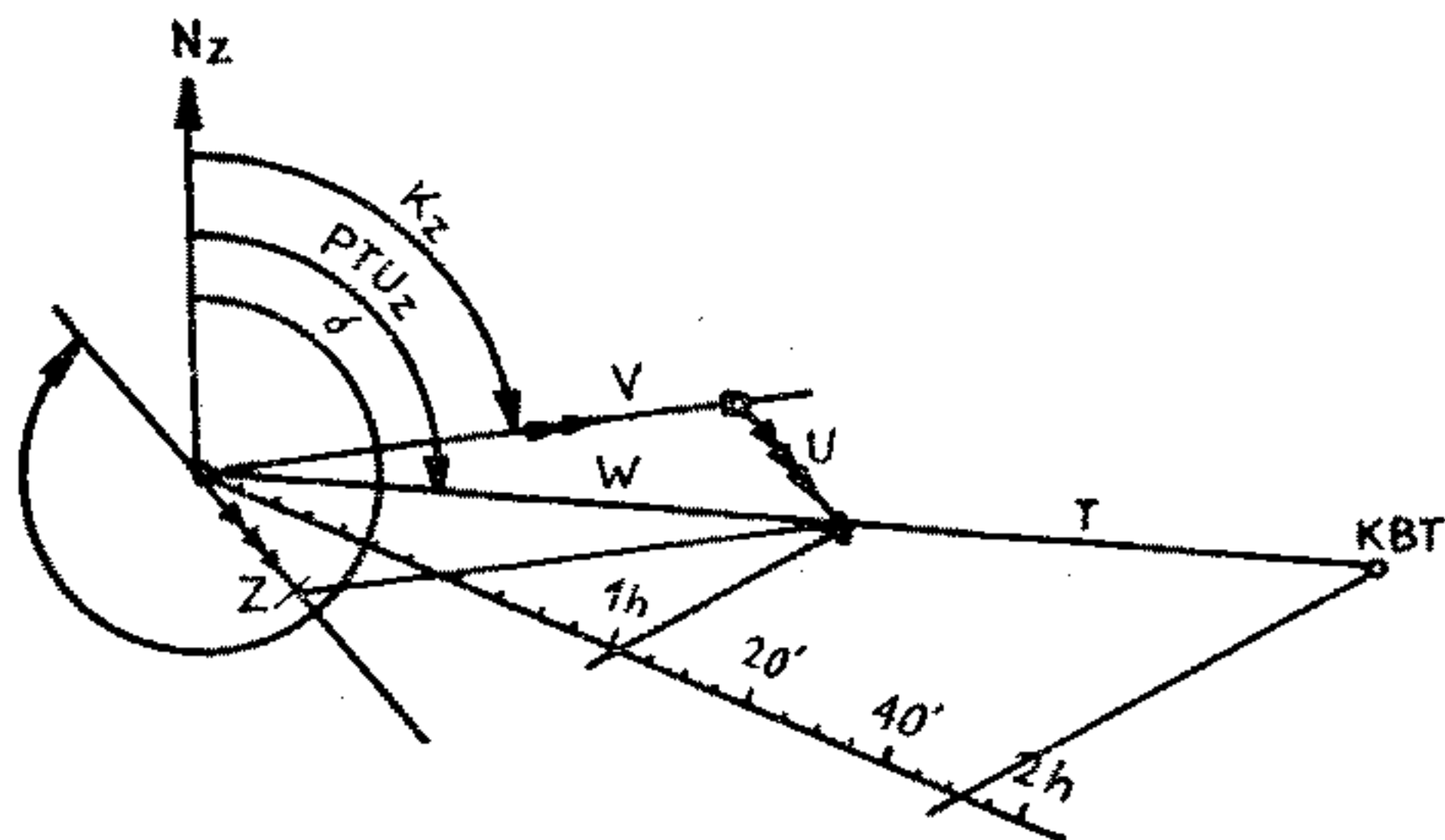
Plánovaný traťový zeměpisný úhel  $PTU_z$  daný spojnicí  $VBT$  a  $KBT$  je  $095$ . Vzdálenost  $S$  mezi  $VBT$  a  $KBT$  je  $320$  km. Pravá vzdušná rychlost  $V_p$  je  $150$  km/h. Směr a rychlost větru  $\delta/U$  je  $320/40$ .



Obr. 9/17. Navigační vektorový trojúhelník

Vypočítejte  $K_z$ ;  $W$ ;  $US$  a  $t$  (dobu letu).

Řešení (obr. 9/18): Kroužkem  $VBT$  označíme výchozí bod trati. Z  $VBT$  vztyčíme kolmicí značící zeměpisný sever  $N_z$ . Od kolmice  $N_z$  vyneseme úhel  $095^\circ$ , což je plánovaný traťový úhel  $PTU_z$  a sestrojíme přímku, která je tratí letu  $T$ . Na tuto přímku vyneseme z  $VBT$  ve zvoleném měřítku vzdálenost  $320$  km, kterou označíme kroužkem jako  $KBT$ .



Obr. 9./18. Zjištění  $K_z$ ,  $W$ ,  $US$  a doby letu graficky

Z  $VBT$  vyneseme pod úhlem  $320^\circ$  směr větru. Musíme si přitom uvědomit, že vítr vane z  $320^\circ$ , tedy do směru  $140^\circ$ . Na přímku značící směr větru vyneseme ve zvoleném měřítku vzdálenost, kterou vítr urazí za 1 hodinu, tedy rychlost větru  $U/h$ . Úsečku značící směr a rychlost větru označíme třemi šipkami, směřujícími od  $VBT$  do směru, kam vítr vane.

Nyní vezmeme do kružítka ve zvoleném měřítku pravou vzdušnou rychlost letadla  $V_p$  za hodinu, tj. 150 km. Kružítka zabodneme do koncového bodu vektoru větru (pomocné označení  $Z$ ) a obloukem přetneme plánovanou trať. Tento průsečík, který označíme  $\Delta$  jako vypočítanou polohu, pak spojíme s koncovým bodem vektoru větru. Spojnice představuje zeměpisný kurs  $K_z$ , kterým musí letadlo letět, aby se pohybovalo po dané trati  $T$ .

Takto zkonstruovaný vektorový trojúhelník poskytuje sice správné údaje, ale jeho konstrukce je nepřirozená, protože  $K_z$  nevychází z  $VBT$ , nýbrž z pomocného bodu  $Z$ . Proto vyneseme z  $VBT$  rovnoběžku s kursovou přímkou, kterou označíme dvěma šipkami. Z bodu vypočítané polohy  $\Delta$  vedeme rovnoběžku s vektorem větru, jíž přetneme kursovou přímkou vynesenu z  $VBT$ . Označíme ji třemi šipkami. Průsečík označíme jako vzdušnou polohu  $\square$ . Tak získáme shodný trojúhelník s přirozenou skladbou vektorů.

Vyhodnocení: Hledaný  $K_z$  změříme úhloměrem jako úhel mezi zeměpisným severem  $N_z$  a kursovou přímkou.  $K_z = 083^\circ$ .

Hledaný úhel snosu  $US$  změříme úhloměrem jako úhel mezi kursovou přímkou a trati, popřípadě jej odečteme jako úhlový rozdíl mezi  $PTU_z$  a  $K_z$ .  $US = 12^\circ P$ .

Hledanou hodinovou traťovou rychlost  $W$  označíme na trati letu  $T$  jako vzdálenost mezi  $VBT$  a vypočítanou polohou  $\Delta$ , kterou převedeme na kilometry za hodinu podle zvoleného měřítká.  $W = 171$  km/h.

Celkovou dobu letu od  $KBT$  pak vypočítáme ze vzdálenosti a traťové rychlosti. Můžeme ji také zjistit graficky, pomocí tzv. časové přímky. Tuto přímkou vyneseme z  $VBT$  pod úhlem přibližně  $30^\circ$  od  $TU_z$ . Rozdělíme ji na potřebný počet dílků. Každý představuje 5 minut. Na jejich velikosti nezáleží a volíme je tak, aby se potřebný počet dílků vešel na délku přímky. Kolik dílků budeme potřebovat stanovíme odhadem. Dvanáctý dílek, představující jednu hodinu, spojíme přímkou s vypočítanou polohou  $\Delta$ , která udává traťovou rychlost  $W/h$ . Z  $KBT$  potom vedeme rovnoběžku s touto spojnicí, jíž přetneme časovou přímkou. Na průsečíku odečteme celkovou dobu letu od  $VBT$  do  $KBT$ .

Pomocí navigačního trojúhelníku lze různými aplikacemi řešit zcela pochopitelně i mnoho dalších úloh včetně některých úloh plachtařských.



### 9.4.3. POČETNÍ ŘEŠENÍ NAVIGAČNÍHO VEKTOROVÉHO TROJÚHELNÍKU

Při početním řešení navigačních úloh považujeme navigační vektorový trojúhelník za obecný trojúhelník, kde na základě daných prvků (stran a úhlů) vypočítáme pomocí trigonometrických funkcí neznámé prvky (zpravidla délku třetí strany a jeden úhel, to je úhel snosu). V praxi používáme k těmto výpočtům zpravidla speciální navigační počítadla, která navigační výpočty značně usnadňují. Jde vesměs o kruhová logaritmická počítadla nebo logaritmická pravítka. Sportovní piloti nejčastěji pracují se staršími navigačními počítadly DR-2 a DR-3. V poslední době se s výhodou používají i různé kapesní elektronické kalkulátory.

### 9.4.4. ŘEŠENÍ NAVIGAČNÍCH ÚLOH POMOCÍ KRUHOVÉHO NAVIGAČNÍHO POČÍTADLA DR-2 NEBO DR-3

#### 9.4.4.1. POPIS POČÍTADLA

Kruhové navigační počítadlo DR-2 nebo DR-3 (nazývané letci krátce „komputor“) je sestrojeno na principu trigonometrických funkcí a logaritmů a je upraveno pro speciální navigační výpočty.

#### *A. Přední strana počítadla (obr. 9/19)*

Přední strana počítadla se skládá z vnitřního bílého kotouče, černého pevného mezikruží, vnějšího bílého otočného mezikruží a průhledného otočného běžce. U některých počítadel bývají použity jiné barvy.

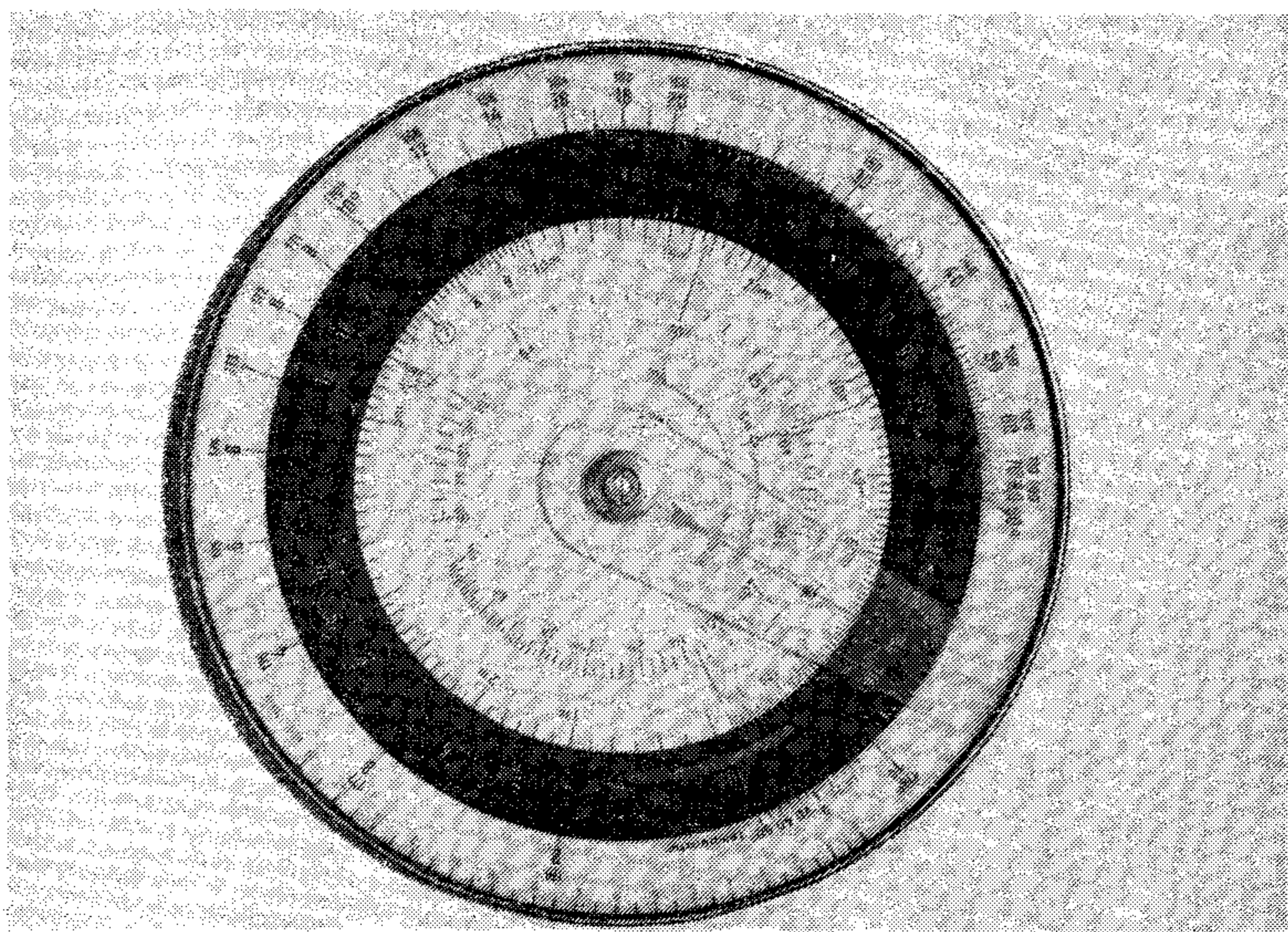
#### a) Vnitřní bílý kotouč obsahuje:

1. Stupnici času od 1 sekundy do 10 hodin. U starších počítadel bývá rozsah časové stupnice menší. Jedna sekunda je označena delší ryskou, která udává také 10 sekund. Ryska je opatřena černým trojúhelníčkem a na vnitřním konci je označena m/s. Úsek 1—5 sekund není rozdělen na jednotlivé sekundy. Čísla udávající sekundy jsou označena písmenem s, čísla udávající minuty písmenem m a čísla udávající hodiny písmenem h. Některé vedlejší údaje jsou bez označení. Údaj „1 hodina“ je zvýrazněn červeným (černým) trojúhelníčkem, šipkou a ma-



lým kovovým čípkem, který tvoří zarážku pro otočný průhledný běžec.

2. Plný černý trojúhelníček m/s, který slouží k převodu rychlostí v m/s na km/h a obráceně.



Obr. 9/19. Přední strana navigačního počítadla

3. Prázdný černý trojúhelníček označený *Sm*. Slouží pro převod rychlostí v mílích (1855 m/h) na km/h a obráceně.

b) Pevné černé mezikruží obsahuje:

Logaritmickou stupnici shodně dělenou na vnitřním i vnějším obvodu a označenou čísly od 4 do 2000. Ve skutečnosti je stupnice nekonečná a lze na ni nastavit jakékoliv číslo, kterému však musíme přisoudit správnou polohu desetinné čárky. Na této stupnici čteme vzdálenosti, rychlosti a množství. Červený pruh označuje nej-používanější část stupnice (pro účely, pro něž bylo počítadlo konstruováno).

c) Vnější otočné bílé mezikruží obsahuje:

1. Na vnějším obvodu stupnici výšek od 0 do 15 km. U starších počítadel do 10 km.

2. Na vnitřním obvodu stupnici teplot od +50 °C do -60 °C.



3. Na převážné části vnitřního a středního obvodu stupnici úhlů od  $1^\circ$  doprava do  $90^\circ$  a doleva od  $90^\circ$  do  $179^\circ$ .

d) Otočný průhledný běžec je opatřen ryskou, která usnadňuje čtení na všech stupnicích, a malým otvorem, do něhož zapadá kovový čípek vnitřního bílého otočného kotouče, takže se potom otáčí kotouč spolu s běžcem.

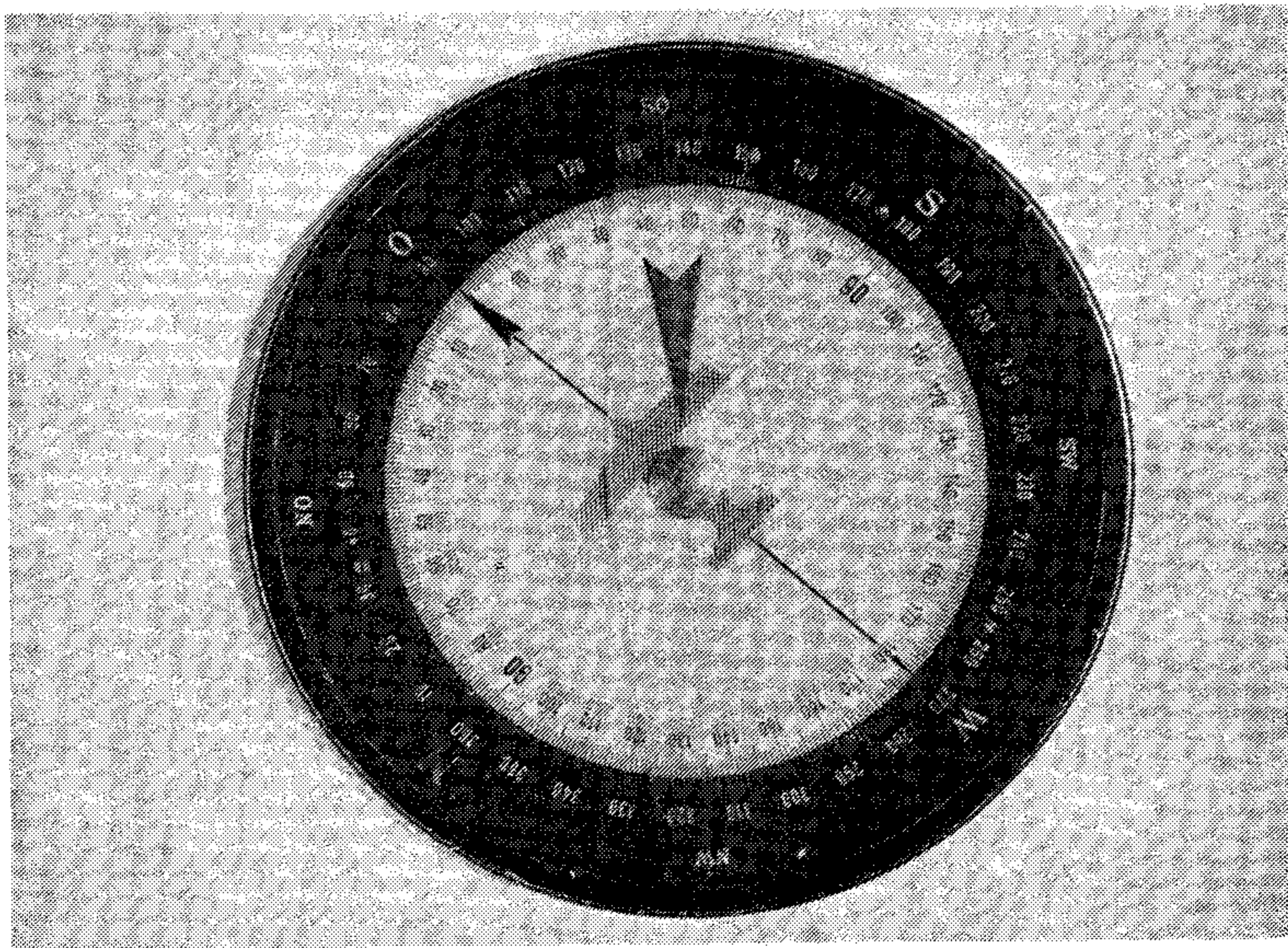
#### *B. Zadní strana počítadla (obr. 9/20)*

Zadní strana počítadla se skládá z vnitřního bílého otočného kotouče, vnějšího pevného mezikruží a otočného průhledného běžce. U některých počítadel jsou použity jiné barvy.

a) Vnitřní otočný bílý kotouč obsahuje:

1. Rysku procházející středem kotouče. Ryska je označena větší černou šipkou představující směr letu. U některých počítadel je ryska ještě označena půdorysnou siluetou letadla.

2. Úhlové dělení na vnějším obvodu kotouče, a to od šipky označující směr letu na každou stranu od  $0^\circ$  do  $180^\circ$ . Číslování je černé.



*Obr. 9/20. Zadní strana navigačního počítadla*



3. Úhlové dělení od zadního konce půlící rysky ve směru pohybu hodinových ručiček od  $180^\circ$  do  $360^\circ$ . Číslování je červené.

b) Vnější černé mezikruží obsahuje:

1. Úhlové dělení na  $360^\circ$ .

2. Označení hlavních a vedlejších světových stran.

c) Otočný průhledný běžec je opatřen ryskou, která usnadňuje čtení na jednotlivých stupnicích, a modrou šipkou, jež značí směr odkud vane vítr.

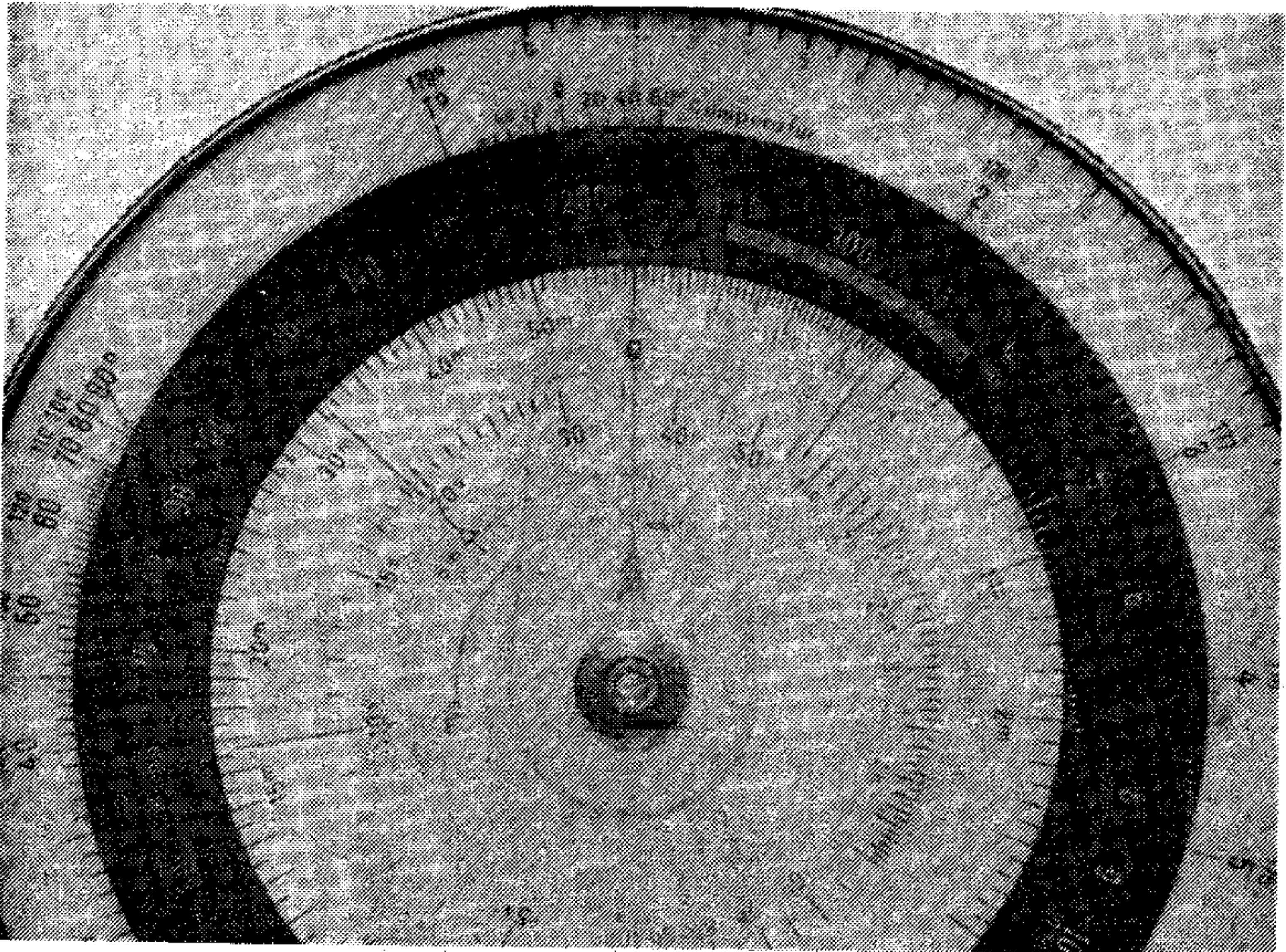
#### 9.4.4.2. PŘÍPRAVNÉ A POMOCNÉ VÝPOČTY

##### *Převody rychlostí*

K převodům rychlostí používáme přední stranu počítadla DR-2 nebo DR-3.

a) *Převod  $V$  na  $V_p$  na základě známé  $H$  a  $t_H$  (obr. 9/21)*

1. Na pevném středním mezikruží nastavíme rysku otočného běžce na hodnotu  $V$  (např.  $V = 200$  km/h).



Obr. 9/21. Převod  $V$  na  $V_p$  na základě  $H$  a  $t_H$ .

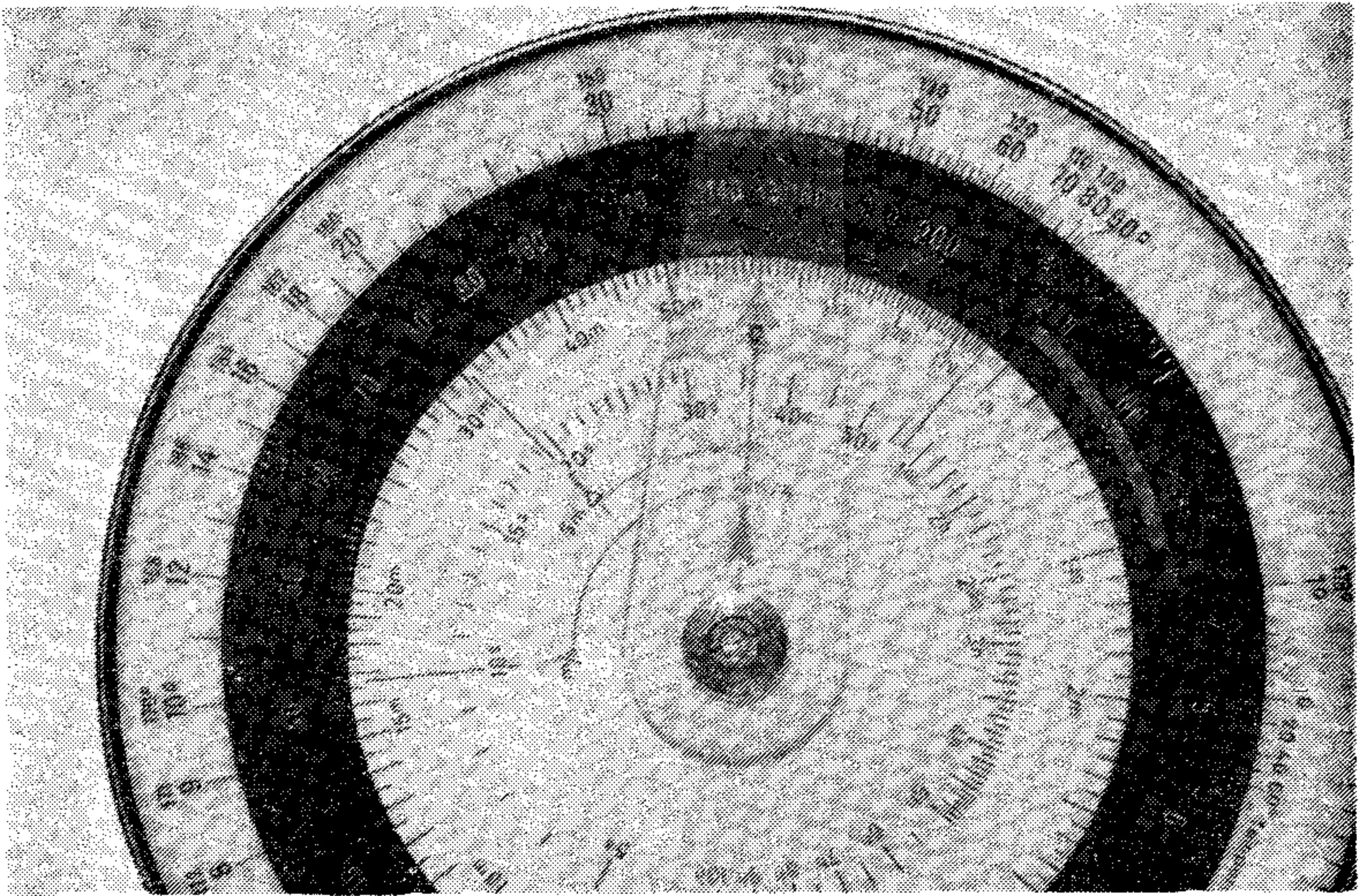


2. Vnější otočné mezikruží otočíme tak, aby  $t_H$  byla pod ryskou běžce [např.  $t_H = -10^\circ\text{C}$  — obr. 9/21].

3. Aniž bychom dále pootáčeli vnějším mezikružím, posuneme otočný běžec tak, aby jeho ryska protínala danou výšku letu  $H$  na stupnici výšek na vnějším otočném mezikruží [např. 2000 m].

4. Na pevném středním mezikruží přečteme pod ryskou běžce  $V_p$  ( $V_p = 215 \text{ km/h}$  — obr. 9/21).

b) *Převod rychlostí v m/s na km/h nebo míle/h (obr. 9/22)*



Obr. 9/22. Převod rychlostí v m/s na km/h nebo míle/h

1. Rysku označenou plným černým trojúhelníčkem a zlomkem m/s na vnitřním otočném kotouči nastavíme proti rychlosti v m/s na pevném středním mezikruží [např. 42 m/s].

2. Proti červené rysce označené červeným trojúhelníčkem, značící jednu hodinu na vnitřním otočném kotouči, čteme rychlost v km/h na pevném středním mezikruží [150 km/h].

3. Proti rysce označené prázdným trojúhelníčkem a písmeny Sm na vnitřním otočném kotouči čteme rychlost v mílech/h na pevném středním mezikruží [81 míle/h].



c) *Převod rychlostí v km/h na m/s nebo míle/h*

1. Červenou rysku označenou červeným trojúhelníčkem s 1 h na vnitřním otočném kotouči nastavíme proti dané rychlosti v km/h na středním pevném mezikruží (např. 180 km/h).

2. Proti rysce označené plným černým trojúhelníčkem a zlomkem m/s na vnitřním otočném kotouči čteme rychlost v m/s na středním pevném mezikruží (50 m/s).

3. Proti rysce označené prázdným trojúhelníčkem a písmeny Sm na vnitřním otočném kotouči čteme rychlost v mílích/h na středním pevném mezikruží (97 míl/h).

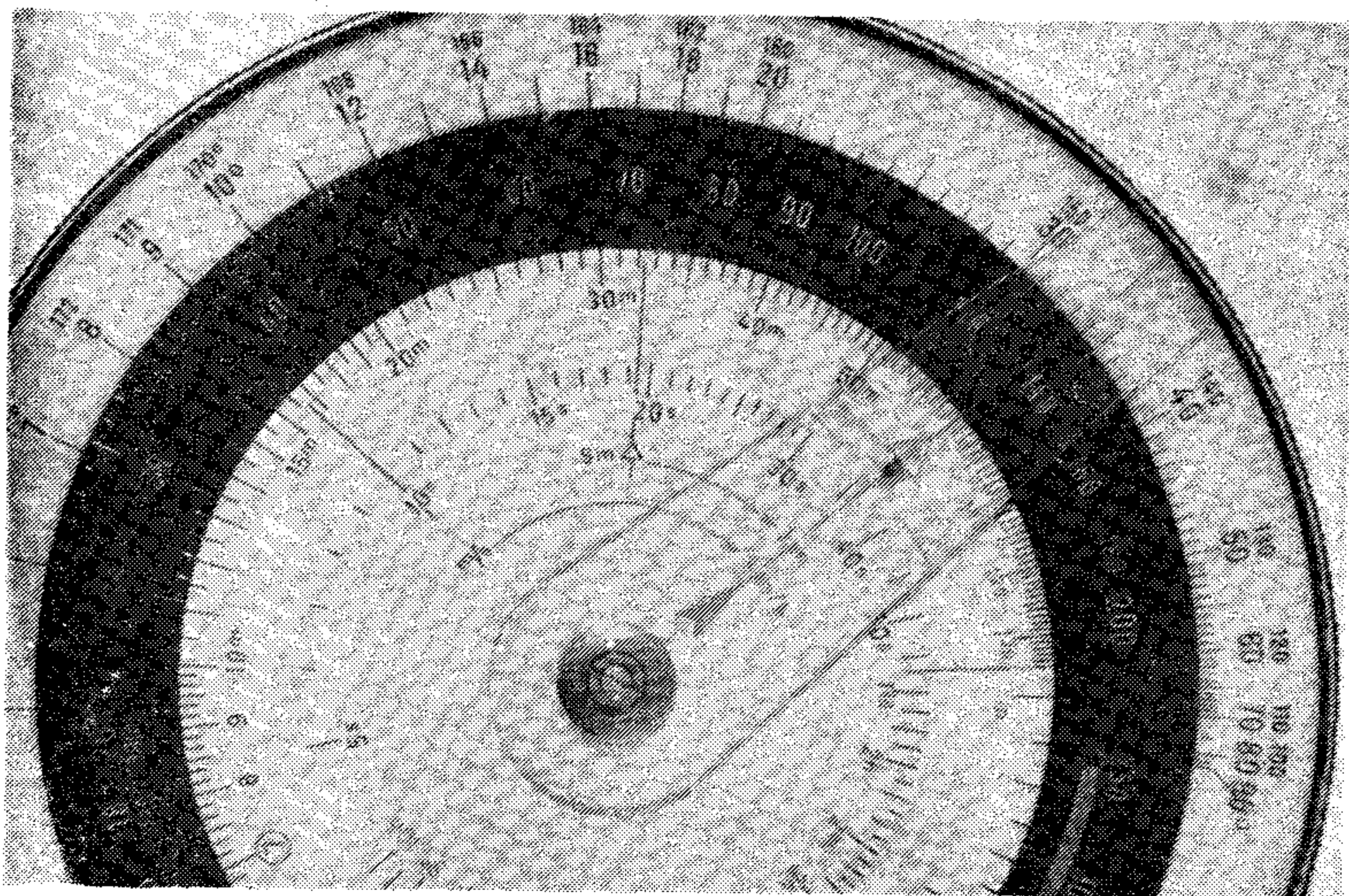
Obdobným způsobem můžeme převádět i Sm/h na m/s nebo km/h.

*Navigační úlohy řešitelné trojčlenkou a úměrou*

K řešení navigačních úloh řešitelných trojčlenkou a úměrou používáme přední stranu navigačního počítadla DR-2 nebo DR-3.

a) *Výpočet hodinové traťové rychlosti W (obr. 9/23)*

Pilot změřil čas letu od bodu A do bodu B. Z času letu a vzdálenosti obou bodů chce vypočítat svoji W za hodinu.



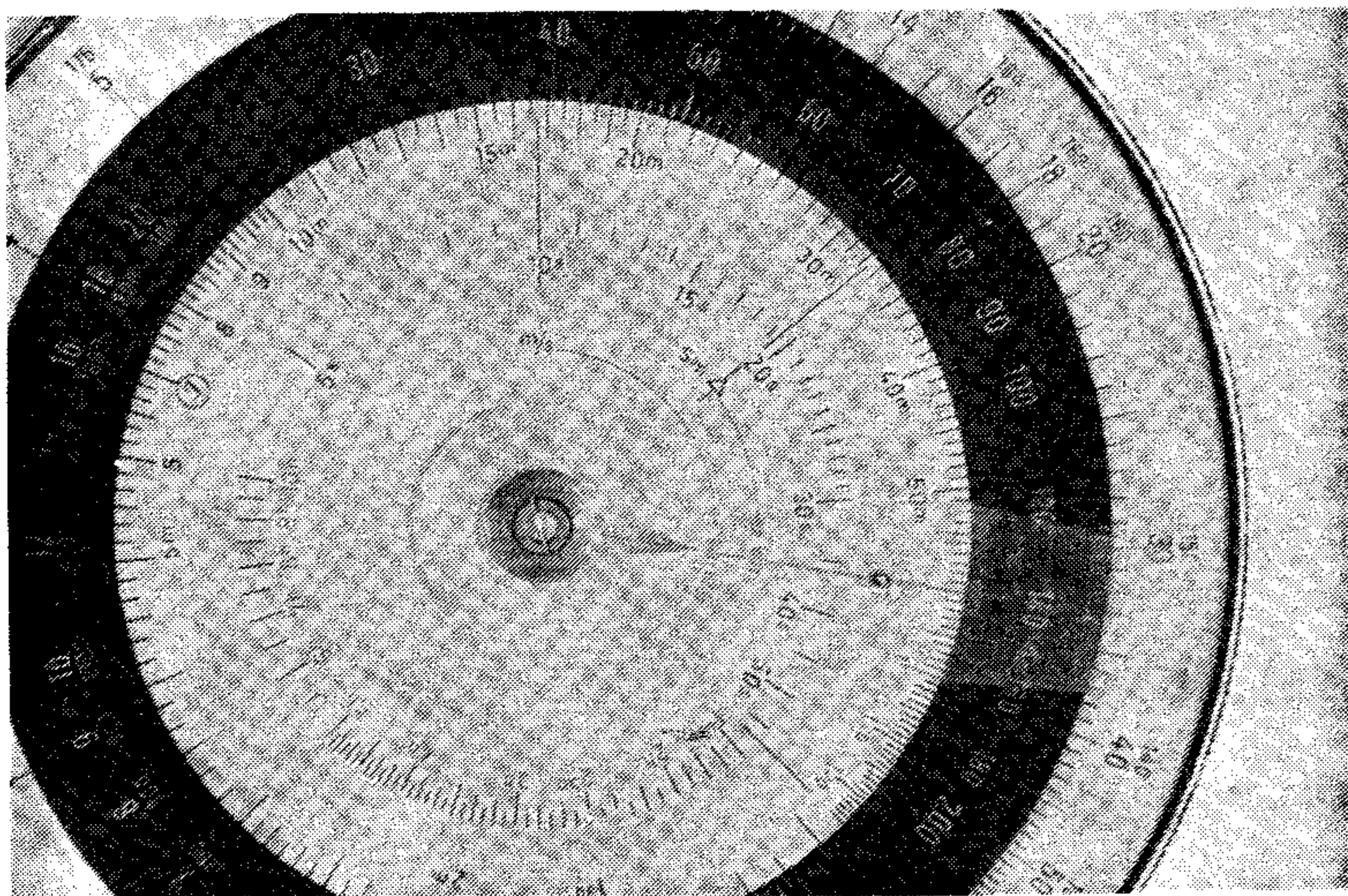
Obr. 9/23. Výpočet hodinové traťové rychlosti W



1. Proti vzdálenosti bodů  $A - B$  (např. 45 km) na pevném středním mezikruží nastavíme čas průletu mezi těmito body (např. 20 minut) na vnitřním kotouči.

2. Proti červené rýsce označené červeným trojúhelníčkem s 1 h na vnitřním otočném kotouči čteme  $W/h$  na středním pevném mezikruží ( $W = 135 \text{ km/h}$ ).

b) *Výpočet doby letu (obr. 9/24)*



*Obr. 9/24. Výpočet doby letu*

Pilot zná hodinovou traťovou rychlost letadla a chce vědět, jak dlouho poletí zbývající část trati.

1. Otočný průhledný běžec spojíme s vnitřním otočným kotoučem pomocí kovového čípku tak, že jeho ryska prodlouží rýsku značící 1 h. Běžec i vnitřní otočný kotouč se budou nyní otáčet společně.

2. Rysku otočného běžce nastavíme na středním pevném mezikruží na hodinovou rychlost letadla  $W$  (např. 140 km/h).

3. Na středním pevném mezikruží vyhledáme vzdálenost zbývající části trati (např. 40 km).

4. Proti dané vzdálenosti na středním pevném mezikruží čteme dobu letu potřebnou k prolétnutí zbývající vzdálenosti na vnitřním otočném kotouči (17 minut).



### c) *Výpočet maximálního doletu*

Pilot ví, že má k dispozici určitou omezenou dobu letu (plachtař vzhledem k době výskytu termiky, motorový pilot vzhledem k zásobě pohonných hmot nebo západu slunce). Chce vědět, jakou vzdálenost za tuto dobu ulétne při známé traťové rychlosti.

1. Rysku s trojúhelníčkem označenou 1 h na vnitřním otočném kotouči nastavíme proti dané traťové rychlosti na středním pevném mezikruží (např. 62 km/h).

2. Na vnitřním otočném kotouči vyhledáme čas, který máme pro let k dispozici (např. 2 h 30 min).

3. Nad tímto časem na středním pevném mezikruží přečteme vzdálenost, kterou za tento čas při dané  $W/h$  ulétneme ( $S = 155$  km).

### d) *Výpočet $W$ potřebné k ulétnutí dané vzdálenosti při dané době letu*

Plachtař má v plánu ulétnout určitou vzdálenost a předem předpokládá dobu, po kterou budou příznivé meteorologické podmínky. Aby mohl během letu kontrolovat, má-li na trati náskok či naopak, chce si vypočítat průměrnou  $W$ , jíž musí letět, má-li úkol splnit.

1. Na pevném středním mezikruží vyhledáme plánovanou vzdálenost (např. 320 km).

2. Pod ní nastavíme na vnitřním otočném kotouči čas, který máme pro let k dispozici (např. 4 h 30 min).

3. Nad označením 1 h na vnitřním otočném kotouči čteme na středním pevném mezikruží průměrnou  $W$ , jíž musíme letět, chceme-li úkol splnit (71 km/h).

### e) *Výpočet průměrného stoupání*

Plachtař dosáhl za určitou dobu určitou výšku a potřebuje z těchto údajů vypočítat průměrnou rychlost stoupání, nutnou pro stanovení přeskokové rychlosti.

1. Na pevném středním mezikruží najdeme výšku, kterou pilot nastoupal (je to rozdíl výšky, ve které stoupání započal a výšky, ve které jej ukončil — nastavíme tedy hodnotu např. 1450 m).

2. Pod tuto výšku nastavíme na vnitřním otočném kotouči celkovou dobu stoupání (např. 12 minut).

3. Sekundovou rychlost stoupání čteme na středním pevném mezikruží nad černým trojúhelníčkem časové stupnice vnitřního otočného kotouče označeného m/s (2 m/s).

#### f) Výpočet doby stoupání

Pilot zná průměrnou hodnotu stoupání svého letounu v m/s a chce vědět, jaký čas spotřebuje k dosažení určité výšky.

1. Plný trojúhelníček označený m/s na vnitřním otočném kotouči nastavíme proti hodnotě průměrného stoupání na středním pevném mezikruží (např. 1,5 m/s).

2. Na pevném středním mezikruží najdeme výšku, kterou potřebujeme dosáhnout (např. 1200 m), a proti ní na vnitřním otočném kotouči čteme čas potřebný ke stoupání (13 min 20 s).

Obdobným způsobem můžeme počítat i jiné navigační úlohy, jako je hodinová spotřeba pohonných hmot, potřebná zásoba pohonných hmot apod. Zjištěné nebo hledané množství (vzdálenost, litry apod.) určujeme přitom vždy na středním pevném mezikruží.

#### 9.4.4.3. ŘEŠENÍ NAVIGAČNÍHO VEKTOROVÉHO TROJÚHELNÍKU

V praxi nejčastěji známe hodnoty těchto navigačních prvků:  $V_p$ ,  $PTU_z$ ,  $\vartheta/U$  a  $S$ .

Na základě těchto známých prvků potřebujeme zpravidla vypočítat  $K_z$ ,  $W$  a  $t$  (celkovou dobu letu).

Při výpočtu pomocí navigačního počítadla DR-2 nebo DR-3 použijeme obou stran. Pro snazší pochopení postupu zvolíme praktický příklad.

Příklad:  $PTU_z = 105^\circ$ ;  $S = 110$  km;  $V_p = 150$  km/h;  $\vartheta/U = 320/50$ .

Řešení:

1. Na zadní straně počítadla nastavíme vnitřní otočný bílý kotouč tak, aby černá šipka pŕilicí čáry ukazovala přesně  $PTU_z$  na vnějším pevném černém mezikruží.

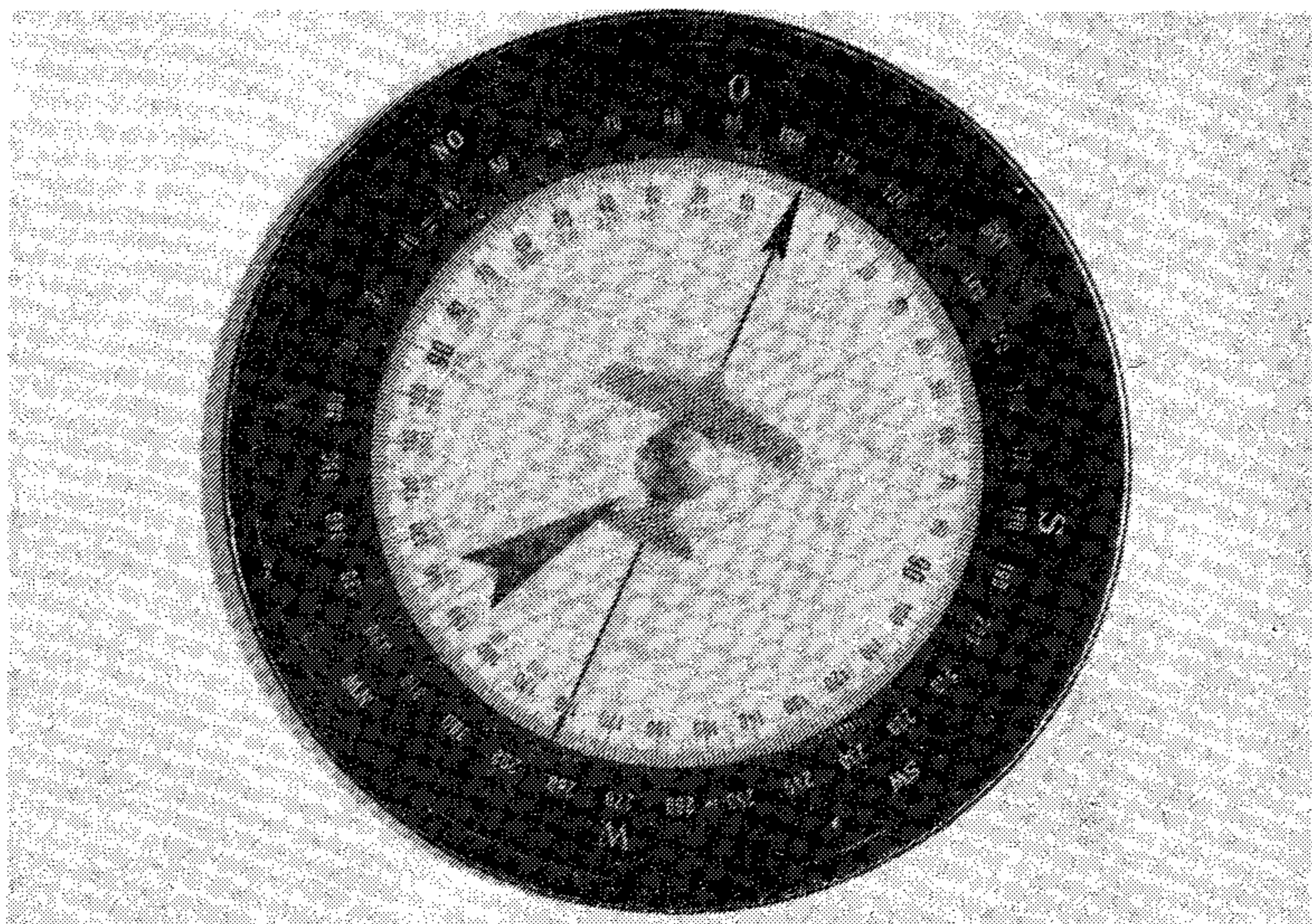
2. Modrou šipku na otočném průhledném běžci zadní strany počítadla nastavíme tak, aby směřovala ze směru daného větru do středu počítadla. Směr větru pro tento účel čteme rovněž na vnějším pevném černém mezikruží.

3. Na obvodu vnitřního otočného kotouče zadní strany počítadla přečteme na černé stupnici pod modrou šipkou otočného běžce úhel větru na trať ( $\varepsilon$ ). V našem případě  $145^\circ$  (obr. 9/25). Při dalších úkonech se snažíme, abychom se zadní stranou počítadla nepohnuli.

4. Na přední straně počítadla zajistíme otočný běžec kovovým čípkem v poloze 1 h. Rysku běžce nastavíme pak na středním pevném mezikruží na  $V_p$ .



5. Vnějším otočným mezikružím otočíme tak, aby úhel větru na trať, čtený na úhlové stupnici a zjištěný na zadní straně počítadla, ležel pod ryskou otočného běžce.



Obr. 9/25. Pod modrou šipkou otočného běžce přečteme na černé stupnici úhel větru na trať

6. Na pevném černém mezikruží vyhledáme danou hodinovou rychlost větru v km/h. Nad ní přečteme na úhlové stupnici vnějšího otočného mezikruží úhel snosu. V našem případě je  $US$   $11^\circ$  (obr. 9/26). Tento úhel si zapíšeme.

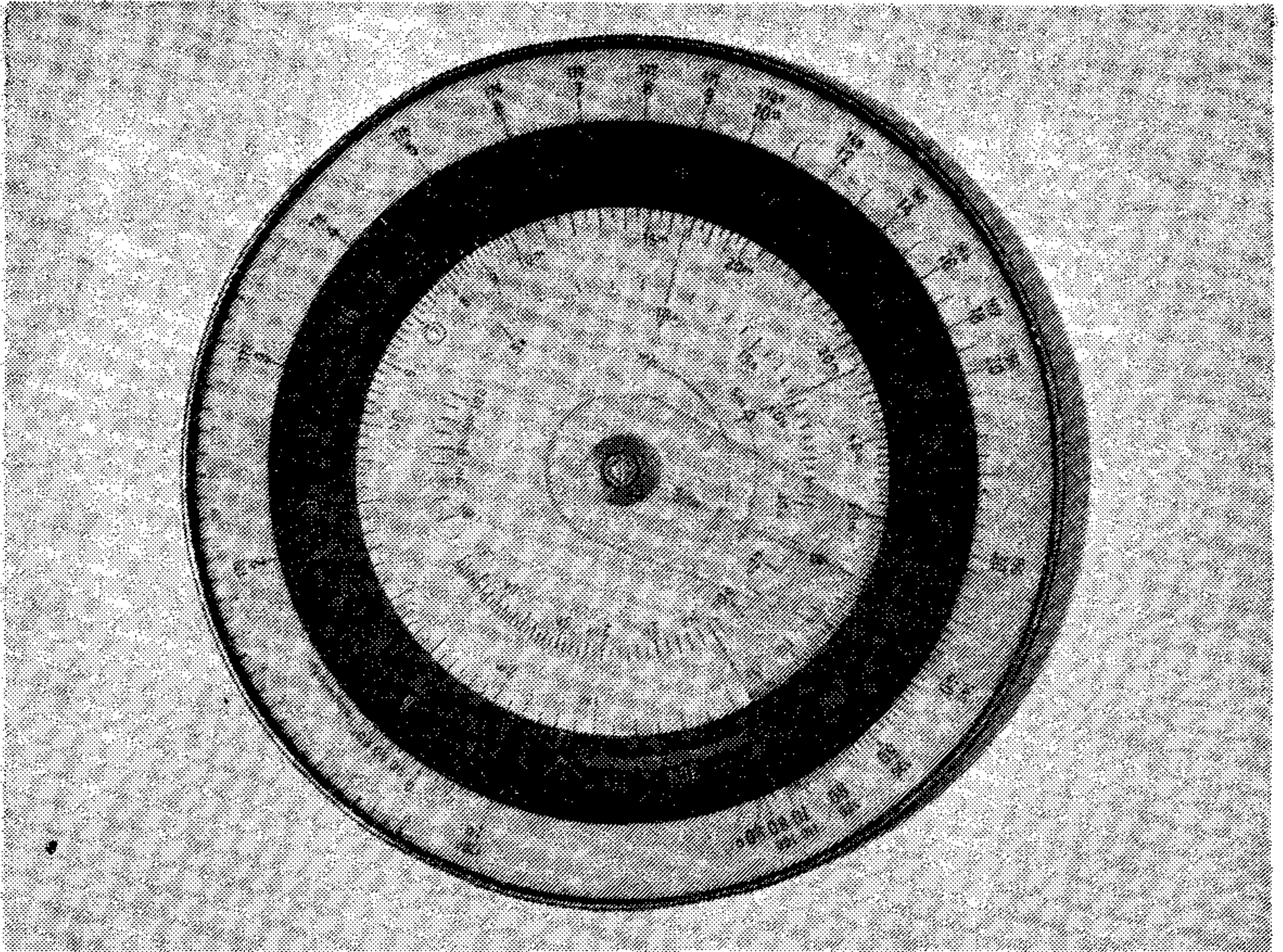
7. Posunutím rysky otočného běžce po úhlové stupnici odečteme  $US$  od  $\varepsilon$ . (Úhel snosu vždy odečítáme od úhlu větru na trať.) Ryska bude ukazovat na  $134^\circ$  ( $145 - 11 = 134$ ).

8. Pod ryskou otočného běžce čteme na středním pevném mezikruží  $W$  (v našem případě 188 km/h). Podmínkou je, aby nastavení vnějšího mezikruží při pohybu běžcem zůstalo nezměněno.

9. Na středním pevném mezikruží vyhledáme  $S = 110$  kilometrů a proti ní na vnitřním otočném kotouči čteme celkovou dobu letu. V našem případě 35 minut (obr. 9/26).

10. Nyní otočíme počítadlo. Uvědomíme si, že  $K_z$  bude





Obr. 9/26. Nad rychlostí větru v km/h čteme na úhlové stupnici vnějšího otočného mezikruží úhel snosu

od trati vždy na stranu proti větru. Podle toho snos buď připočítáme nebo odečteme od  $TU_z$ . Tím získáme  $K_z$ . V našem případě  $094^\circ$ .

Výsledek:  $K_z = 094^\circ$ ;  $US = 11^\circ P$ ;  $W = 188$  km/h; čas = 35 minut.

## 9.5. NAUKA O ZEMSKÉM MAGNETISMU

Jedním ze základních prostředků letecké navigace jsou přístroje ukazující za letu směr — letecké kompasy. Navigace za ztížených podmínek by bez nich byla zcela nemožná. Nepostradatelnou pomůckou jsou však i za normálních povětrnostních podmínek.

Principy a konstrukcí leteckých kompasů se podrobně zabývá kapitola 7.

## 9.5.1. ZEMSKÝ MAGNETISMUS

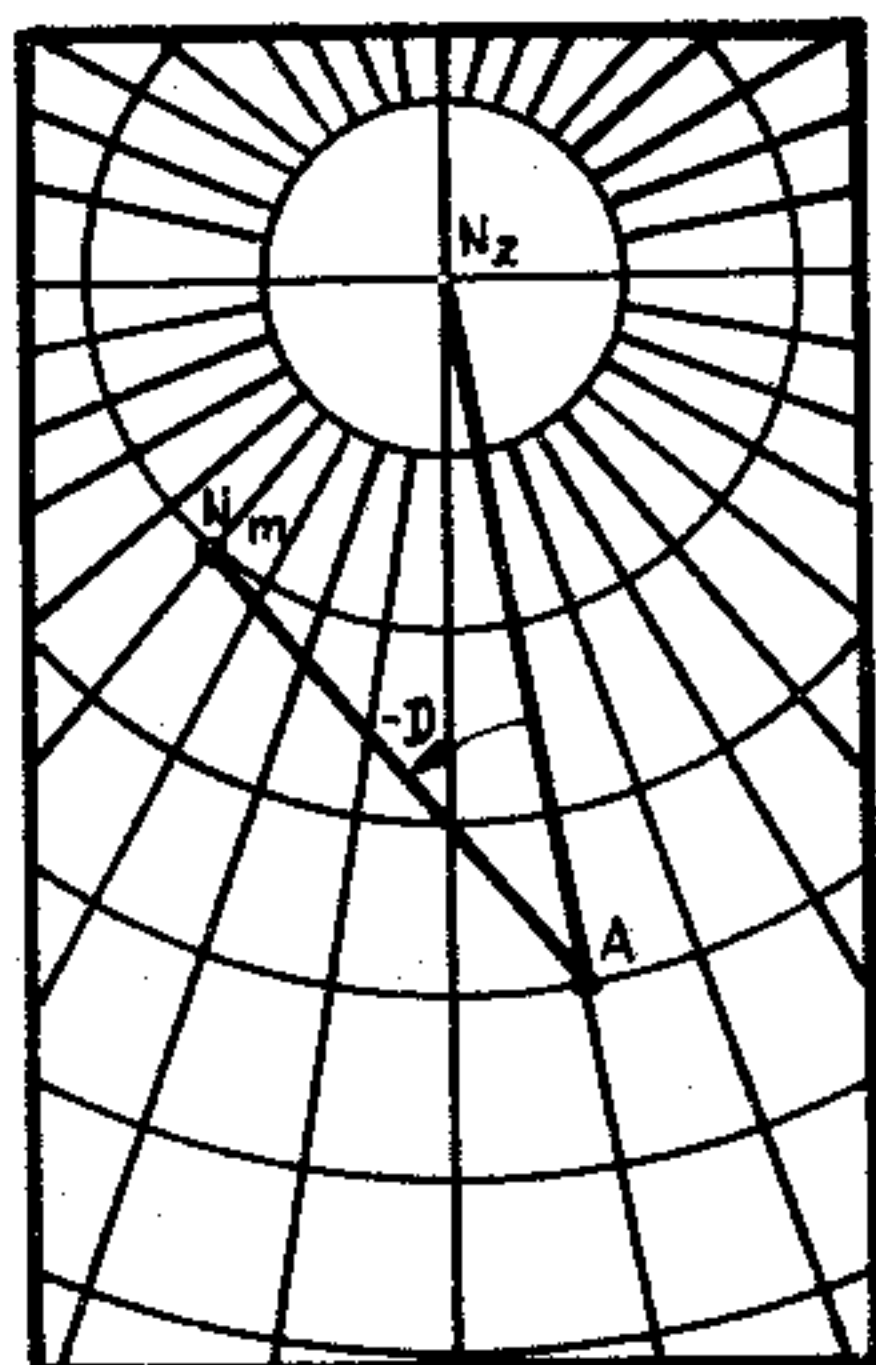
### 9.5.1.1. MAGNETICKÁ DEKLINACE

Naše Země patří mezi vesmírná tělesa s vlastním magnetickým polem. Letecké kompasy jsou založeny na principu otáčení magnetky kompasu do směru zemského magnetického severu a jihu. Tento směr je dán polohou zemských magnetických pólů.

Polohy zemských magnetických pólů, ke kterým směřují magnetky kompasů, nejsou však shodné s polohami zeměpisných pólů. Vzdálenost zemských magnetických pólů od zeměpisných pólů je poměrně značná, přibližně 2000 km.

Mapy používané v letecké navigaci jsou však konstruované vzhledem k zeměpisným pólům. Směr zemských pólů je na nich vyznačen poledníky. Protože poloha zemského magnetického severu se neshoduje s polohou zeměpisného severu, nebude shodný ani směr zeměpisných poledníků se směrem, který bude ukazovat magnetka. Zeměpisné směry nelze tedy v zásadě slučovat se směry magnetickými. Mezi poledníkem, na kterém se nacházíme a směrem, který ukazuje magnetka, je úhel, který nazýváme deklinace.

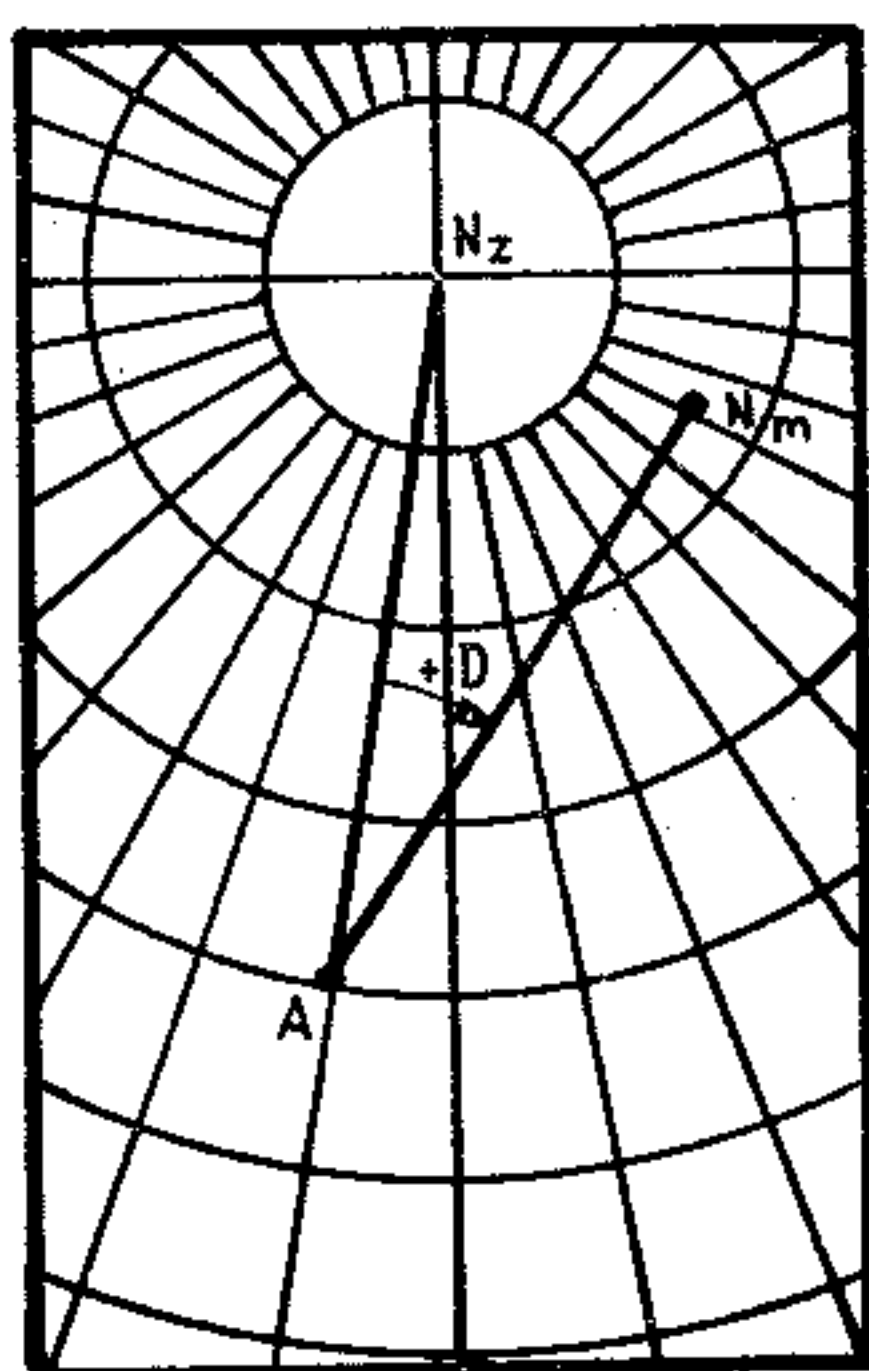
Magnetická deklinace je tedy úhel mezi směrem zeměpisného severu (zeměpisným poledníkem) a směrem mag-



Obr. 9/27. Úhel mezi směrem zeměpisného a magnetického severu (magnetická deklinace západní — záporná)

A — stanoviště pozorovatele;  $N_z$  — zeměpisný sever;  $N_m$  — magnetický sever;  $D$  — úhel mezi směrem zeměpisného a magnetického severu (úhel západní — záporné magnetické deklinace)

netického severu; měří se z místa pozorovatele a vyjadřuje se ve stupních. Pro zjednodušení říkáme, že deklinace je úhel mezi severem zeměpisným a severem magnetickým, přičemž sever zeměpisný značíme  $N_z$  a sever magnetický  $N_m$ . Magnetickou deklinaci označujeme písmenem  $D$  nebo  $\Delta_m$  a měříme ji vždy od zeměpisného severu. Je-li magnetický sever vlevo od zeměpisného, je deklinace záporná nebo západní a značíme ji znaménkem  $-$  (minus), je-li magnetický sever vpravo od zeměpisného severu, je deklinace východní nebo kladná a značíme ji znaménkem  $+$  (plus) (obr. 9/27 a 9/28).



Obr. 9/28. Úhel mezi směrem zeměpisného a magnetického severu [magnetická deklinace východní — kladná]

A — stanoviště pozorovatele;  $N_z$  — zeměpisný sever;  $N_m$  — magnetický sever;  $D$  — úhel mezi směrem zeměpisného a magnetického severu [úhel východní — kladné magnetické deklinace]

#### 9.5.1.2. ČTENÍ MAGNETICKÉ DEKLINACE Z MAP

Na mapách se místa stejné deklinace spojují plynulými křivkami, které nazýváme izogóny. Křivka, která spojuje místa o nulté deklinaci, se jmenuje agona. Různá lokální zakřivení izogón jsou způsobena místními magnetickými vlivy a tedy i odchylkami.

Magnetické póly však nesetrvávají stále na stejném místě, ale pozvolna obíhají kolem zeměpisných pólů, a to západním směrem. Proto se také plynule mění směr zemského magnetického pole. Se změnou magnetického pole se mění deklinace na různých místech zeměkoule. Proto jsou na mapách u jednotlivých izogón údaje o velikosti deklinace, kterou určitá izogóna udává, ale současně je



na okraji uvedeno datum vytištění mapy, velikost roční změny a její smysl.

### 9.5.1.3. PŘEVODY ZEMĚPISNÝCH SMĚRŮ NA MAGNETICKÉ

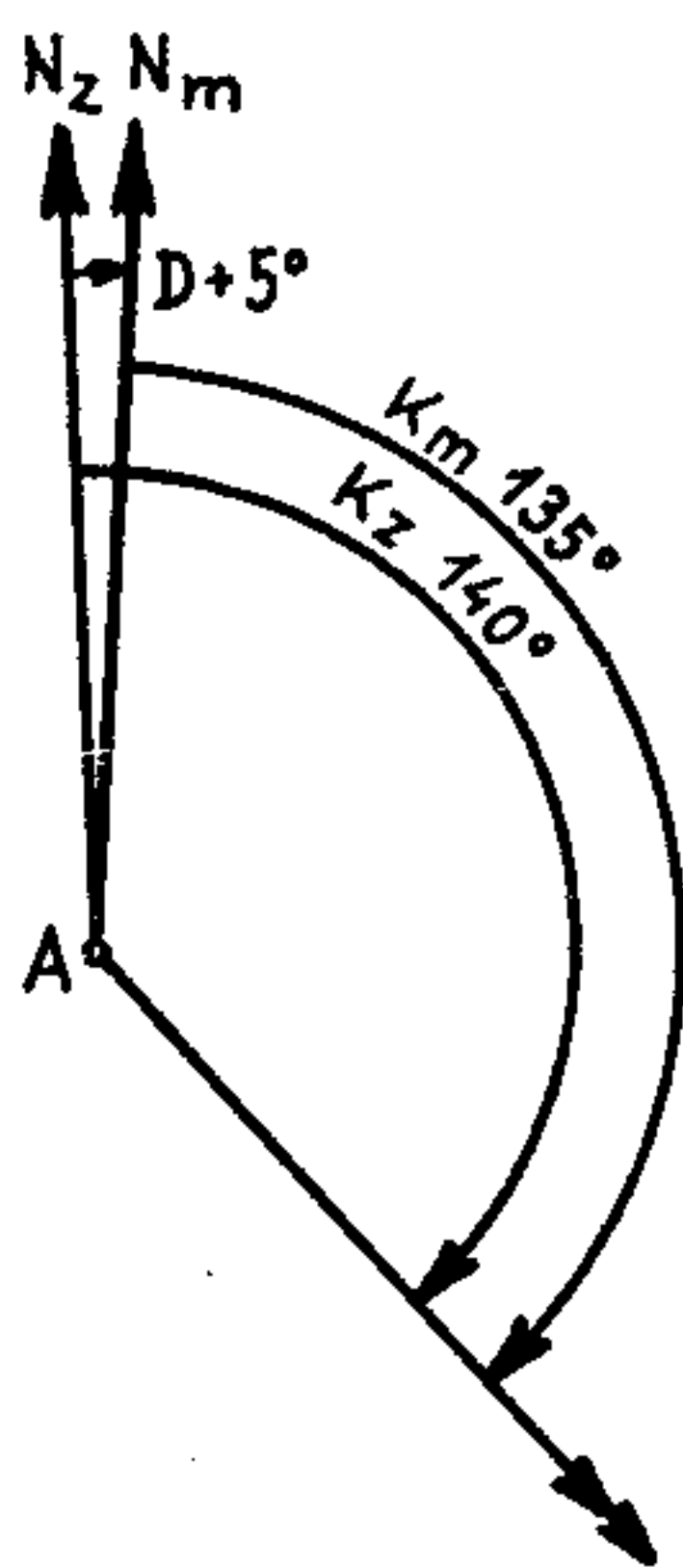
V kapitole 9.5.1.1. jsme si zdůvodnili, proč nelze slučovat zeměpisné směry se směry magnetickými. Je zřejmé, že chceme-li letět určitým směrem podle kompasu, musíme provést opravu, a to o rozdílový úhel mezi severem zeměpisným a magnetickým, tedy o deklinaci.

V pilotní praxi provádíme tuto opravu, to je převod  $K_z$  na  $K_m$  téměř výlučně matematicky. Uvádíme-li nejprve grafický způsob, činíme tak pro snazší pochopení podstaty převodu.

#### *Převody grafickým způsobem*

Příklad 1:  $K_z = 140^\circ$ ;  $D = 5^\circ$ . Úkolem je zjistit  $K_m$ .

Řešení: Z bodu A (obr. 9/29) vyneseme svisle vzhůru směr zeměpisného severu a označíme jej  $N_z$ . Od tohoto směru naměříme ve směru pohybu hodinových ručiček úhel  $140^\circ$ , do kterého vyneseme z bodu A přímku a označíme ji dvěma šipkami. Obě přímky spojíme obloukem, který označíme šipkou a číslem  $K_z 140^\circ$ . To je zeměpisný kurs. Potom zakreslíme deklinaci. Její hodnota je  $5^\circ$ . Je tedy východní. To znamená, že magnetický sever bude vpravo od severu zeměpisného. Naměříme tedy úhel  $5^\circ$  doprava od přímky označující  $N_z$  a z bodu A vyneseme směr magnetického severu. Oba severy spojíme obloukem,

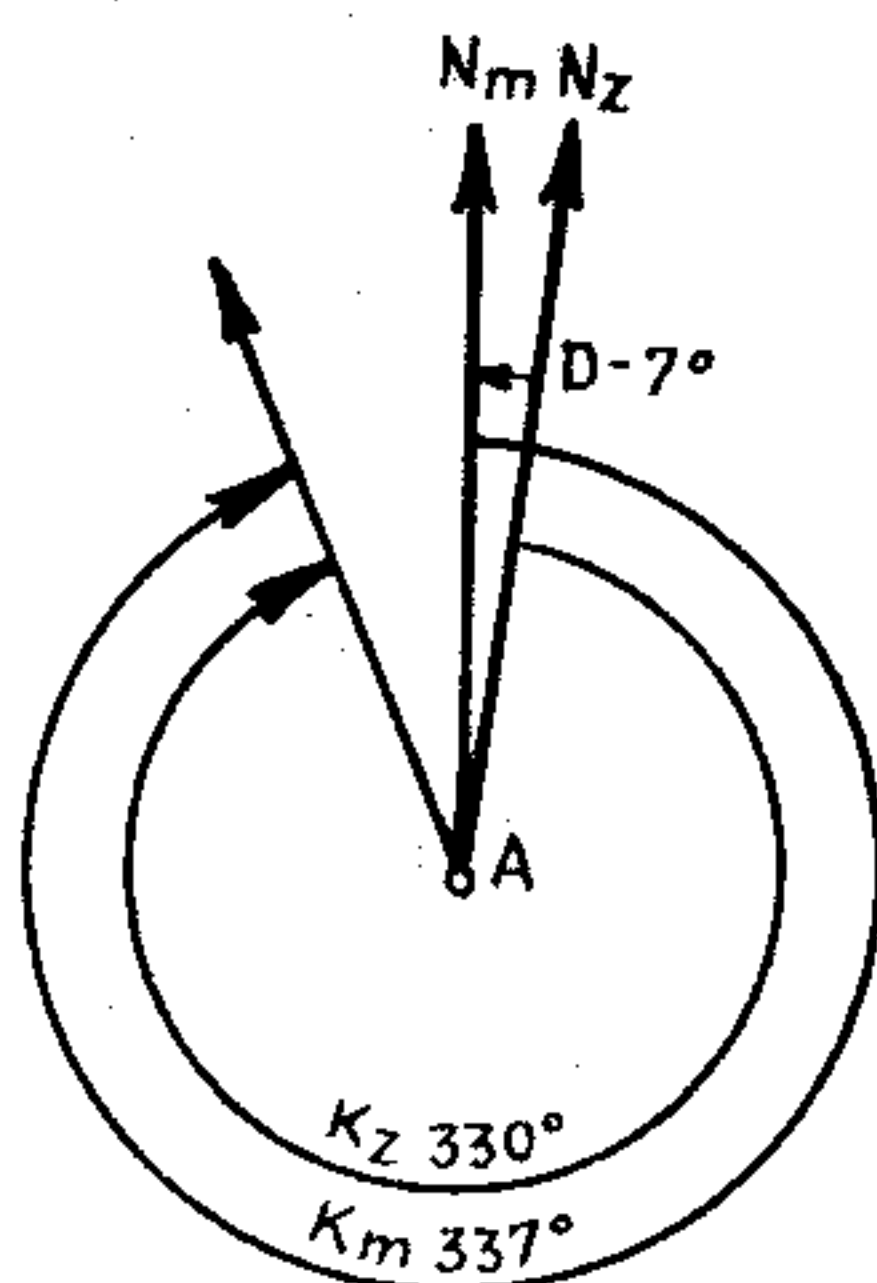


Obr. 9/29. Příklad zjištění  $K_m$  grafickou metodou

který označíme šipkou a číslem  $D + 5^\circ$ . To je východní deklinace. Nyní spojíme obloukem směr magnetického severu a přímky, označené dvěma šipkami, která udává polohu podélné osy letounu. Zakreslený oblouk představuje úhel magnetického kursu. Označíme jej proto písmenem  $K_m$  a šipkou. Potom úhel vyznačený tímto obloukem změříme. Zjistíme, že se rovná  $135^\circ$ . Naměřený údaj je magnetický kurs, proto jej doplníme k písmenům  $K_m$ , takže  $K_m = 135^\circ$ .

Příklad 2:  $K_z = 330^\circ$ ;  $D = -7^\circ$ . Naším úkolem je zjistit  $K_m$ .

Řešení: Postup je stejný jako v prvním případě. Pouze úhel magnetické deklinace vynášíme doleva od zeměpisného severu, a to proto, že deklinace je  $-7^\circ$ , tedy západní. Úhel magnetického kursu, měřený od magnetického severu ve směru pohybu hodinových ručiček ke směru podélné osy letounu, je  $337^\circ$  (obr. 9/30).



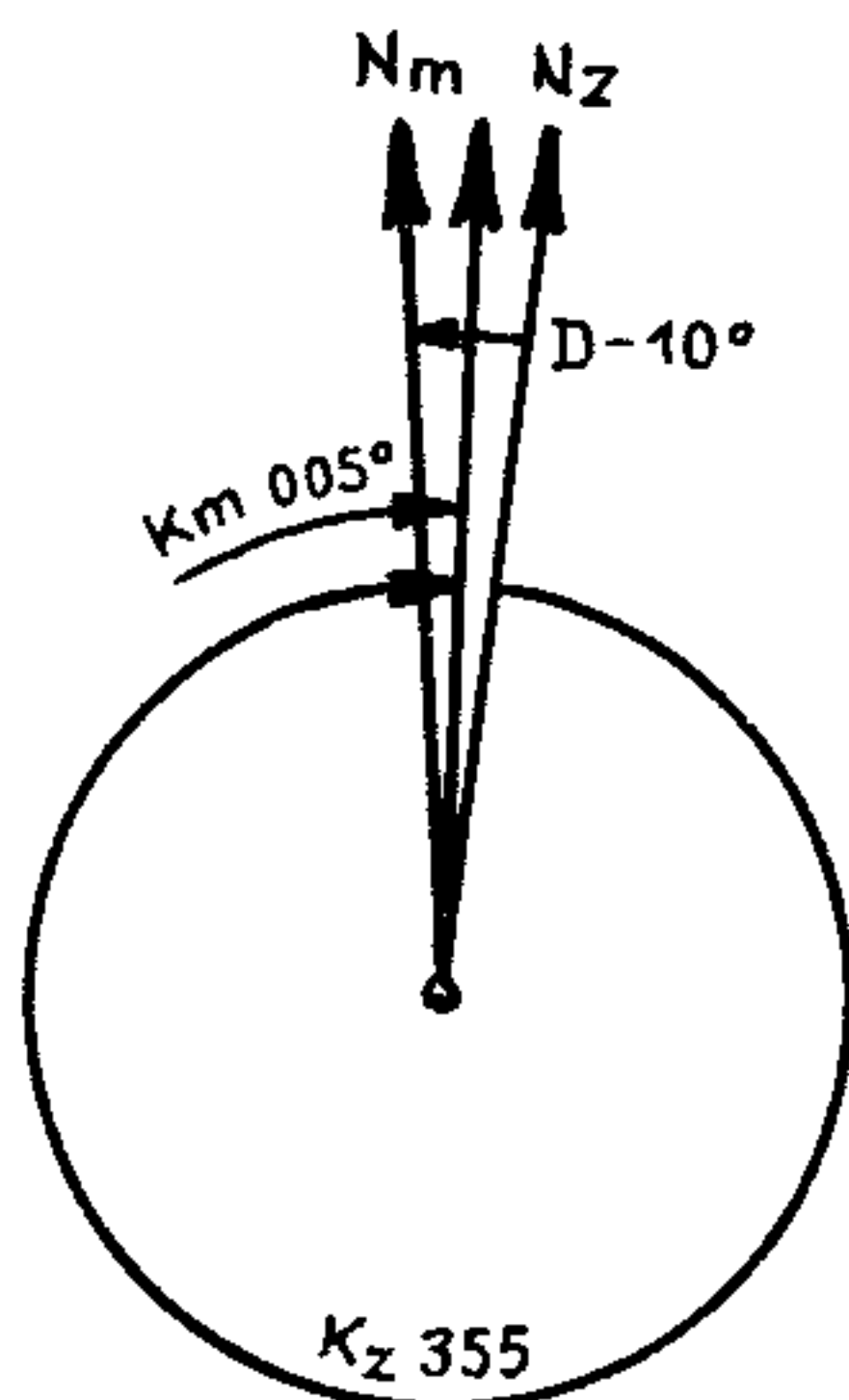
Obr. 9/30. Druhý příklad zjištění  $K_m$  grafickou metodou

Příklad 3:  $K_z = 355^\circ$ ;  $D = -10^\circ$ .

Řešení: I zde postupujeme stejně jako v předcházejících případech. Poněkud neobvyklé je to, že podélná osa letounu směřuje mezi sever zeměpisný a sever magnetický. Grafický postup je však stejný i v tomto případě. Při měření výsledného magnetického kursu ve směru hodinových ručiček nepočítáme však, jak je z obrázku vidět, celých  $360^\circ + 5^\circ$ , nýbrž pouze skutečný úhel mezi směrem magnetického severu a směrem podélné osy letounu, tedy  $K_m = 005^\circ$  (obr. 9/31).

### Převody matematickým způsobem

Jak jsme již uvedli, převádíme v praxi  $K_z$  na  $K_m$  téměř výlučně matematicky. Abychom snáze pochopili podstatu matematického převodu, vraťme se ještě k předcházejícím grafickým příkladům. Je z nich zřejmé, že je-li mag-



Obr. 9/31. Třetí příklad zjištění  $K_m$  grafickou metodou

netická deklinace kladná, je  $K_m$  o tuto deklinaci menší než  $K_z$ . Je-li magnetická deklinace záporná, je  $K_m$  o tuto deklinaci větší než  $K_z$ . Chceme-li tedy převádět  $K_z$  na  $K_m$  matematicky, musíme vždy zápornou deklinaci přičíst a kladnou odečíst. Dosáhneme toho, když deklinaci od  $K_z$  algebraicky odečteme. Vzorec pro matematický převod  $K_z$  na  $K_m$  bude potom vypadat takto:

$$K_m = K_z - (\pm D).$$

### 9.5.2. DEVIACE KOMPASU

Až dosud jsme předpokládali, že strelka kompasu ukazuje přesně do směru magnetický sever-jih. U leteckých palubních kompasů je tomu však téměř vždy jinak. Kompas je totiž vždy ovlivňován magnetismem letadla, který uchyluje strelku od správného směru. Směr, kterým strelka skutečně ukazuje, nazýváme kompasovým severem a jihem.

Úhlový rozdíl mezi magnetickým a kompasovým severem nazýváme deviací kompasu a značíme ji  $\Delta_k$  nebo  $d$ . Je-li kompasový sever západně od severu magnetického,



je deviace západní čili záporná. Je-li východně od magnetického severu je východní, kladná.

Úhel mezi kompasovým severem a podélnou osou letounu je kompasový kurs a značíme jej  $K_k$ . Měříme jej od kompasového severu ve směru pohybu hodinových ručiček.

Hodnoty deviace kompasu bývají tak veliké, že s nimi musíme nutně počítat. Oprava kursu o deviaci je dokonce daleko důležitější než oprava o deklinaci, a to proto, že hodnoty deklinace jsou v současné době na území našeho státu zanedbatelné.

Další nepříjemnou vlastností deviace je, že je u každého letadla jiná a dále to, že se u téhož letadla mění se směrem letu. K tomu, abychom znali hodnoty deviace letadla ve všech základních směrech, slouží deviační tabulky, na kterých jsou hodnoty deviace pro daný kompas zaznamenány (obr. 9/32).

DEVIAČNÍ TABULKA	
TYP LETOUNU: C105	
IMAT. ZNAČ. : 1FH	
TYP KOMPASU: FK38	
VÝR. ČÍSLO : 365	
DATUM KOMP: 3.4.63	
PODPIS : Králj.	
$K_m$	$\Delta K$
000	-2
030	-3
060	-4
090	-2
120	0
150	+2
180	0
210	-2
240	-3
270	0
300	+2
330	0

Obr. 9/32. Vzor deviační tabulky

Abychom pochopili vznik deviační tabulky, řekněme stručně, co je příčinou deviace kompasu a jak se snažíme tyto vlivy zmenšovat.

Deviace kompasu v letadle je způsobována magnetickými poli součástí letadla zhotovených z feromagnetických materiálů.

kých materiálů a elektromagnetickými poli elektrospotřebičů v letadle. Přes snahu konstruktérů, omezit tyto vlivy již při konstrukci letadla, se s nimi setkáme prakticky u všech motorových letounů, ale i kluzáků. Jde o vlivy velmi složité. Střelka kompasu zachovává při otáčení letadla stále stejnou polohu. Zdroje magnetických polí se tedy kolem ní otáčejí a ovlivňují ji v každé vzájemné poloze jinak. Navíc však mají feromagnetické látky charakter trvalých, ale také dočasných magnetů, takže u některých se s otáčením mění i jejich polarita, u jiných zůstává.

Pro analýzu uvedených jevů a jejich omezování je vypracován určitý pracovní systém, který nazýváme kompenzováním kompasu. Kompenzování kompasů sportovních letadel zpravidla zjednodušujeme na zjištění a omezení (vzájemné zmenšení) chyb v základních protisměrech, to je ve směru sever-jih a východ-západ. Omezování chyb provádíme zpravidla natáčením pomocných magnetů umístěných v tělese kompasu. Jen ve výjimečných případech se nám podaří vyloučit deviace beze zbytku. Zpravidla i po vykompenzování zůstává, alespoň v některých směrech, určitá zbytková deviace. Proto závěrečnou činností při kompenzování je zjištění zbytkové deviace ve směrech po  $30^\circ$  (někdy pouze po  $45^\circ$ ) a její zaznamenání do deviační tabulky (obr. 9/32).

#### 9.5.2.1. PŘEVODY MAGNETICKÝCH SMĚRŮ NA KOMPASOVÉ A ZJIŠŤOVÁNÍ DEVIACE Z DEVIAČNÍ TABULKY

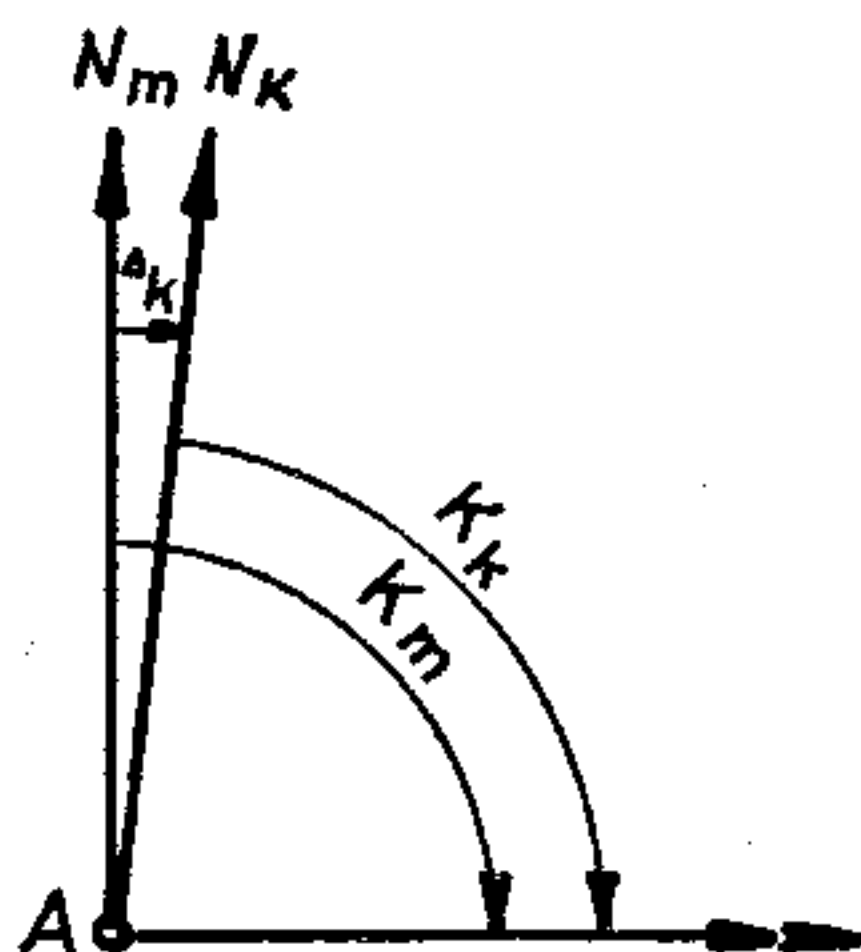
Již v úvodu jsme řekli, že hodnoty deviace bývají tak velké, že je nelze zanedbávat. Skutečné hodnoty deviace nalezneme v deviační tabulce. Jde o záležitost jednoduchou a je zřejmá z uvedené tabulky (obr. 9/32). Uveďme si příklad. Při letu kursem  $060^\circ$  uvedeným ve sloupci  $K_m$  má podle tabulky kompas deviace  $-4^\circ$ . To znamená, že kompasový sever je od magnetického severu o  $4^\circ$  na západ. Abychom letěli skutečně kursem  $K_m 060^\circ$ , musíme jej opravit o zjištěnou deviace. Kompas bude po opravě ukazovat  $064^\circ$ , přičemž poletíme  $K_m 060^\circ$ .

Převody magnetických směrů na kompasové provádíme zpravidla matematicky. Pouze pro názornost si uvedeme jeden příklad grafického řešení. V podstatě se jedná o analogii s předcházející kapitolou, dosadíme-li místo  $N_z$  a  $K_z$   $N_m$  a  $K_m$  a místo  $N_k$  a  $K_k$ .

### *Převod grafickým způsobem*

Příklad:  $K_m = 090^\circ$ ;  $\Delta_k = 7^\circ$ ;  $K_k = ?$ .

Řešení: Z bodu A (obr. 9/33) vyneseme svisle vzhůru magnetický sever, který označíme šipkou a zkratkou  $N_m$ . Od  $N_m$  naměříme úhloměrem  $K_m$   $090^\circ$  a vyznačíme její přímkou vynesenu rovněž z bodu A a obloukem, který označíme jako  $K_m$ . Protože  $\Delta_k = 7^\circ$ , bude  $N_k$   $7^\circ$  od  $N_m$  na východ. Naměříme tedy od  $N_m$   $7^\circ$  doprava a vyneseme do tohoto směru přímkou, kterou označíme šipkou a zkratkou  $N_k$ .



Obr. 9/33. Převod  $K_z$  na  $K_k$  grafickou metodou

Úhel mezi  $N_m$  a kursovou přímkou je  $K_m$  a měří  $090^\circ$ .

Úhel mezi  $N_m$  a  $N_k$  je  $\Delta_k$  a měří  $+7^\circ$ .

Úhel mezi  $N_k$  a kursovou přímkou je  $K_k$  a měří  $083^\circ$ .

### *Převod matematickým způsobem*

Z předcházející kapitoly je zřejmé, že i při převodu magnetických směrů na kompasové matematickou cestou se jedná o analogii s převáděním zeměpisných směrů na magnetické. Nebudeme se proto již zabývat dalším zdůvodňováním a uvedeme výsledný vzorec:

$$K_k = K_m - (\pm \Delta_k).$$

## 9.5.3. PŘEVÁDĚNÍ KURSŮ V PRAXI

Již jsme se zmínili, že v současné době je deklinace na území našeho státu, z hlediska potřeb sportovních letců, zanedbatelná. Můžeme tedy pro praktickou potřebu považovat zeměpisné směry za magnetické a celkovou opravu zúžit pouze na opravu deviace. Pouze pro úplnost si však



uvedeme komplexní matematické řešení, ke kterému používáme vzorec:

$$K_k = K_z - (\pm D) - (\pm \Delta_k).$$

Příklad:  $K_z = 280^\circ$ ;  $D = -4^\circ$ ;  $\Delta_k = 7^\circ$ ;  $K_k = ?$ .

Dosazením v příkladu uvedených hodnot získáme řešení:  $K_k = 280^\circ - (-4^\circ) - (+7^\circ) = 280 + 4 - 7 = 277$ ;  
 $K_k = 277^\circ$ .

## 9.6. PRAKTICKÁ NAVIGACE

### 9.6.1. VŠEOBECNÁ PŘÍPRAVA MAP

Protože běžně používané mapy Gauss-Krügerovy projekce v měřítku 1:500 000 jsou složeny ze dvou dílů a obsahují v podstatě všechny údaje potřebné pro srovnávací orientaci, bude jejich úprava minimální. V první řadě posoudíme, je-li pro naši potřebu vhodné oba listy slepovat. Zpravidla bývá výhodnější ponechat oba listy zvlášť. Rozhodneme-li se však pro slepení, musíme si uvědomit, že se oba listy vzájemně překrývají a na jednom z nich je nutné odstříhnout část přebytečného tisku. Zdůrazňovat nutnost pečlivého sesazení obou listů je snad zbytečné.

Způsob, kterým budeme mapu skládat, pravděpodobně ovlivní poloha vlastního letiště a převládající směr tratí. Zpravidla však mapy překládáme nejprve na výšku, a to na dva nebo tři pruhy. Takto vzniklý pás složíme ještě příčně do „harmoniky“. Obdobným způsobem necháme mapu rozstříhat, chceme-li ji podlepit plátnem. Při podlepování, které nejlépe provede zkušený knihař, dbáme, aby nezbytné mezery mezi jednotlivými díly byly co nejmenší.

Uvedené mapy 1:500 000 mají pro potřeby běžné srovnávací orientace zcela vyhovující podrobnou topografickou situaci a až na výjimky bývá zbytečné tuto situaci doplňovat. Takovou výjimkou mohou být nově vzniklé vodní plochy, nově vybudované komunikace (např. dálnice a její přípojky) a některé výrazné ojedinělé orientační objekty, jako jsou významné a dobře viditelné hrady apod.

Zvýrazňovat na těchto mapách státní hranice není po-

třebné. Nemůžeme do nich rovněž zakreslovat tajné údaje. V každém případě si však do nich zakreslíme vlastní i rozšířené pohraniční pásmo, letové cesty včetně zápisu maximálních výšek, které můžeme při letu pod letovými cestami použít, okrsky státních letišť, polohy státních a svazarmovských letišť (pokud je jejich zveřejňování povoleno), pozemní radionavigační zařízení a další údaje nutné pro dodržování předpisů během letu a pro usnadnění srovnávací orientace. Zákresy musí však být provedeny tak, aby nekomplikovaly čtení mapy.

## 9.6.2. OHODNOCENÍ ORIENTAČNÍCH OBJEKTŮ

Jedním ze základních předpokladů úspěšné srovnávací orientace je, aby pilot uměl z mapy správně ohodnotit orientační důležitost jednotlivých orientačních objektů. Výraznost těchto bodů v mapě není totiž vždy v odpovídajícím poměru k výraznosti ve skutečnosti, a to může vést k mnoha potížím a omylům.

Při hodnocení vycházíme z několika hledisek, která mohou význam jednotlivých orientačních bodů od základu změnit, a proto je nesmíme nikdy přehlížet.

### *Vliv ročních období*

Orientační výraznost krajiny a jednotlivých orientačních objektů velmi závisí na kontrastu barev. Z navigačního hlediska je barevně nejkontrastnější léto. Poněkud méně výrazné jsou jaro a podzim. Nejméně barevných kontrastů má zima.

*Léto* je v průměru nejsvětlejším obdobím. Dostatek světla a světle laděná krajina (plochy zrajícího obilí) dávají vyniknout vodním tokům a plochám, komunikacím, lesům a městům i obcím.

*Jaro a podzim* mají méně kontrastů. Celkový tón jarní krajiny je zelený. To ubírá na výraznosti zejména lesům, ale potlačuje výraznost i ostatních objektů. Podzim zase ve své všeobecně hnědavější barvě snáze ukrývá komunikace a vodní toky, ale snižuje poutavost i ostatních objektů.

*Zima*, ať již zasněžená nebo bez sněhu, připomíná tak trochu černobílou fotografii. V nezasněženém, temně laděném terénu, se snadno ztrácejí nejen komunikace, ale

i vodní toky a osady. Podobná situace je v terénu zasněženém, kde za předpokladu, že nejsou zamrzlé, vynikají pouze vodní plochy a toky a v některých případech, jsou-li zbaveny sněhu, i větší komunikace. Zato se však výrazně snižuje význam lesních komplexů. Nejméně výrazná je zamrzlá a čerstvě zasněžená krajina.

#### *Vliv průhlednosti atmosféry (dohlednost)*

O orientaci při dobré dohlednosti, ke které se váží všechny běžné zásady, nebudeme hovořit. Zabývat se budeme především problémy zhoršené dohlednosti, zpravidla způsobené kouřmem nebo zákalem, ale také deštěm nebo sněžením.

*Kouřmo* výrazně zhoršuje viditelnost orientačních objektů a snižuje jejich barevný kontrast. I nejvýraznější orientační objekty se stávají bezcenné, jsou-li ukryty v kouřmu, za hranicí dohlednosti. Pilot má tedy k dispozici pouze objekty nacházející se v bezprostřední blízkosti trati, ale i jejich rozpoznávání je obtížnější.

Je tedy zřejmé, že obtížnost srovnávací orientace v kouřmu bude záviset jednak na stupni zhoršené dohlednosti, jednak na množství vhodných orientačních bodů ležících přímo na trati nebo v její bezprostřední blízkosti. Bude proto výhodné volit trať tak, aby vedla územím, kde je takových bodů dostatek, popřípadě sledovala výraznější orientační čáru.

Vliv kouřma můžeme ovšem také ovlivnit výškou letu. Při letu nad horní hranicí kouřma, zejména není-li tato hranice příliš vysoko, se totiž velmi rychle zlepšuje šikmá dohlednost. Je to výhodné, zejména jedná-li se o kouřmo, které je pozůstatkem ranních mlh. Nižší výšková hranice kouřma umožňuje, zejména při letech v horských terénech, pozorovat a určovat bez omezení objekty nacházející se nad touto hranicí, tedy především horské vrcholy.

Let nad horní hranicí kouřma není ovšem vždy možný, buď proto, že je tato hranice příliš vysoko, nebo nám plán letu nedovoluje nad tuto hranici vystoupat. U plachtařů také z toho důvodu, že takovou výšku nemohou prostě dosáhnout. V takovém případě je naopak výhodné letět v co nejmenší bezpečné výšce, která musí pochopitelně odpovídat také požadavkům předpisů. Na orientaci budeme mít sice relativně méně času, ale bezprostřední kon-



takt s terénem naopak umožňuje přesnější určení orientačních objektů a umožňuje i snazší udržování polohy letounu a směru letu, a tím poskytuje více času k vlastní orientaci.

Letíme-li v kouřmu proti slunci, může dopředná viditelnost klesnout téměř na nulu. To je způsobeno rozkladem slunečního světla v kouřmu. Letu za těchto podmínek se proto raději vyhneme. Není-li ovšem vyhnutí, dbáme na pečlivé dodržování kursu podle kompasu a orientujeme se podle objektů po stranách trati.

Pečlivé dodržování kursu je vůbec základem úspěšné navigace sportovního letce za snížené dohlednosti.

*Déšť* zhoršuje vodorovnou i šikmou dohlednost. Toto všeobecné zhoršení dohlednosti bývá rozhodující jen při velmi silných dešťových srážkách. Mnohem nepříjemnější je však zhoršená průhlednost krytu kabiny, na kterém se dešťové kapky rozlévají. Za této situace se proto zaměřujeme více na objekty po stranách trati, nejlépe na souběžnou orientační čáru nebo využíváme objektů ležících přímo na trati a jejich viditelnost si usnadňujeme občasným vybočením letounu. Po takovém vybočení, které střídáme na obě strany, musí vždy následovat okamžitý návrat do původního kursu.

*Sníh* je jedním z nejnepříjemnějších jevů zhoršujících dohlednost. V porovnání s deštěm snižuje sněžení dohlednost mnohem více proto, že sněhové vločky bývají větší, jejich pád pomalejší a samy o sobě jsou neprůhledné. Sníh ztěžuje především dopřednou dohlednost. Ne proto, že by se lepil na kabinu, ale proto, že při velké rychlosti letounu vytvářejí vločky před pilotem jen těžko průhlednou hustou síť bílých čar. Je-li na pozadí padajících vloček ještě zasněžená krajina, ztrácejí orientační objekty zcela svůj barevný kontrast a srovnávací orientace se stává velmi obtížnou.

Všeobecně lze říci, že při zhoršené dohlednosti nabývají na významu orientační čáry, zejména takové, které můžeme po určitou dobu sledovat, před orientačními body.

### *Výška letu a tvářnost terénu*

Dalším důležitým činitelem, který určuje použitelnost orientačních objektů pro srovnávací orientaci, je výška letu a s ní související tvářnost terénu.

V malých výškách jsou důležitými orientačními objekty i menší horská pásma, jednotlivé kopce a vyvýšeniny. Naproti tomu ztrácejí na svém významu plošné orientační body, především vodní toky, pokud neletíme v jejich bezprostřední blízkosti. Ty se totiž při letu v malé výšce ztrácejí, a to tím více, o co je terén členitější. Tak se mohou stát orientačně bezcennými i takové řeky, jako je Vltava, neboť zůstanou ukryty v údolích. Z téhož důvodu ztrácejí na významu i mnohé komunikace, ale i obce a města.

Čím větší je výška letu, tím klesá význam vyvýšenin, jednotlivých kopců a malých horských pásem a nabývají na důležitosti plošné orientační objekty. Se vzrůstající výškou pozbývá konfigurace terénu vliv na viditelnost orientačních objektů a téměř všechny objekty, ať již v údolích či na návrších jsou přibližně stejně viditelné, právě tak jako objekty v rovině.

### 9.6.3. VÝZNAM NĚKTERÝCH ZÁKLADNÍCH ORIENTAČNÍCH OBJEKTŮ

#### *Vodstvo*

Velmi důležitými orientačními objekty jsou vodní toky. Výhodou je, že je můžeme po dlouhou dobu sledovat a na druhé straně je nemůžeme dost dobře přehlédnout, letíme-li přes ně.

Větší vodní toky jsou zdaleka viditelné. Při letu proti slunci bývá jejich viditelnost často zvýrazněna leskem hladin. Zvláště výhodné jsou vodní toky v rovinách. V kopcovitém terénu se menší říčky snadno ztrácejí a na důležitosti nabývají údolích, kterými protékají. Význam malých řek a říček se často přeceňuje.

Výhodnými orientačními objekty jsou i rybníky, přehrady a jezera, není-li jich ovšem příliš mnoho, jako je tomu např. v jižních Čechách. Rybníky v zalesněné krajině snadno uniknou pozornosti. Počítat musíme i s jejich občasným vypouštěním.

#### *Horstva a kopce*

Horstva a ojedinelé kopce mají značný význam, zejména při letech v menších výškách, kdy je vidíme panoramaticky před sebou nebo vedle sebe. Orientační význam

horských masívů závisí ovšem na jejich rozloze, půdorysném i panoramatickém tvaru. Nejvýhodnější jsou úzká, dlouhá horská pásma zřetelně vystupující z okolního terénu nebo vytvářející výrazná údolí.

Plošně rozsáhlá, zalesněná pohoří, nevytvářející žádná výrazná údolí, budou naopak orientačně nevýhodná. Ještě obtížnější bude situace tam, kde jednotlivé masívy přecházejí plynule jeden ve druhý.

Pro lety v menších výškách jsou orientačně výhodné i jednotlivé kopce.

### *Lesy*

Lesy jsou pro srovnávací orientaci velmi důležité, a to zvláště velké, ucelené nepřerušované komplexy poměrně jednoduchých tvarů. Výhodné jsou však i menší lesní útvary přesných tvarů, pokud jsou na mapách zaznamenány.

Těžko využitelné jsou však komplexy vytvářené tvarově členitými většími a menšími lesními útvary.

Jako samostatné orientační objekty využíváme lesy především v rovinách.

Při kupovité oblačnosti může snadno dojít k záměně stínu mraku za lesní útvar.

### *Sídliště*

V praxi se většinou orientujeme podle velkých a středních sídlišť. Jistou nevýhodou těchto objektů je v některých oblastech ČSSR jejich poměrně malá hustota. Proto je jen zřídka přímo přelétáváme, ale mnohem častěji zůstávají stranou naší trati. Proto sama o sobě pro srovnávací orientaci zpravidla nestačí. Při ověřování jejich totožnosti vycházíme z jejich umístění v terénu, z řek, na nichž leží, komunikací, které městem procházejí nebo jej míjejí a popřípadě i z jejich půdorysného tvaru. Někdy, a to bývá velmi výhodné, jsou sídliště charakterizována ojedinělými výraznými orientačními prvky, jako jsou rybníky (Telč), soutoky řek (Mělník), osamělými kopci (Pardubice), hrady a zámky (Letovice), anténními stožáry (Litovel) apod.

### *Silnice*

Silnice mají pro srovnávací orientaci v porovnání s předcházejícími orientačními objekty mnohé nevhod-



dy. Především je to jejich malá viditelnost z dálky, zvláště v nevýhodných ročních obdobích. Z dálky jsou viditelné pouze silnice v rovině, a to jen ty, které jsou charakteristické dlouhými přímými úseky. V nerovném terénu se zřetelnost silnic rychle snižuje. V mnoha případech, procházejí-li lesy, je můžeme spatřit jen tehdy, jsme-li přímo nad nimi.

Další nevýhodou silnic je jejich poměrně značná hustota a skutečnost, že téměř všechny naše silnice mají dnes asfaltový povrch a někdy se těžko rozezná, jedná-li se o silnici hlavní či nikoliv. A zde je ještě jedno nebezpečí. I letecké mapy hodnotí silnice podle jejich provozní důležitosti a ne podle orientační výraznosti, a tak se může snadno stát, že v terénu je některá okresní silnice výraznější než silnice státní.

Nesmírný význam mají ovšem dálnice, jejich přípojové silnice a křižovatky. Právě zde je však třeba připomenout, že právě tyto části naší silniční sítě nejsou na starších mapách zpravidla zachyceny a rychlým změnám podléhá i ostatní silniční síť.

### *Železnice*

O železnicích platí v podstatě totéž co o silnicích. Určitý rozdíl je ovšem v tom, že jednokolejné železnice jsou vesměs ještě méně nápadné než okresní silnice a někdy je skutečně umění je v terénu nalézt a nepřehlédnout.

Naproti tomu dvoukolejné železnice s dlouhými rovnými úseky, budované často na vyvýšených dobře viditelných náspech, poutají naši pozornost více než většina silnic. Výhodou železnic jsou méně časté změny.

### *Jednotlivé orientační body*

Mezi jednotlivé orientační body počítáme hrady, zámky, kostely, osamocené průmyslové podniky, anténní stožáry apod. Tyto body jsou většinou platným pomocníkem pouze pro toho, kdo je již jednou viděl a zapamatoval si jejich charakteristiku. Z map jejich nápadnost či nenápadnost nevyčteme. Mohou nám ovšem pomoci zkušení instruktoři, upozorní-li na takový objekt na trati. V žádném případě se nelze řídit historickým či kulturním významem takového objektu. Např. Karlštejn nebo Pernštejn v terénu těžko hledáme, a to platí i o celé řadě dalších objektů.

## 9.6.4. NAVIGAČNÍ POSTUP PILOTA MOTOROVÝCH SPORTOVNÍCH LETOUNŮ

Praktická navigace sportovního pilota bude záviset na mnoha okolnostech, jako jsou zkušenosti, vybavení letounu, stanovený úkol apod. Vzhledem k významu této učebnice se budeme zabývat pouze těmi úkoly, které přicházejí v úvahu pro sportovní piloty v základním výcviku a v prvních fázích výcviku pokračovacího, budeme vycházet z tomu odpovídajících zkušeností a budeme předpokládat základní vybavení letounu.

Podstatou navigace méně zkušeného pilota bude použití takového navigačního postupu, který umožňuje téměř nepřetržitou, pokud možno zdvojenou, kontrolu polohy letounu za letu. Tomu odpovídá poměrně podrobná srovnávací orientace a kontrola pohybu letounu jednoduchým výpočtem. Tomuto postupu musíme přizpůsobit i přípravu letu.

### 9.6.4.1. PŘÍPRAVA A STUDIUM MAPY

#### *a) Určení a zakreslení trati*

Pro stanovený navigační úkol nemůžeme vždy zakreslit trať jako prostou spojnicí *VBT* a *KBT*, ale musíme vzít v úvahu průletové koridory řízených okrsků, zakázané prostory, pohraniční pásma apod. Teprve na základě tohoto studia můžeme definitivně stanovit, zda poletíme z *VBT* do *KBT* přímo nebo přes nějaký otočný bod, případně několik takových bodů.

Otočné body můžeme ovšem stanovit i z čistě navigačního hlediska. Vhodnou volbou otočných bodů lze např. upravit trať tak, aby vedla navigačně vhodnějším terénem.

Trať jako spojnicí *VBT* a *KBT*, případně otočných bodů, zakreslujeme do mapy měkkou tužkou tak, aby byla dostatečně nápadná a nemuseli jsme ji v mapě hledat. Měkkou tužkou používáme proto, abychom mohli zákres vymazat a nekomplikovali si při dalším letu situaci mnoha čarami, z nichž je někdy (po přeložení mapy, kdy na kontrolovaném úseku nevidíme ani *VBT* ani *KBT*) velmi obtížné určit, která vlastně platí.

#### *b) Příprava a studium mapy*

V další fázi přípravy prostudujeme trať z hlediska výškového členění terénu a stanovíme nejvýhodnější výšku

letu. Zde se však řídíme především danou výcvikovou osnovou.

Podle topografické situace na trati stanovíme, jaký způsob srovnávací orientace budeme na jednotlivých úsecích volit.

Tam, kde budeme na delším úseku trati vedení výraznější orientační čarou, spokojíme se s hrubější srovnávací orientací. Polohu letounu budeme kontrolovat podle větších orientačních objektů ležících buď přímo na orientační čáře nebo v její blízkosti. S hrubější srovnávací orientací budeme počítat i tam, kde budeme mít na trati větší množství výrazných orientačních bodů a bude-li takovýto úsek zakončen výraznou příčnou orientační čarou, na které se v případě potřeby můžeme bezpečně zorientovat.

Tam, kde máme málo výrazných orientačních bodů a nejsme vedeni žádnou orientační čarou, volíme orientaci podrobnější. Při výběru vhodných orientačních objektů vycházíme z již známých zásad. Důležité orientační body, pokud nejsou na mapě dostatečně zvýrazněny, můžeme podtrhnout krátkou barevnou čarou, popřípadě je okroužkujeme. Dbáme ovšem na to, aby takových zákresů nebylo v mapě příliš mnoho.

Na trati vybereme několik výraznějších orientačních bodů nebo čar, které budeme přelétávat, vzdálených od sebe 20 až 40 km, u nichž přetneme trať krátkými příčnými, tzv. časovými úsečkami. K těm potom v další části přípravy připíšeme předpokládaný čas příletu.

V blízkosti trati si můžeme vyznačit ještě záložní letiště, pokud ovšem neznáme jejich polohu z paměti, nebo pokud jsme je nezakreslili již při všeobecné přípravě mapy.

Pro případ zhoršeného počasí nebo ztráty orientace stanovíme předpokládaný postup. Zpravidla k tomu účelu vybereme výraznou orientační čaru ležící poblíž trati, která nás může dovést na cílové letiště, zpět na výchozí letiště nebo na letiště záložní.

#### *Příprava navigačního štítku (navigace výpočtem)*

Pro piloty sportovních motorových letounů je velmi důležitou pomůckou navigační štítek. Je ovšem nutné uvědomit si, že tento štítek je určen jak pro začínající piloty, tak i pro piloty pokročilé a nesplňuje proto vše, co



by bylo nutné pro piloty s menšími zkušenostmi. Proto na něm provedeme v průběhu přípravy některé úpravy.

*a) Přední strana navigačního štítku (obr. 9/34)*

Přední strana navigačního štítku obsahuje v horní části plán letu v té formě, v jaké jej předáváme dispečerské službě. Vyplňujeme jej podle předtisku.

Bližší vysvětlení nepotřebuje ani střední část přední strany, kam zaznamenáváme základní meteorologické údaje z předpovědi nebo hodinových zpráv. Z čistě navigačního hlediska je z těchto zpráv pro nás důležitý především vítr, ale i údaje o dohlednosti a výšce oblačnosti, které mohou ovlivnit volbu trati.

Pro vyplnění je zcela jasná i spodní část, kde je snad vhodné pouze zdůraznit, že do sloupce „spotřeba LPH“ zaznamenáváme vypočtenou spotřebu LPH v závislosti na plánované době letu. Kontrolu přípravy provádí vždy náčelník aeroklubu nebo jeho zástupce, případně ŘL nebo zodpovědný instruktor.

## NAVIGAČNÍ ŠTÍTEK

NAVIGAČNÍ ŠTÍTEK						POŘADOVÁ	PILOT
ČAS		H SOL H STD	TYP LETOUN	Vp	MÍSTO STARTU	MÍSTO PŘISTÁNÍ	OTOČNÉ BODY
STARTU	PŘISTÁNÍ						

**ZPRÁVY O POČASÍ – PŘEDPOVĚĎ – HODINOVKY – VOLMET**

Místo	Vítr QBB, QBA	h.	Vítr QBB, QBA	h.	Vítr QBB, QBA	h.

<b>Zásoba LPH:</b>	<b>Spotřeba LPH:</b>	<b>Přípravu kontroloval:</b>
--------------------	----------------------	------------------------------

*Obr. 9/34. Příklad navigačního štítku (přední strana)*

*b) Zadní strana navigačního štítku (obr. 9/35)*

Zadní strana navigačního štítku má vlastní navigační obsah. Do sloupce „datum“ zapíšeme datum dne, kdy má

být let vykonán. Sloupec „pořadová“ má tři okénka pro případ, že bychom v daný den letěli trať sestávající z více úseků s mezipřistáními a pro některý z těchto úseků dostali nové pořadové číslo letu.

Datum:		Pořadová:						
Místo startu - VBT - OBT	Místo OBT - KBT - přistání	H SOL H STD	NDB RADIO	T Ú Z	S	t	ČAS	
							plánovaný	skutečný
<b>NAVIGAČNÍ ŠTÍTEK</b>						Celková doba letu		
						LD - AČSSR 17 - 71		Mír I - 1600990

Obr. 9/35. Příklad navigačního štítku (zadní strana)

Navigační záznam:

— na první řádek navigačního záznamu (hlavní část zadní strany navigačního štítku) zapíšeme místo vzletu a plánovaný čas vzletu;

— v další části přípravy zapíšeme do dvou prvních sloupců jednotlivé úseky trati. U kratších tratí bez otočných bodů to bude jediný úsek od *VBT* (první sloupec) do *KBT* (druhý sloupec). U tratí s otočnými body to budou úseky mezi *VBT* a *OBT*, mezi jednotlivými *OBT* a úsek mezi *OBT* a *KBT*. U dlouhých tratí zaznamenáváme i úseky mezi jednotlivými důležitými orientačními body, zpravidla v souladu s časovými úsečkami, které jsme zakreslili do mapy, nebo alespoň nejdůležitějšími z nich;

— do třetího sloupce zapíšeme vedle jednotlivých úseků výšku, ve které poletíme, a to buď *SOL* nebo *STD*. Neplatný výraz v hlavičce sloupce škrtneme;

— čtvrtý sloupec vyplňujeme pouze v tom případě,

je-li letoun vybaven radiokompasem a lze-li některý z radiomajáků pro let po stanovené trati využít;

— sloupec  $TU_z$  vyplňujeme ve zlomku. V mapě změříme  $TU_z$  pro příslušný úsek trati a zapíšeme jej do čitatele. Na podkladě známých prvků ( $V_p$ ;  $TU_z$ ;  $\delta/U$ ) vypočítáme  $K_z$  (viz kapitolu 9.4.4.3.), který opravíme o deviaci a zapíšeme jako  $K_k$  do jmenovatele zlomku;

— v mapě změříme vzdálenost jednotlivých úseků a zapíšeme ji k těmto úsekům do šestého sloupce;

— do sedmého sloupce zaznamenáme čas letu pro ten který úsek, vypočítaný na základě vzdálenosti a traťové rychlosti ( $W$ ), kterou jsme vypočítali při výpočtu  $K_z$ ;

— na podkladě času plánovaného (vypočítaného) k prolétnutí jednotlivých úseků a na podkladě výchozího času (zpravidla čas vzletu nebo čas nasazení kursu nad  $VBT$ ) zapíšeme do sloupce „plánovaný čas“ v hodinách a minutách plánovaný čas příletu k jednotlivým koncovým bodům příslušných úseků až po  $KBT$  nebo přistání;

— poslední sloupec „skutečný čas“ zůstává zatím nevyplněn.

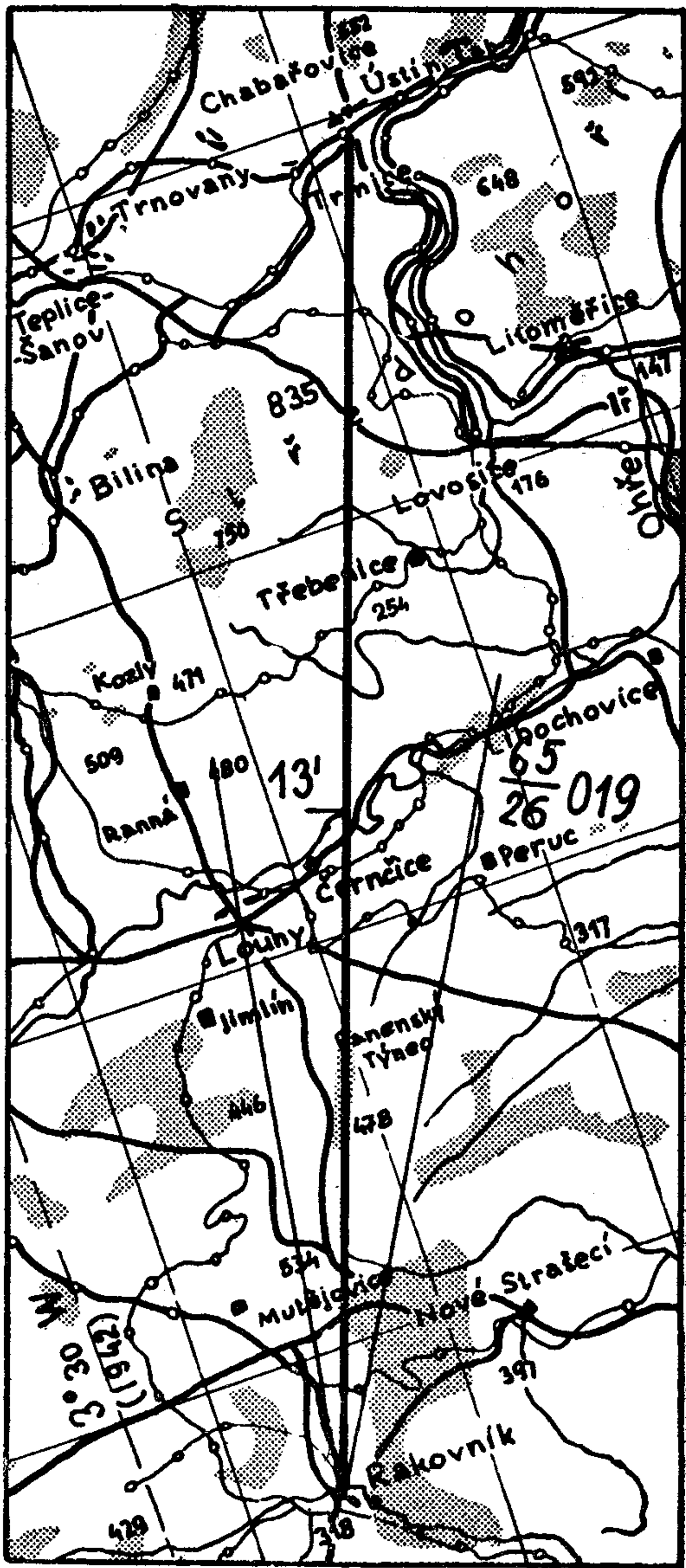
#### *Doplňky na mapě*

Již v části o přípravě mapy jsme řekli, že na trati stanovíme několik orientačních bodů nebo čar, k nimž kreslíme časové úsečky. Nyní když známe  $W$ , doplníme tyto úsečky o časové údaje. Ty můžeme psát tak, že časy pro průlet každého úseku postupně sčítáme nebo je píšeme jako čas pro každý úsek zvlášť. Druhý způsob je výhodnější v tom, že máme bez odečítání okamžitě představu, jak je časově vzdálen další orientační kontrolní bod, a to s dostatečnou přesností i při případném nesouhlasu traťové rychlosti, neboť na krátkém úseku se může vždy jednat jen o malou chybu. Při sčítání časů může být rozdíl značný.

#### *Příprava kontroly nasazení správného kursu*

Pro odlet na trať a klidný průběh navigačního letu je nutné správné nasazení kursu nad  $VBT$  nebo  $OBT$ . K tomu je důležité stanovit si ještě před odletem manévr k nasazení kursu tak, abychom  $VBT$  přelétávali již vypočítaným kursem a v požadované výšce. Stejně výhodné je, určíme-li ještě v okrsku letiště výraznější, pokud možno známý orientační bod, který máme přelétávat. U něho si při





Obr. 9/36. Příprava mapy k přeletu Rakovník—Ústí n. Lab.

letu ověříme, letíme-li při dodržování vypočítaného kursu skutečně po trati a provedeme případnou opravu.

Pokud si nejsme jisti správným odhadem případné opravy, můžeme si na mapu od *VBT* vynést na každou stranu trati tzv.  $10^\circ$  čáru. Tyto čáry (obr. 9/36) zakreslené od *VBT* nebo *OBT* do vzdálenosti asi 30 km umožňují přesnější odhad úhlu snosu a stanovení opravy kursu.

#### 9.6.4.2. POSTUP PŘI LETU

##### *a) Nasazení kursu*

Kurs nad *VBT* nasazujeme předem stanoveným manévrem, ve stanovené výšce. Při nasazení kursu se řídíme zásadně kompasem. Musíme si přitom uvědomit, že bude-li na nás působit boční vítr, nebude před letounu směřovat na vyhlédnutý kontrolní bod.

S případnou opravou kursu nespěcháme, ale počkáme několik minut, abychom mohli opravu stanovit co nejpresněji. Opravu provádíme tak, že odhadneme snesení ve stupních (zde nám pomohou  $10^\circ$  čáry), otočíme letoun o dvojnásobný počet stupňů směrem na trať, letíme novým kursem stejnou dobu jakou jsme letěli od *VBT*. Po této době otočíme letoun o polovinu původní opravy zpět a držíme nový kurs.

##### *b) Srovnávací orientace za letu*

Základním předpokladem pro snadnou srovnávací orientaci jsou i takové zdánlivé maličkosti, jako je čistý průhledný kryt kabiny, pohodlné posazení, dostupnost a přehlednost navigačních pomůcek, vyvážený letoun, ustálený motorový režim apod.

Pro vlastní srovnávací orientaci je naprosto nezbytné soustavné orientování mapy k zeměpisnému severu. To znamená, že trať zakreslená na mapě bude rovnoběžná s podélnou osou letounu a směrem letěné trati. Jen tak se budou orientační objekty v terénu jevit ve stejných směrech a polohách jako na mapě a jen tak budou odpovídat i příslušné vzdálenosti. Ve smyslu tohoto základního pravidla nám nesmějí vadit ani převrácená pojmenování sídlišť apod.

Máme-li mapu orientovat soustavně k severu, musíme si tuto potřebu usnadnit pečlivým dodržováním kursu, zatímco jeho časté změny orientaci mapy naopak značně komplikují.

Všechny orientační objekty se snažíme určit co nejdá-

le dopředu. V každém případě musíme být o totožnosti orientačního objektu přesvědčeni ještě dříve, než jej přeletíme nebo mineme. Orientace pohledem zpět je ne-  
správná.

Stanovení orientačních objektů usnadňují časové úsečky zakreslené v mapě na trati.

Při porovnávání mapy s terénem vyhledáváme nejprve příslušný orientační objekt na mapě a pak jej ve stejném směru a odhadnuté vzdálenosti hledáme v terénu.

Při určování totožnosti orientačního objektu v terénu vycházíme ze základních znaků, pokud o totožnosti není pochyb (např. je-li v daném prostoru jediné větší město, jediná přehrada apod.).

Je-li sebemenší nebezpečí záměny, musíme k určení totožnosti objektu využít všech na mapě dostupných informací. Mapa přitom musí zůstat orientována k severu. Každý případný nesouhlas musí být prověřen a osvětlen.

Rozhodující orientační body nesmíme opouštět, pokud jsme jejich totožnost stoprocentně neurčili a neověřili.

Pro snadnou srovnávací orientaci je nutné vytvořit si správnou představu o vzájemné velikosti vzdáleností na mapě a v terénu.

Při hrubé srovnávací orientaci ověřujeme pouze větší objekty ve vzdálenosti 10 až 30 km. Velmi důležité jsou přitom časové úsečky. Při podrobné srovnávací orientaci musíme v každém okamžiku vidět z letounu nejméně jeden ověřený orientační objekt. Nejlépe je, sledujeme-li orientační objekty plynule za sebou. Pro podrobnou srovnávací orientaci je výhodné, máme-li větší výšku.

### *c) Kontrola srovnávací orientace výpočtem*

Ke kontrole srovnávací orientace výpočtem používáme především výpočtů připravených již před letem a jen v ojedinělých případech použijeme navigační počítadlo za letu.

Mezi tyto kontrolní výpočty patří především záznamy u časových úseček v mapě, o kterých jsme již hovořili, a vyplňování posledního sloupce navigačního záznamu na navigačním štítku „skutečný čas“. Do tohoto sloupce zaznamenáváme čas skutečného příletu k uvedeným otočným nebo orientačním bodům. Je to velmi důležité. Záznamy jsou neomylnou pamětí pilota. A tato „paměť“ je v nepředvídaných situacích mnohdy rozhodující pro bezpečné ukončení letu nebo splnění úkolu. V praxi se velmi



často setkáváme s případy, kdy je nutné ověřit určitý navigační údaj vzhledem k údaji předešlému. Zpravidla jde o časové údaje. A tady paměť pilota často selhává. Potom dochází k dohadům, které mohou vést k velkým omylům.

## 9.6.5. ČINNOST PILOTA MOTOROVÝCH SPORTOVNÍCH LETOUNŮ PŘI ZTRÁTĚ ORIENTACE

### 9.6.5.1. NÁSLEDKY ZTRÁTY ORIENTACE

Ztráta orientace je:

1. příčinou nesplnění úkolu, což může mít, nejde-li pouze o cvičný let, vážné následky;
2. příčinou značných nepříjemností pro osádku i jiné složky, zabezpečující letecký provoz v ČSSR;
3. příčinou značných finančních nákladů, bylo-li k zabezpečení pilota nutné učinit nezbytná nákladná opatření;
4. narušením letového režimu s možností vážného ohrožení ostatního leteckého provozu i bezpečnosti státu;
5. příčinou zvýšeného nebezpečí pro osádku i jiné osoby a techniku, je-li let nutné ukončit přistáním v terénu.

### 9.6.5.2. ZAJIŠTĚNÍ PROTI ZTRÁTĚ ORIENTACE

Ztrátě orientace předcházíme:

1. důkladnými všeobecnými znalostmi navigace;
2. důkladnou znalostí zeměpisu ČSSR;
3. důkladnou navigační přípravou každého letu;
4. uváženým zhodnocením všech okolností před letem i za letu, zejména obtížnosti meteorologických podmínek;
5. důsledným dodržováním navigačních zásad při letu;
6. sebekritickým zhodnocením vlastních schopností;
7. klidným a uváženým postupem ve všech situacích, především včasným přerušením letu a přistáním na záložním letišti nebo včasným návratem na výchozí letiště.

### 9.6.5.3. ČINNOST PILOTA MOTOROVÝCH LETOUNŮ PŘI ZTRÁTĚ ORIENTACE

Dojde-li ke ztrátě orientace:

1. zachováme naprostý klid; i když se to zdá formální, je zachování klidu skutečně to nejdůležitější; stejně důležité je, abychom v další části letu pracovali pouze se

skutečnostmi a ne s dohady, ke kterým má pilot v takové situaci velmi blízko;

2. uvědomíme si, zda se jedná o skutečnou ztrátu orientace. Za ztrátu orientace nemůžeme totiž počítat situaci, kdy nad nepřehledným terénem neznáme svoji momentální polohu, ale znali jsme ji bezpečně ještě před několika minutami a nejbližší vhodný orientační objekt je ještě před námi;

3. nehrozí-li nebezpečí přeletu státní hranice nebo vletnutí do zakázaného prostoru, pokračujeme v letu stejným kursem a stejnou rychlostí;

4. podle záznamů v navigačním štítku zjistíme, kdy jsme byli nad posledním ověřeným navigačním objektem a jak dlouhá doba uplynula od tohoto okamžiku;

5. na základě letěného kursu, rychlosti a doby letu stanovíme, nejlépe s pomocí časových úseček na zakreslené trati, svoji vypočítanou polohu; v jejím prostoru se pak snažíme nalézt na mapě a v terénu souhlasné orientační objekty;

6. při porovnávání terénu a mapy postupujeme opačným způsobem než při normální srovnávací orientaci. Vyhledáme nejprve vhodný orientační objekt v terénu, a ten potom hledáme ve vytyčeném prostoru na mapě, neboť mapa je přehlednější a snáze na ní nalezneme i objekty, které jsou vzdálenější od vypočítané polohy; naproti tomu objekt vyhledaný na mapě nemusí být vůbec v našem dohledu. Zásadně vyhledáváme takové orientační objekty, které nemůžeme v daném prostoru zaměnit za jiné.

Neobnovíme-li orientaci podle uvedených zásad, postupujeme následovně:

1. zjistíme, zda je v době 15 minut letu od poslední známé polohy výrazná orientační čára křížující naši trať, kterou jsme zcela určitě ještě nepřelétli, a kterou nemůžeme přehlédnout nebo minout. Máme-li takovou čáru před sebou, pokračujeme v letu dosavadním kursem až k této čáře, na které poměrně snadno obnovíme orientaci. V žádném případě takovouto čáru neopouštíme před obnovením orientace;

2. hrozí-li sebemenší nebezpečí, že bychom mohli tuto čáru minout (např. na ohybu řeky), opravíme kurs tak, abychom takové minutí vyloučili;

3. není-li na trati před námi žádná příčná orientační



čára, nasadíme ve vypočítané poloze nový kurs směrem na markantní orientační čáru, která je buď souběžná s původním kursem, nebo s ním svírá malý úhel. Dbáme přitom, aby změna kursu nesměřovala ke státní hranici nebo do zakázaného prostoru. Nový kurs bude tedy směřovat vždy do vnitrozemí, a to co nejkolměji ke zvolené čáře. Doba letu k takové čáře nesmí být opět delší než 15 minut od poslední známé polohy.

Není-li v dosahu 15 minut letu od poslední známé polohy žádná vhodná orientační čára a nepodařilo-li se nám obnovit orientaci ani prvním způsobem, volíme tento postup:

1. je-li trať zpět k poslednímu známému orientačnímu bodu, který jsme bezpečně ověřili, orientačně výhodná a pamatujeme-li si ji dobře, vrátíme se k tomuto objektu;

2. nejsme-li si jisti ani návratem k poslednímu známému bodu a vyčerpali jsme i ostatní možnosti, vyhledáme podle zásad pro bezpečnostní přistání vhodnou nouzovou plochu a přistaneme.

**P o z o r !** Došlo-li ke ztrátě orientace v blízkosti státní hranice, musíme okamžitě po tomto zjištění změnit kurs do vnitrozemí. Změnu kursu volíme tak, aby pokud možno odpovídala dříve uvedeným zásadám!

Poznámka: Jestliže je letoun vybaven radionavigačními prostředky, můžeme je k obnově orientace využít. Právě tak si můžeme vyžádat pomoc orgánů řízení letů, máme-li s nimi rádiové spojení. I v takovém případě však platí pravidla o činnosti při zbloudění v blízkosti státní hranice a zakázaných prostorů.

## 9.7. PRAKTICKÁ NAVIGACE PLACHTAŘE

Praktická navigace plachtařů je od praktické navigace pilotů motorových letounů odlišná zejména v tom, že plachtař nemůže při svém letu prakticky dodržovat vypočítané navigační prvky. Plachtař musí proto v daleko větší míře spoléhat na srovnávací orientaci.

To ovšem neznamená, že by si neměl před letem stanovit alespoň nejzákladnější navigační prvky. I plachtař musí změřit  $TU_z$  a vzdálenost. Na základě meteorologické



předpovědi může dokonce vypočítat předpokládanou přeletovou rychlost a z teoreticky stanovené přeskokové rychlosti a celkové doby letu (doba kroužení + doba přímých přeskoků) může dokonce vypočítat i přibližný kurs. Tento výpočet mu může usnadnit v terénu, kde je podrobná srovnávací orientace obtížná, důslednější dodržování trati. To je důležité zejména při silném stranovém větru.

### *Příprava a studium mapy*

O co méně může pilot-plachtař spoléhat na navigační výpočty, o to větší pozornost musí věnovat přípravě a studiu mapy.

Příprava mapy se nijak podstatněji neliší od přípravy pilotů motorových letounů, pokud není ovšem spojována s přípravou taktickou. Daleko hlubší musí být ovšem její studium. Plachtař musí znát trať do mnohem větší šířky. Musí si vytvořit ucelenou navigační představu o prostoru, kterým bude prolétávat, určit hlavní orientační objekty, vytvořit si představu o tom, jak tyto objekty vypadají ve skutečnosti. K vytváření těchto představ nevyužívá pouhé studium mapy, ale také zkušenosti starších pilotů, zejména instruktorů. Při vytváření těchto představ musí počítat i s tím, že jednotlivé objekty nemusí mít při svém letu na předpokládané straně trati, ale právě naopak, donutí-li ho meteorologická situace k větším odchylkám.

### *Navigační záznam*

V aeroklubech Svazarmu není zaveden jednotný navigační záznam pro plachtaře. Důvodem je především skutečnost, že většina plachtařů, a to je zcela pochopitelné, spojuje navigační záznamy s taktickými záznamy a ty vyhovují každému plachtaři jinak, podle jeho znalostí, zkušeností, vybavení apod. Důležité však je, aby si plachtaři uvědomili, že zejména některé časy (vypnutí, průlety nad *OBT*, přílet na *KBT* apod.) jsou nezbytné nejen pro uznání výkonu, ale i z hlediska navigačního.

### *Srovnávací orientace a navigace výpočtem při letu*

Aby srovnávání mapy s terénem bylo účinné, je nutné orientovat mapu stále k severu. To je těžko proveditelné při kroužení. Proto bude plachtař porovnávat mapu s terénem zejména při přímých letech, přeskokcích. Mohlo by se zdát, že mapa bude orientována k severu vždy, bude-li

směr trati souhlasit s tratí skutečně letěnou. Plachtař však při svém letu velmi často mění kurs a na tuto okolnost nesmíme zapomínat. Na mapě zakreslená trať nebude proto vždy směřovat do směru letu (podélné osy kluzáku), ale je ji nutné orientovat ve vztahu ke skutečnému kursu.

K srovnávací orientaci lze ovšem využít i kroužení. Při kroužení se totiž pohybujeme dlouhou dobu nad jedním místem a máme proto čas prohlédnout si v tomto prostoru dokonale každý orientační bod. Určíme přitom jeho základní charakteristiky (počet silnic nebo železnic, vodní toky, charakteristiku křižovatek, jednotlivé výrazné orientační objekty apod.). S definitivním ověřením totožnosti objektu však vyčkáme až po srovnání kluzáku do přímého letu, kdy můžeme porovnat jeho polohu vůči ostatním objektům a jejich směrům.

Všechny orientační objekty se snažíme určit co nejdále dopředu. I když ji neprovádíme, snažíme se dodržet jednu ze zásad podrobné srovnávací orientace, to je mít v dohledu stále alespoň jeden ověřený nebo alespoň předpokládaný orientační objekt. Vzhledem k tomu, že výška letu je zpravidla mnohem větší než u motorových letounů a rychlost dopředného pohybu malá, jde o podmínku téměř vždy splnitelnou.

Důležité je čas od času zkontrolovat na základě času a ulétnuté vzdálenosti traťovou rychlost. Dostane-li se pak plachtař do situace, kdy se nemůže navigaci plně věnovat nebo do terénu navigačně obtížného, může později na základě zjištěné traťové rychlosti a na základě času, kdy se nacházel nad posledním ověřeným orientačním bodem, alespoň přibližně stanovit svoji předpokládanou polohu. Bez těchto údajů je ovšem takový výpočet nemožný.

Vedle již uvedených všeobecných zásad, platných jak pro piloty motorových letounů, tak i pro plachtaře, je nutné, aby i plachtař neustále kontroloval svůj let kompasem. To platí zejména při každém novém nasazení kursu po ukončeném kroužení. Jen tak se lze vyvarovat mnohdy velmi závažných chyb, ke kterým vedou záměny orientačních objektů v dohledu plachtaře.

### 9.7.1. ČINNOST PLACHTAŘE PŘI ZTRÁTĚ ORIENTACE

Činnost plachtaře při ztrátě orientace se řídí naprosto stejnými zásadami jako u pilota motorových letounů. Rozdíl je pouze v tom, že plachtař, vzhledem k malé trafové rychlosti kluzáku, může časy určené k nalétnutí orientačních objektů a časy stanovené pro rozhodnutí přistát v terénu prodloužit na 30 minut.

## 9.8. ZEMĚPIS ČSSR

Pro piloty létající nad územím ČSSR je důkladná znalost zeměpisu naší republiky velmi důležitá. Důkladná znalost zeměpisu značně usnadňuje srovnávací orientaci podle mapy a dovoluje pilotovi plnit úkoly, při nichž je použití jiných navigačních prostředků obtížné. Znalost zeměpisu má téměř rozhodující význam při dočasné ztrátě orientace a při letech za ztížených meteorologických podmínek v malých výškách, kdy je na srovnávací orientaci málo času a dodržování letových kursů velmi obtížné nebo z jistých důvodů zcela nemožné.

Požadavky na znalost zeměpisu pro potřeby letecké navigace se ovšem liší od požadavků, které na své žáky kladou všeobecně vzdělávací školy. Pilot musí znát především:

- důležitost orientačních bodů a čar pro srovnávací orientaci při letu v různých výškách;
- důležitost orientačních bodů a čar pro srovnávací orientaci při letu za různých meteorologických podmínek a v různých ročních obdobích;
- důležitost orientačních bodů a čar vzhledem ke směru letu;
- charakteristiku a typické rozpoznávací znaky orientačních čar a bodů za různých okolností;
- vzájemnou polohu těchto orientačních čar a bodů a vzdálenosti mezi nimi, tedy relativně podrobný místopis.

Je pochopitelně velmi obtížné znát z paměti požadované údaje u všech orientačně důležitých objektů v ČSSR. Kromě toho není podstatné, známe-li všechny orientační



čáry a objekty, ale musíme jich znát tolik, abychom se mohli v případě potřeby bez použití mapy, byť jen zhruba, orientovat v kterémkoliv prostoru naší republiky. K tomu není nutné znát všechny podrobnosti studovaných objektů. Je však nutné znát hlavní směry toků, základní výšky a polohy horských pásem, důležité dopravní tepny procházející městy, vzájemné charakteristické polohy a vzdálenosti jednotlivých orientačních bodů a čar apod.

Obr. 9/37 až 9/40 (jsou zařazeny v příloze) ukazují velmi zjednodušené mapy ČSSR, které mají pilotům usnadnit výběr orientačních objektů a usnadnit jim jejich studium.

Při studiu zeměpisu ČSSR budeme maximální měrou využívat kreslení. Naučíme-li se z paměti nakreslit hranice republiky, bude to výhodné, ale není to podmínka. Stačí, umíme-li si zjednodušené hranice republiky představit a má-li tato představa správné proporce. Neumíme-li však přesto hranice nakreslit, použijeme pro studium raději čistopis s hranicemi předkreslenými nebo je obkreslíme. Nesprávně zakreslené hranice by totiž byly příčinou dalších chyb, kterých bychom se dopouštěli.

Studium začínáme u rozsáhlejších, tvarově a směrově charakteristických terénních útvarů, nejčastěji horských masívů nebo řek. Teprve potom, v závislosti na těchto základních útvarech, zakreslujeme do mapy města a na posled komunikační síť, která je zpravidla k těmto bodům vázána.

Nemáme-li jistotu v základních znalostech místopisu ČSSR, zopakujeme si jej před vlastním studiem vyhledáváním jednotlivých objektů na normální a pak na slepé mapě. Slepé mapy později používáme také k rozšíření studia na větší počet objektů.

---

## 10. RADIONAVIGACE SPORTOVNÍHO PILOTA

### 10.1. VÝZNAM RADIONAVIGACE PRO SPORTOVNÍHO PILOTA

Leteckou radionavigací rozumíme způsob vedení letadel po plánovaných tratích a určování jejich poloh za letu pomocí radionavigačních zařízení a přístrojů, instalovaných na palubě letadel a na zemi.

Radionavigace je jednou z metod letecké navigace, která umožňuje přesnější vedení letadel po trati, snižuje možnost ztráty orientace a umožňuje dodržovat stanovené režimy letu s větší přesností, dokonalejší kontrolu polohy a dává pilotovi pocit větší jistoty.

Nové vědeckotechnické poznatky ovlivnily v posledních letech rozhodujícím způsobem i konstrukci radionavigačních systémů, které díky tomu dosahují nebývalé dokonalosti.

Protože však piloti sportovních letadel pracují zatím s jednoduššími zařízeními, je další výklad omezen na použití těch zařízení, která se používají ve sportovních letounech v ČSSR v současné době.

### 10.2. ZAŘÍZENÍ NA PALUBĚ LETADEL

Pro sportovní leteckou navigaci zůstávají i nadále hlavními navigačními přístroji na palubě letadla: magnetický kompas, rychloměr, výškoměr, variometr, zatáčko-

měr, umělý horizont a hodinky. Jejich principy jsou popsány v kapitole o leteckých palubních přístrojích.

### 10.2.1. ZAŘÍZENÍ PRO RADIONAVIGACI

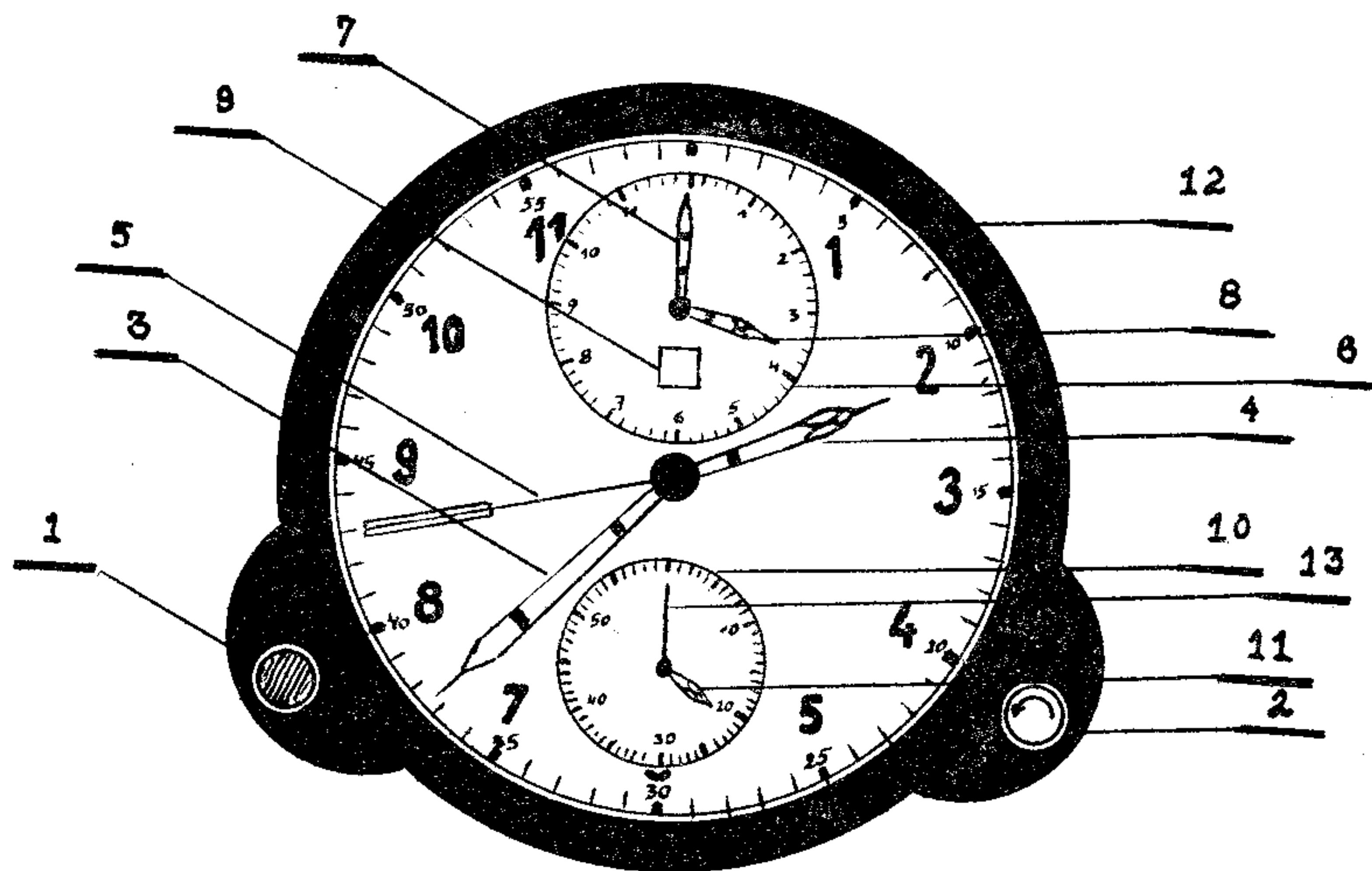
Pro vlastní radionavigaci využíváme dále ještě:

- směrového setrvačnicku (gyrokompasu — gyra);
- radiokompasu (RKL — ARK — ADF).

### 10.2.2. LETECKÉ PALUBNÍ HODINKY

Používání leteckých palubních hodinek je předpokladem ke správným výpočtům traťové rychlosti, určování polohy, stanovení času příletu, přeletu a doletu.

Praktické používání (obr. 10/1):



Obr. 10/1. Letecké palubní hodinky

Přesvědčíme se, zda je hodinové péro nataženo. Není-li tomu tak, otáčíme červeným ovládacím knoflíkem 1 proti směru chodu hodinových ručiček až na doraz. Povytažením knoflíku 1 seřídíme ručičky hodinek 3, 4. Zmáčknutím knoflíku 1 spouštíme, zastavujeme nebo vracíme do



nulové polohy ručičky 7, 8 a současně měníme barvu na ukazateli v okénku 9 — bílá barva: ručičky 7, 8 jsou v nulové poloze; šedá a bílá barva: chod ručiček byl zastaven — ručičky ukazují dobu letu; šedá barva: chod ručiček byl spuštěn. Bílým knoflíkem 2 při zmáčknutí ovládáme spuštění, zastavení nebo vrácení ručiček 11, 13 do nulové polohy. Pootočením knoflíku 2 doprava aretujeme chod hodinek, pootočením doleva chod hodinek spouštíme.

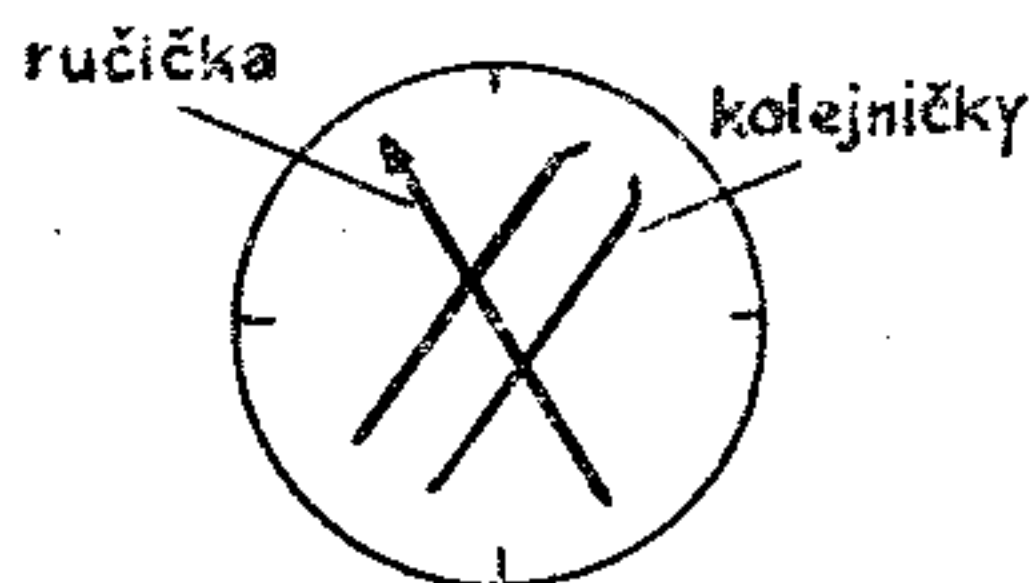
Na čáře skutečného vzletu těsně před vzletem spustíme chod ručiček 7, 8 zmáčknutím knoflíku 1. Ručičky ukazují na ukazateli 6 dobu letu v hodinách a minutách. V okénku 9 je šedivá barva. Po přistání opět zmáčkneme knoflík 1, objeví se šedobílý terč, ručičky 7, 8 se zastaví a ukazují celkovou dobu letu.

Potřebujeme-li znát dobu letu i v sekundách (např. mezi jednotlivými otočnými body, při standardních zatáčkách apod.), používáme ukazatele času 10. Chod ručiček 11, 13 ovládáme zmáčknutím knoflíku 2.

Seřízení hodinek podle radiosignálu provádíme tak, že ručičku 5 zaaretujeme knoflíkem 2 v poloze „0“. Povytažením červeného knoflíku 1 seřídíme ručičky 3, 4 na očekávaný signál radiočasu. Při posledním signálu pootočením knoflíku 2 vlevo uvedeme hodinky do chodu.

### 10.2.3. SMĚROVÝ SETRVAČNÍK (GYROKOMPAS — GYRO)

Směrový setrvačník (obr. 7/18 a používaný symbol, obr. 10/2) je doplňkem k magnetickému kompasu.



Obr. 10/2. Symbol pro směrový setrvačník

Předpokladem ke správnému chodu směrového setrvačníku je dodržování technických podmínek k jeho používání, které mimo jiné stanovují, že správný chod je zaručen až po dosažení předepsaných otáček setrvačníku.

I tak musíme gyrokompas seřizovat podle magnetického kompasu zhruba každých 20 minut letu, a to v přímém horizontálním letu. Čím častěji se letoun zatačí, čím více rušivých jevů působí na polohu setrvačníku, tím častěji musíme gyro seřizovat.

Důležité zásady pro používání gyrokompasu:

- elektrické jističe a spínače zapínáme po spuštění motorové jednotky;
- aretaci přístroje odjišťujeme tehdy, když má setrvačník předepsané otáčky;
- po přistání zajišťujeme aretaci ihned po dojetí na stanoviště letadel s úmyslem vypnout pohonné jednotky;
- spínače a jističe vypínáme až po zaaretování přístroje.

Směrové setrvačníky jsou konstruovány různě. Existují gyroindukční kompas, gyrokompas spojené s ukazatelem radiokompasu, s korekčními mechanismy, s nastavitelnou růžicí apod. Gyrokompas, používané v našich letadlech, mají dvě ručičky — slabou, kterou seřizujeme do kompasového směru, tj. ukazuje nám podélnou osu letadla a širokou (kolejničky), kterou nastavujeme ovládacím knoflíkem do směru, kam chceme letět.

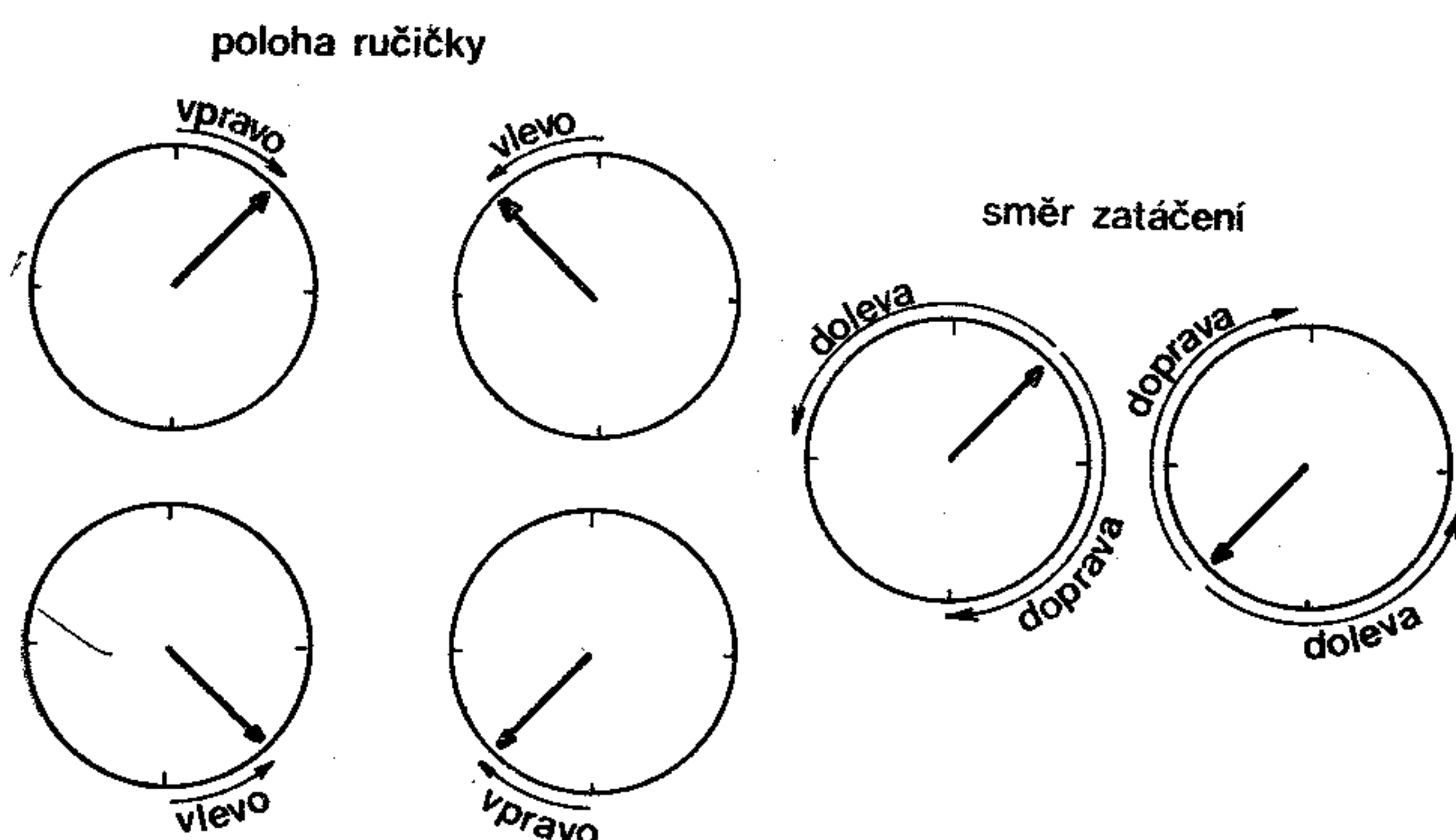
V dalším výkladu bude často používáno výrazů vpravo nebo vlevo. Aby nedocházelo k omylům, je nutno si říci určitou zásadu: stojíme uprostřed ukazatele a díváme se do směru letu, který nám u gyra ukazuje slabá ručička. Výraz vpravo pak znamená do směru chodu hodinových ručiček — číselné hodnoty kursu nám stoupají; vlevo znamená proti směru chodu hodinových ručiček — číselné hodnoty kursu nám klesají (obr. 10/3).

Jestliže jsme si zapamatovali zásadu, že stojíme ve středu ukazatele gyra a díváme se do směru slabé ručičky, tj. do směru letu a chceme letět směrem, který jsme si nastavili pomocí kolejniček, není obtížné pochopit zásadu, že u směrového setrvačníku opravujeme let zatačením směrem ke kolejničkám, a to po kratším oblouku.

Praktické používání gyra za letu:

Nastavíme si kolejničky do směru, kterým chceme letět. Nad výchozím bodem trati seřídíme letadlo do žádaného směru podle magnetického kompasu. Za ideálních podmínek bychom měli mít slabou ručičku uprostřed kolejniček. Jestliže tomu tak není, musíme gyro seřídít podle magnetického kompasu. Dále letíme se zaměřením pozornosti na ukazatel ručičky zatačkoměru nebo umě-

lého horizontu a pochopitelně i na skutečný horizont. Zjistíme-li po čase výchylku ručičky gyra, musíme si uvědomit smysl a velikost této výchylky. Let opravujeme zatáčkou o stálém náklonu směrem ke kolejničkám. Větší výchylky neopravujeme najednou, nýbrž postupně. Menší výchylky můžeme opravit pomocí odpočítávání sekund v průběhu zatáčení ( $3^\circ/s$ ). Opravu zatáčkou ukončíme ještě před sesouhlasením ručiček gyra. Čím větší bude náklon, čím větší úhlová rychlost zatáčky, tím dříve musíme ukončit opravu a srovnat letoun do horizontálního letu. Při přístrojové zatáčce je tento předstih téměř nulový.



Obr. 10/3. Smysl poloh a zatáčení ručiček

Let s využitím směrového setrvačníku umožňuje odhadnout snos daleko přesněji. Snos opravujeme vybočením proti větru, a to zhruba o dvojnásobek odhadnutého snosu tak, abychom se co nejdříve dostali na plánovanou trať. Zde opravu snížíme na polovinu. Hodnotu snosu vlivem větru, vyjádřenou v kilometrech úchylnosti od plánované trati, a velikost opravy odhadujeme v závislosti na době letu, dodržování režimu letu, chybách v technice pilotáže a na vzdálenosti od cíle. Sílu a směr větru odhadujeme pozorováním kouře, vlnění vzrostlého obilí, podle tvoření vlnek na větších vodních hladinách apod.

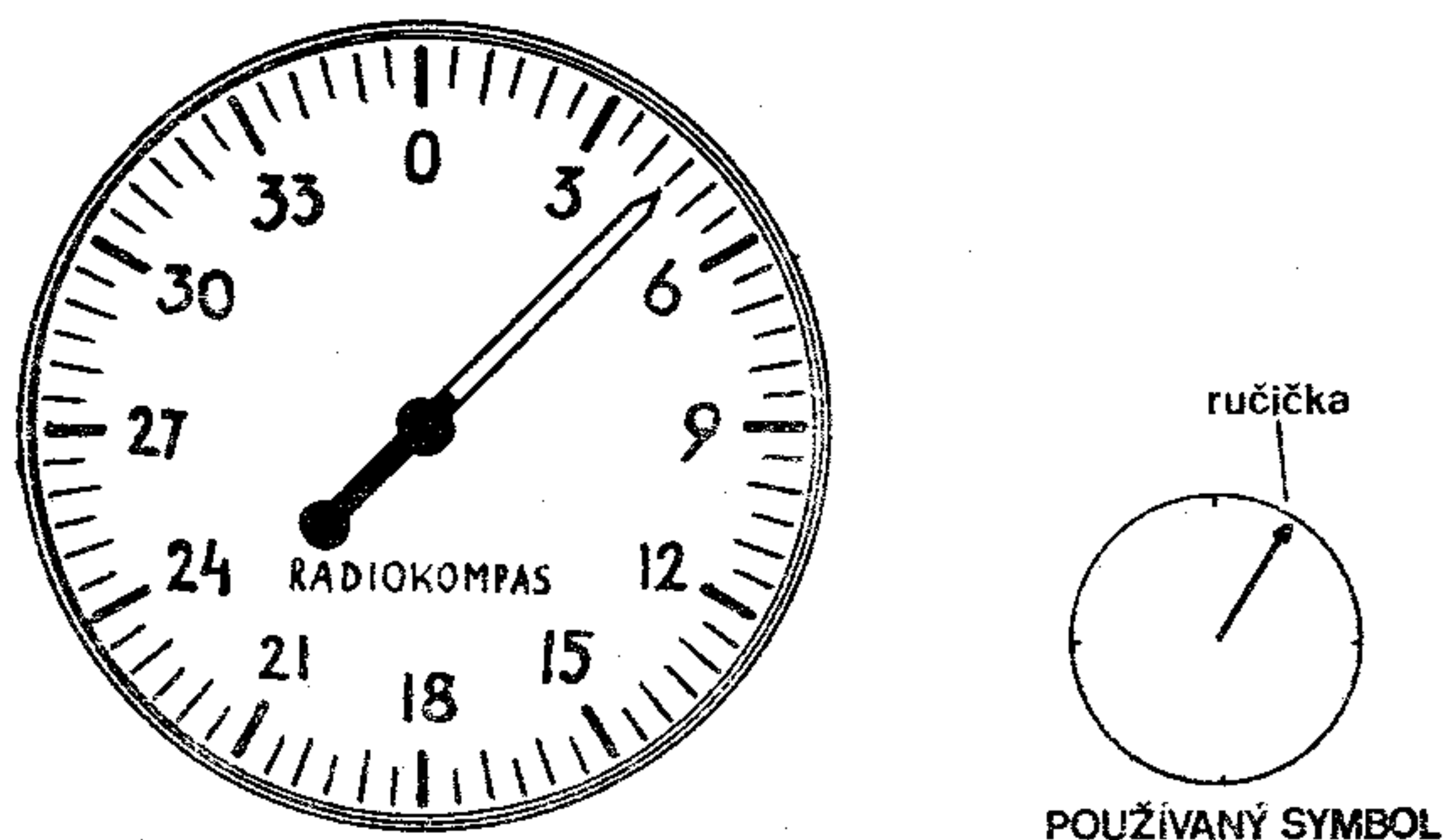
Používání samotného směrového setrvačníku je jistě výhodné a pomáhá k přesnějšímu vedení letadla po trati. Můžeme tohoto zařízení použít i při nácviku letu po okruhu tak, že si kolejničky nastavíme buď do směru VPD



nebo i na  $0^\circ$ . Výhody gyra zvláště vyniknou teprve ve spojení s používáním radiokompasu.

#### 10.2.4. RADIOKOMPAS LETECKÝ

Radiokompas letecký (RKL — automatický radiokompas /ARK/ — automatický zaměřovač /ADF — Automatic direction-finding equipment/ — obr. 10/4) je zařízení,



Obr. 10/4. Ukazatel RKL a používaný symbol

které automatickým nastavováním rámové antény do směru nejslabšího příjmu rádiových vln naladěné pozemní vysílací radiostanice vyhodnocuje na ukazateli úhel mezi podélnou osou letadla a směrem k radiostanici (kursový úhel radiostanice = KUR). Pracuje v rozsahu 200 až 1750 kHz a v tomto rozsahu můžeme naladit kteroukoliv stanici. Má přepínač na frekvenci modulovanou (TLF — většina civilních radiomajáků = NDB /Non-directional radio beacon — nesměrový rádiový maják/ a rozhlasové stanice) a nemodulovanou (TLG). Rychlé a správné ladění frekvence pozemního vysílače vyžaduje na našich RKL určitou zkušenost a praxi již z toho důvodu, že ne všechny vysílače mají stejný výkon. Intenzita přijímaného signálu je značně ovlivněna výškou letu. Čím menší výška, tím horší příjem, a tím více rušivých vlivů. Často si můžeme pomoci tím, že přepneme zařízení na „KOM-PAS“ a doladujeme frekvenci podle ručičky ukazatele RKL. Bude-li ukazovat  $0^\circ$ , a přitom ručička gyra ukazuje

správný kurs, můžeme předpokládat, že jsme naladili správně. Ručičku ukazatele RKL však musíme častěji kontrolovat a častěji se přesvědčovat o správnosti přepnutím na „PŘÍJEM“.

Radiokompas nepracuje bez chyb. Chyby jsou způsobeny vlastním radiokompasem, jeho umístěním v letadle apod. Nelze spoléhat na naprostou přesnost frekvenční stupnice. Rozhodující je přijímaný signál, jeho čitelnost a hlasitost. Další chyby vznikají za letu v blízkosti hor, nad pobřežím, za soumraku a svítání, v zatáčkách, za letu v malých výškách nebo v blízkosti jiného vysílače, radio-deviací apod. Chyb se dopouští i sám pilot tím, že chybně naladil (došlo k omylu při čtení vysílaných signálů morseových značek) nebo nepřepnul ovládací knoflík z „PŘÍJMU“ na „KOMPAS“.

Jako vysílačů můžeme využívat speciálních nesměrových stanic (NDB), jimiž jsou vyznačeny letové cesty, jejich křižovatky, vstupní body do okrsků letišť, kontrolní a hlásné body apod. Jsou to vysílače pracující o výkonu 10—1000 W a zpravidla jsou řízeny krystaly. Morseovy značky vysílají 1—8krát za minutu. S úspěchem můžeme využívat rozhlasových vysílačů. Předpokladem k využívání radiokompasu je pochopitelně znalost polohy a umístění pozemních vysílačů a jejich zakreslení v mapách.

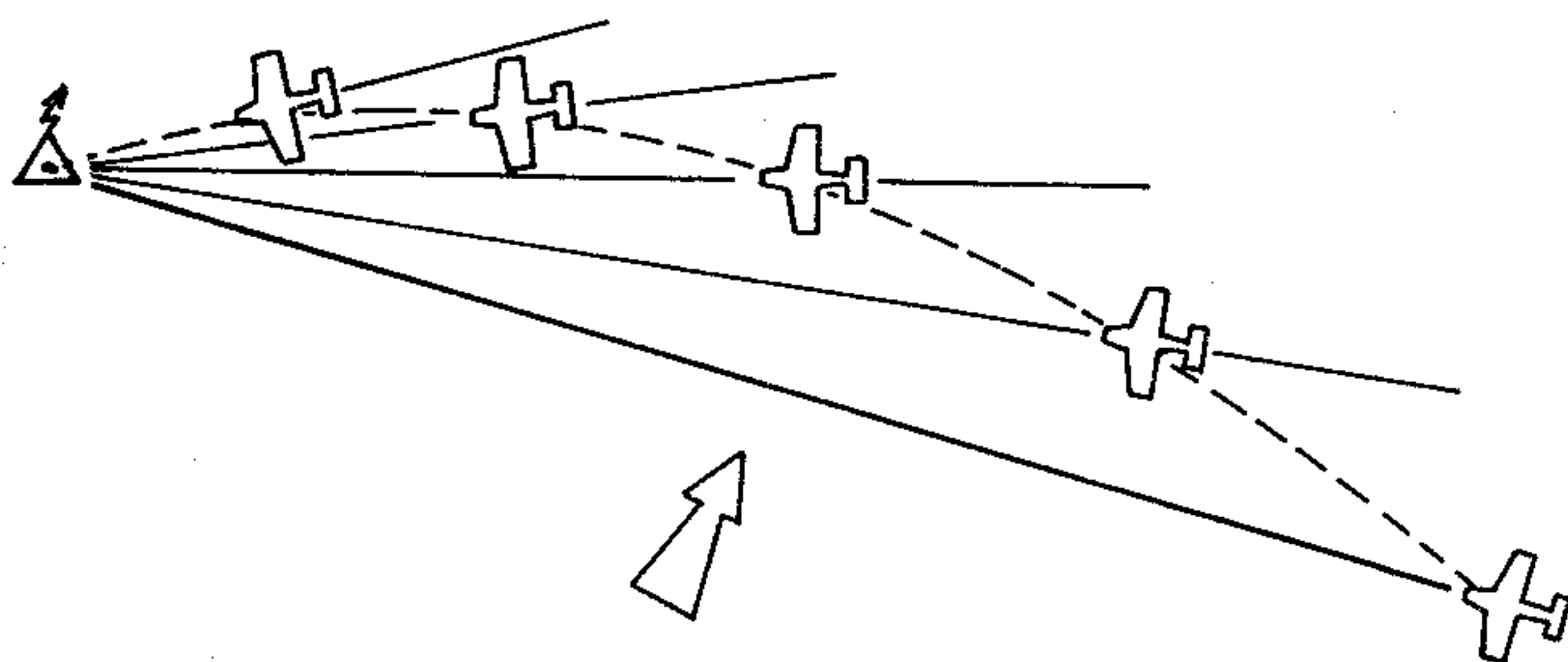
Ukazatel RKL má pohyblivou ručičku, která ukazuje směr k radiostanici, tj. směr, kam chceme letět, a nepohyblivou základní desku. Myšlená spojnice středu ukazatele s  $0^{\circ}/360^{\circ}$  představuje podélnou osu letadla, tj. směr, kam letíme (za bezvětří). Pro směr vpravo a vlevo platí obdobná zásada jako u směrového setrvačníku. Vpravo — znamená podélnou osu letadla, tj. spojnicí středu ukazatele s  $0^{\circ}/360^{\circ}$  přemísťovat ve směru chodu hodinových ručiček, směr vlevo — proti směru chodu hodinových ručiček. Zdůrazňujeme, že osu letadla u RKL nepředstavuje ručička, jako tomu je u gyra, ale spojnice středu ukazatele s  $0^{\circ}/360^{\circ}$ .

## 10.3. LETY S VYUŽITÍM RADIOKOMPASU

### 10.3.1. PASÍVNÍ LET K VYSÍLAČI

Tento úkol je velmi jednoduchý. Udržujeme neustále ručičku ukazatele RKL na  $0^\circ$  ( $KUR = 0^\circ$ ) a máme-li správně naladěnou frekvenci pozemního vysílače, doletíme zcela bezpečně a poměrně přesně k vysílači. Ručička ukazatele nám ukáže i okamžik přeletu vysílače.

Tato metoda ovšem nezaručí, že poletíme po plánované trati a že přeletíme vysílač v daném kursu. Během tohoto pasívního letu nevylučujeme snos větru, neprovádíme opravu svých vlastních chyb v technice pilotáže a ve vedení letadla po trati a letadlo řídíme výhradně podle ručičky ukazatele RKL. Její poloha nemusí být stálá, může různě kmitat, případně být ovlivňována jinými rušivými jevy. V průběhu celého letu se bude neustále měnit magnetický kurs, nepoletíme po přímce, ale po jakési křivce (obr. 10/5 — psí křivka). Letíme po radio-



Obr. 10/5. Pasívní let k vysílači

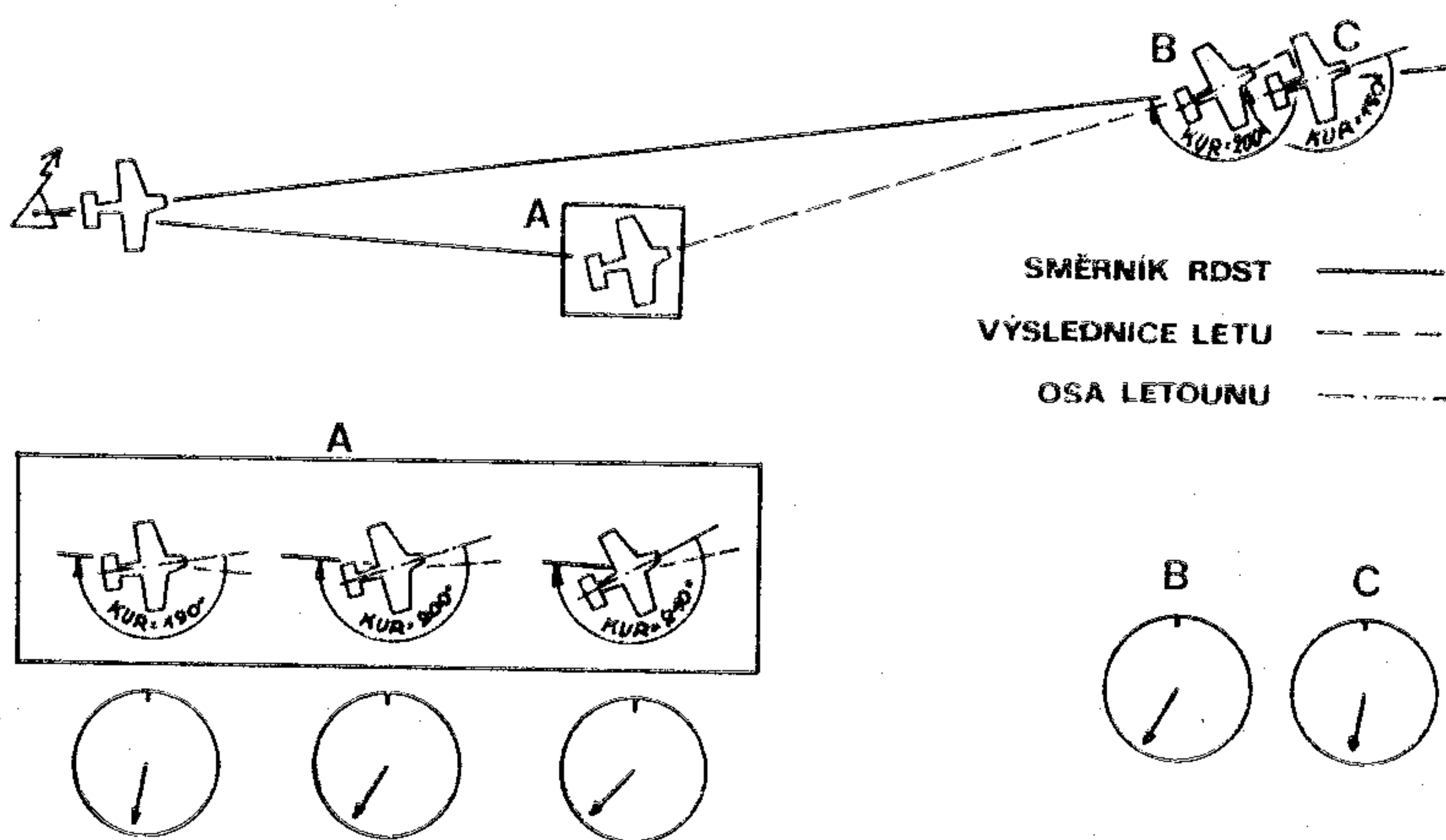
dromě, tj. čáře, jejíž libovolný bod má stejný kursový úhel rádiové stanice =  $KUR = 0^\circ$ . Letem po radiodromě se prodlužuje doba letu a letoun se odchyluje od plánované trati. Boční úchylka od trati může činit více než 10 % vzdálenosti k NDB, a to v závislosti na síle větru. Přesnost příletu nad NDB při letu po radiodromě je asi 1 km. Dalším nedostatkem je stále se měnící magnetický kurs.



Předností této metody je jednoduchost a vyhovující přesnost příletu k NDB. Jednoduchost spočívá v tom, že naše pozornost je soustředěna na jeden navigační přístroj, výchylky ručičky ukazatele RKL jsou malé, indikace, čtení a rozhodování o smyslu zatačky je zcela logické — ručička ukazatele RKL ukazuje doprava od  $0^\circ$  — let opravujeme zatačkou vpravo nebo ukazuje doleva — opravujeme levou zatačkou. Jestliže výchylka ručičky ukazatele RKL kmitá, bereme v úvahu její střední hodnotu.

### 10.3.2. LET SMĚREM OD VYSÍLAČE

Při letu směrem od vysílače nelze použít stejné metody jako při pasívním letu k vysílači. To znamená, že nemůžeme udržovat neustále ručičku ukazatele RKL na  $180^\circ$  a domnívat se, že letíme správně. Tato zásada by nás nikdy nepřivedla k cíli (obr. 10/6).



Obr. 10/6. Let směrem od vysílače

Příklad: Přeletěli jsme NDB v daném kursu a pokračujeme v letu se zadním zaměřením. Ručička ukazatele RKL je na  $180^\circ$ . Po určité době zjistíme její výchylku. Jestliže bychom letoun srovnali tak, aby ručička ukazovala opět  $180^\circ$ , budeme se od trati ještě více vzdalovat.

Přesto však můžeme RKL při odletu využít, použijeme-li tohoto pravidla: Při odletu sedíme ve středu ukazatele a do směru výchylky ručičky upažíme příslušnou ruku. Tato ruka ukazuje, kde máme plánovanou trať. Do tohoto směru opravíme let zatačkou tak, aby se odchylka ručičky od  $180^\circ$  zvětšila na dvou- až trojnásobek a udržujeme kurs podle gyra. Výchylka ručičky RKL se bude zmenšovat a jakmile dosáhne zhruba původní výchylky, měli bychom být na plánované trati. Zde opravíme let tak, aby výchylka ručičky ukazovala hodnotu odhadnutého snosu. Neměli bychom nikdy připustit, aby při odletu dosahovala výchylka ručičky RKL od  $180^\circ$  více než asi  $3-6^\circ$ . Tento způsob letu dovoluje s dostatečnou přesností uskutečnit odlet od NDB po plánované trati, zvláště použijeme-li ke kontrole ještě alespoň magnetického kompasu.

### 10.3.3. PŘELET VYSÍLAČE

Přelet vysílače nám ukáže ručička ukazatele RKL přepadnutím z polohy  $0^\circ$  do polohy  $180^\circ$ .

Při přeletu letadla přesně nad vysílačem je ručička RKL zprvu neklidná, přepadává na jednu stranu a při vlastním přeletu nad vysílačem přepadne na stranu druhou. Letíme-li stranou vysílače, přepadává ručička na tu stranu, kde je vysílač. Proletíme-li NDB ve větší vzdálenosti, nepřepadne ručička na  $180^\circ$ , nýbrž se zastaví v poloze kolem  $090^\circ$ , resp.  $270^\circ$ . Vzdálenost od NDB můžeme odhadnout podle rychlosti, s jakou ručička přepadává. Musíme ovšem vzít v úvahu i výšku letu, výkon vysílače, správné naladění i individuální vlastnosti toho kterého zařízení a letadla. Čím nižší výška přeletu a čím blíže prolétáváme od NDB, tím rychleji bude ručička přepadávat.

Přelet NDB zaznamenáváme do navigačního štítku vepsáním časového údaje a čas kontrolujeme stisknutím palubních hodinek.

## 10.4. LETY S VYUŽITÍM GYROKOMPASU A RADIOKOMPASU

Dosavadní způsoby letů s využitím jen jednoho přístroje nedávají dostatečnou možnost letět přesně po plánované trati. Zabývali jsme se jimi proto, abychom ukázali funkci jednotlivých přístrojů, upozornili na jejich chyby, nedostatky a řekli si základní pravidla techniky pilotáže při opravách letu.

### 10.4.1. AKTIVNÍ LET K VYSÍLAČI

Naletěli jsme nad VBT, máme vše seřízené, stiskneme tlačítko sekundové a minutové ručičky na palubních hodinách. Pokračujeme v letu. Směr kontrolujeme podle *gyra*. Po chvíli zjistíme, že se ručička RKL vychýlila, a to znamená, že je letadlo snášeno větrem (ovšem za předpokladu, že jsme se nedopustili chyby ve vedení letadla sami). Potřebujeme se vrátit na plánovanou trať a dále letět přesně po trati.

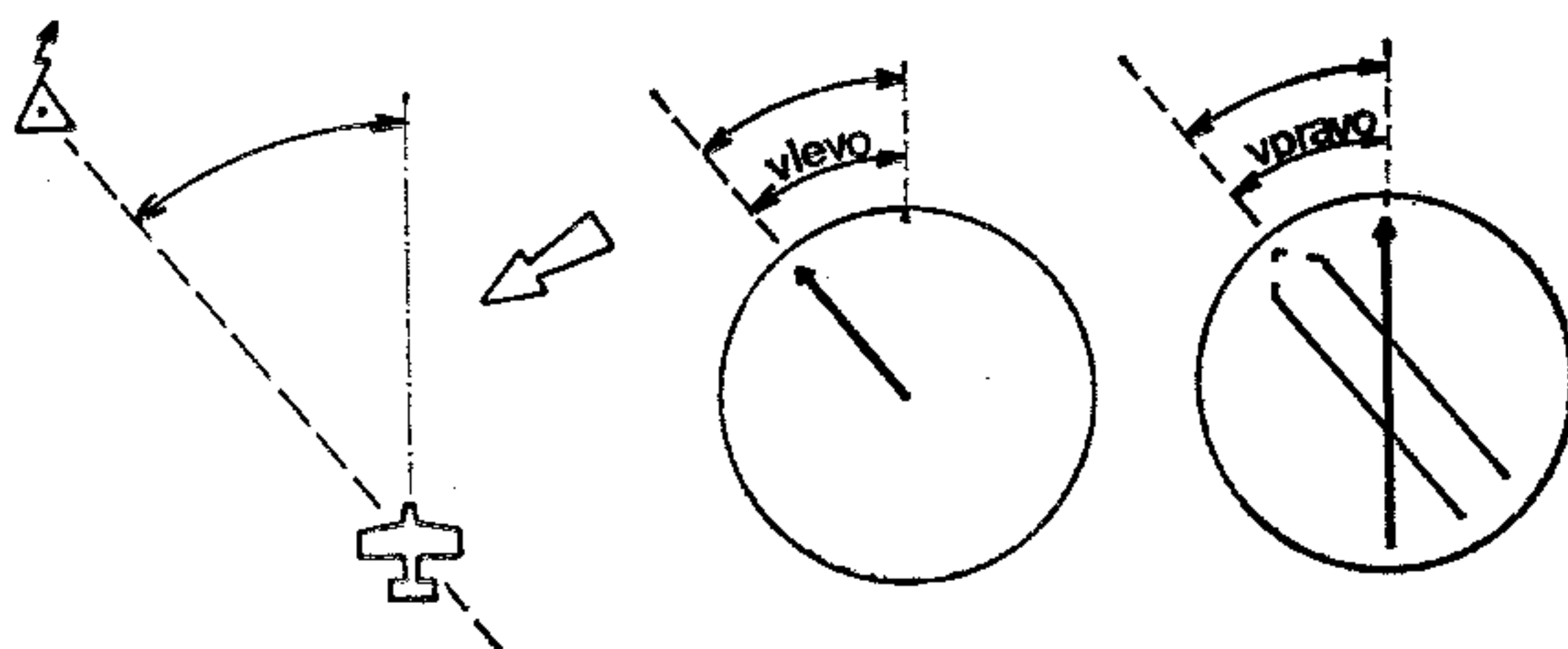
Návrat na plánovanou trať:

Za letu udržujeme směr podle *gyra* a zjistíme, že se změnil KUR např. o  $3-5^\circ$ . Let opravíme tak, aby  $KUR = 0^\circ$  a zjistíme odchylku na *gyru*. Tuto odchylku zvětšíme o dalších  $8-15^\circ$ , KUR se bude zvětšovat. Předtím, než se velikost výchylek ručiček sesouhlasí, srovnáme KUR na  $0^\circ$ , zjistíme opět odchylku na *gyru* a opravíme zhruba o polovinu první opravy, tj. o  $4-7^\circ$ . Po této druhé opravě bývá snos obvykle vyloučen. Tímto způsobem jsme se vrátili na trať a nyní chceme pokračovat přesně po trati, a to znamená vylučovat snos. Letadlo poletí po trati tehdy, jestliže vychýlíme podélnou osu letadla do směru proti větru o tolik stupňů, kolik stupňů nám činí snos. To znamená, že rozdíl mezi podélnou osou letadla a plánovanou trati (velikost výchylky mezi slabou ručičkou *gyra* a kolejničkami) bude stejný jako rozdíl mezi podélnou osou letadla a KURem (velikost výchylky mezi  $0^\circ$  a ručičkou ukazatele RKL = KUR). Této poloze obou ukazatelů říkáme nůžky (obr. 10/7).

Základní podmínkou k úspěšnému zvládnutí úkolů létání podle přístrojů po trati je prostorová orientace, tj.



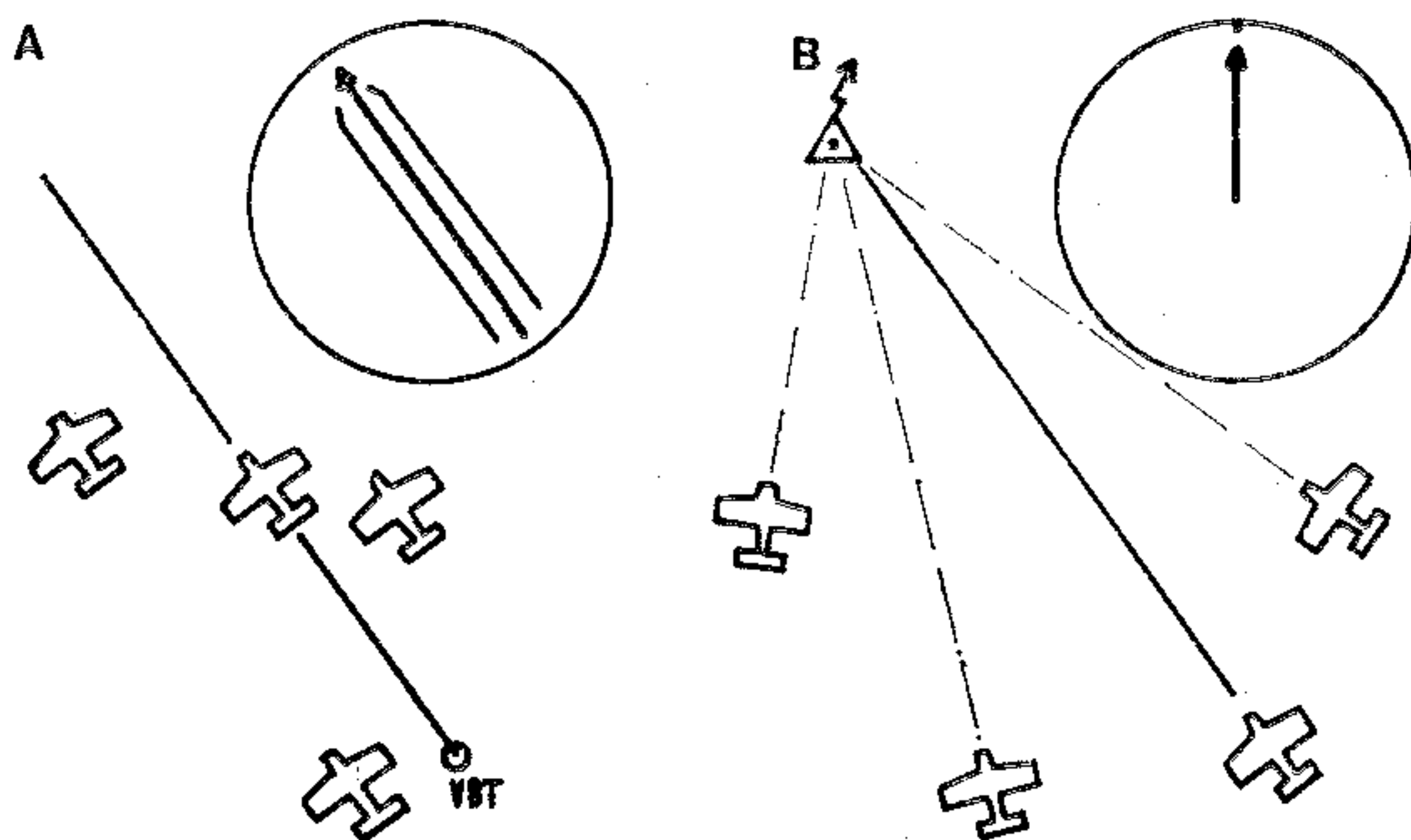
znalost polohy letadla s ohledem na indikaci přístrojů a polohy vzhledem k trati, letišti, NDB apod.



Obr. 10/7. Let podle „nůžek“

Příklady:

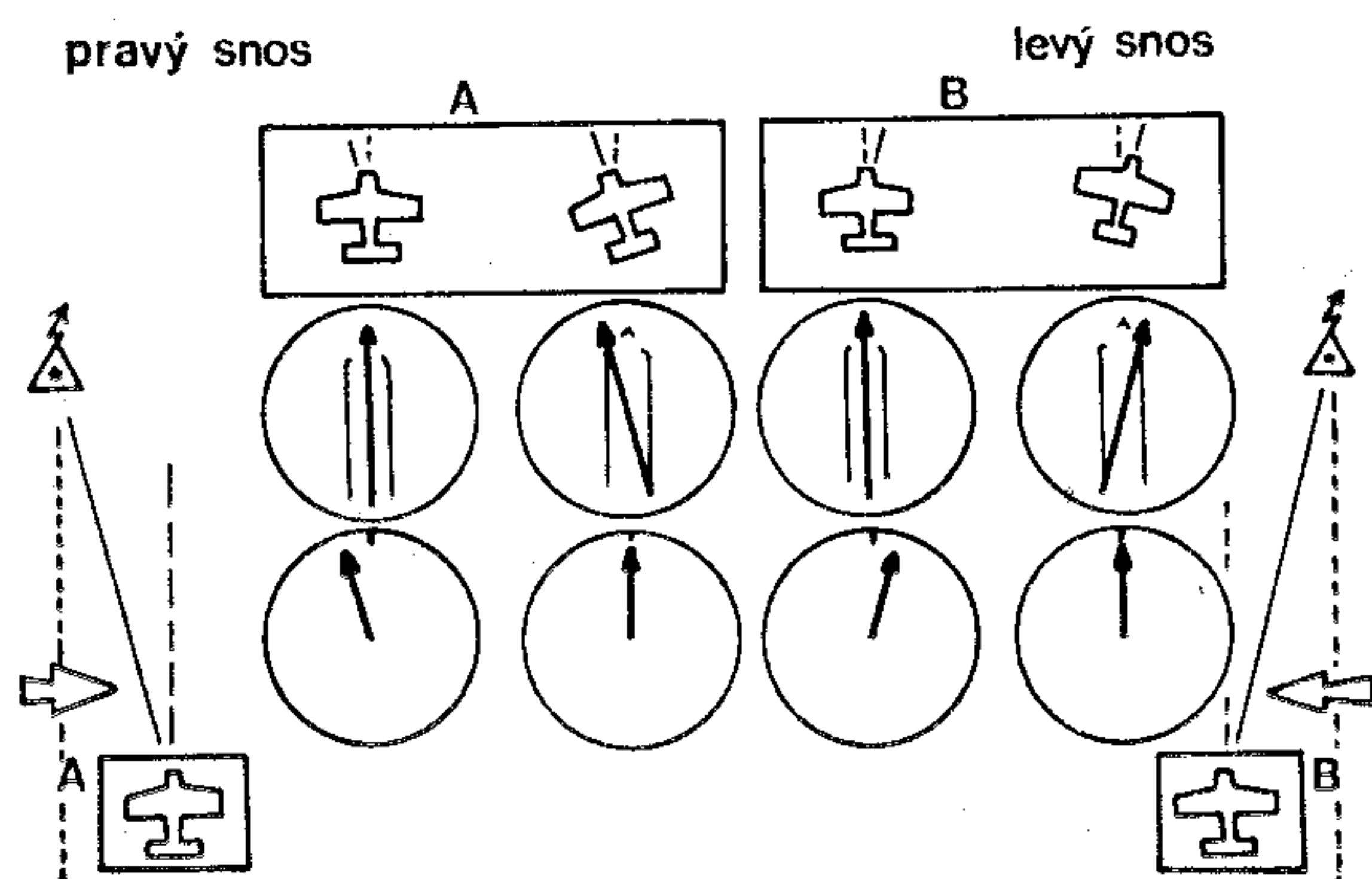
Přeletíme VBT a udržujeme směr podle gyrokompasu. Vlivem snosu může být poloha vůči trati různá. V jiném případě budeme udržovat směr podle ručičky RKL. Opět může být poloha letadla různá (obr. 10/8).



Obr. 10/8. Polohy letadla

Letíme tak, že jsme vpravo od trati a udržujeme směr podle gyra. Ručička RKL se nám vychýlí vlevo. Zatočíme-li vlevo na  $KUR = 0^\circ$ , změní se nám výchylka ručičky gyra vlevo od kolejniček, tj. bude ukazovat menší číselnou hodnotu kursu. Naopak vychýlí-li se nám ručička RKL vpravo, jsme vlevo od trati. Srovnáme-li ručičku

RKL na  $KUR = 0^\circ$ , vychýlí se ručička gyra vpravo a ukáže větší číselnou hodnotu kursu (obr. 10/9).



Obr. 10/9. Let k vysílači — vliv snosu a smysl oprav

Pravidlo:

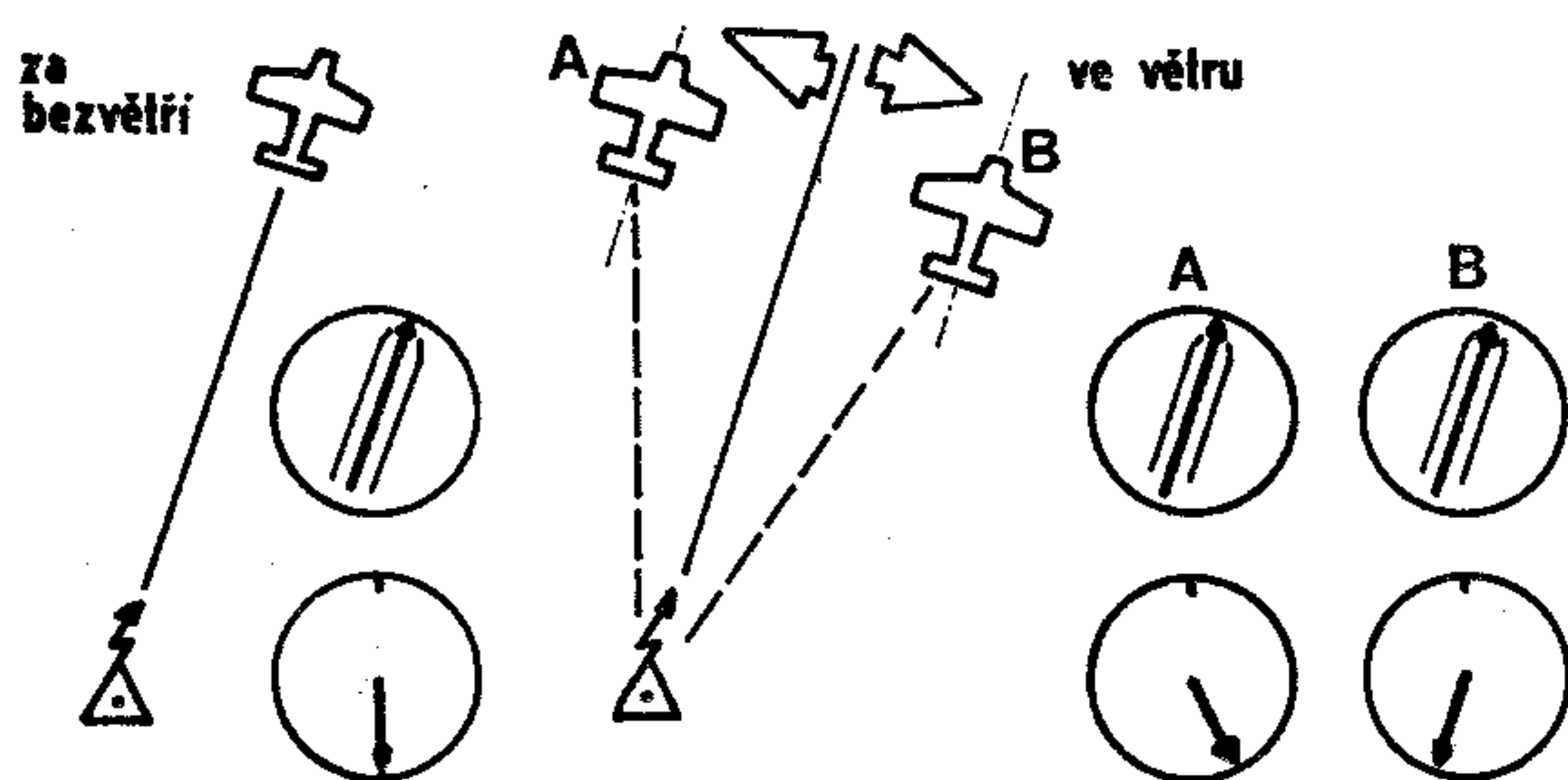
Jestliže  $KUR = 0^\circ$ , ukazuje nám ručička gyra skutečný kurs k radiostanici. Chceme-li letět po dané trati, musíme výchylku ručičky gyra vždy ještě zvětšit. Jako pomůcku použijeme toto pravidlo: „Let opravíme zatáčkou za ručičkou gyra“ nebo „Čím více — tím více“.

Let k vysílači můžeme provést také tím způsobem, že po přeletu VBT udržujeme směr letu opět podle gyra, ale jakmile zjistíme výchylku na RKL, opravíme let na  $KUR = 0^\circ$ . Do tohoto směru nastavíme kolejničky a pokračujeme v letu pod novým kursem. Kurs musí být upřesňován tím častěji, čím se blížíme k radiostanici. Letadlo letí po lomené čáře. Výhodou této metody je kontrola trati pomocí kompasu.

#### 10.4.2. LET SMĚREM OD VYSÍLAČE

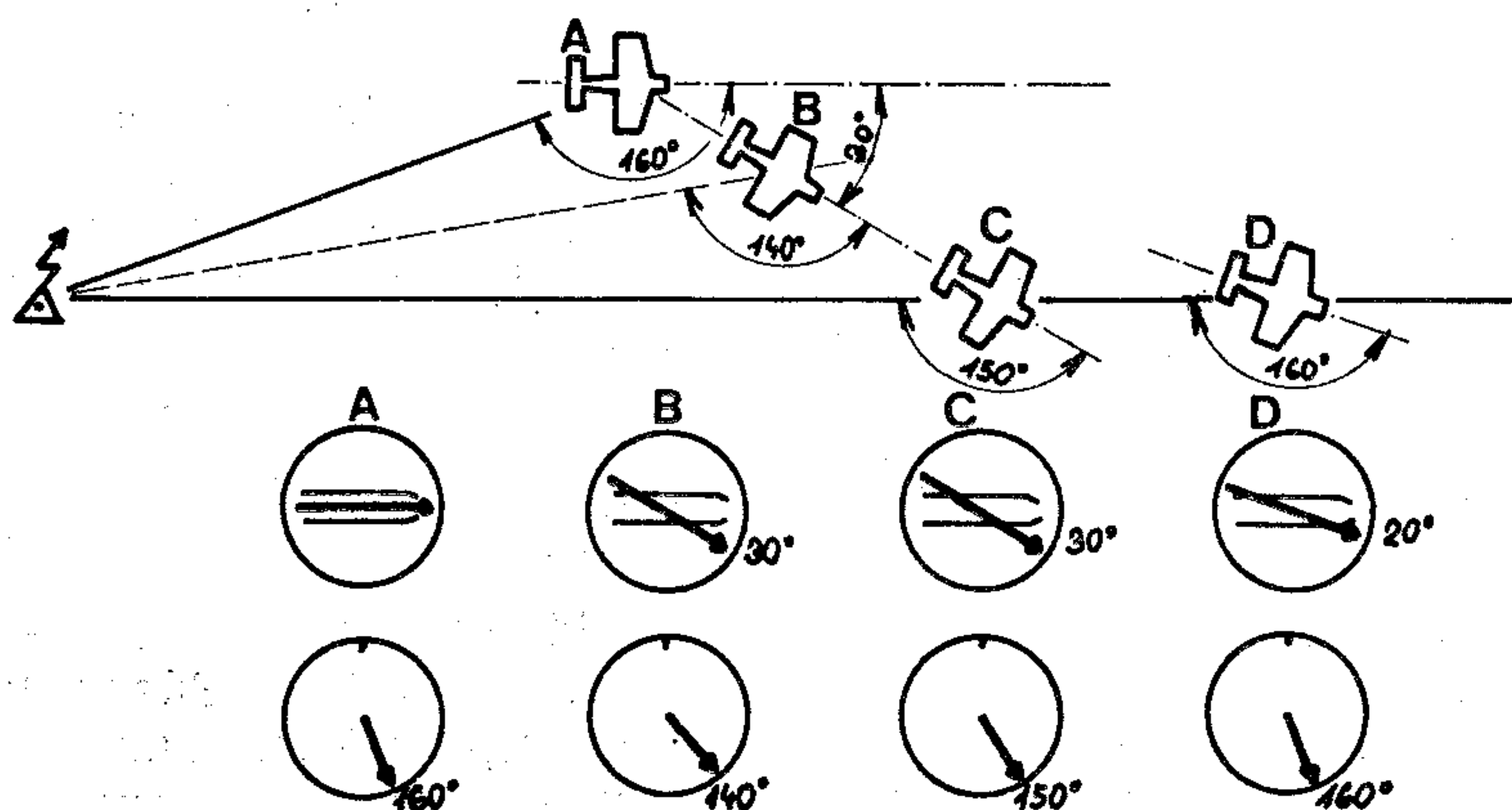
Při přesném letu po trati od vysílače ručička gyra ukazuje zvolený kurs a ručička RKL ukazuje  $180^\circ$ . Působí-li na nás snos, a my udržujeme nezměněný kurs, bude se nám vychylovat ručička RKL. Jestliže se vychýlí doprava (tj. do směru chodu hodinových ručiček — do směru většího kursu), snáší nás vítr doprava, máme pravý snos

a jsme vpravo od trati a naopak. Abychom let opravili, zvětšíme výchylku ručičky RKL od  $180^\circ$ . Smysl zatačky bude shodný s upaženou paží (viz kap. 10.3.2) a se snahou dosáhnout  $KUR = 0^\circ$ , tj. podélnou osu letadla dotáčíme směrem k ručičce (obr. 10/10).



Obr. 10/10. Let od vysílače — vliv snosu a smysl oprav

Velikost opravy bude závislá na velikosti odchylky od trati, vzdálenosti k cíli a rychlosti s jakou chceme nalétnout plánovanou trať. V praxi používáme 2—3násobku odchylky ručičky RKL od  $180^\circ$  (obr. 10/11). Jakmile let opravíme, vychýlí se nám rovněž ručička gyra od kolejniček. Pokračujeme v letu podle gyra (v první fázi letu bude odchylka ručičky gyra od kolejniček vždy menší než odchylka ručičky RKL od  $180^\circ$ ). Tím, že se budeme



Obr. 10/11. Let od vysílače — oprava snosu podle výchylky RKL

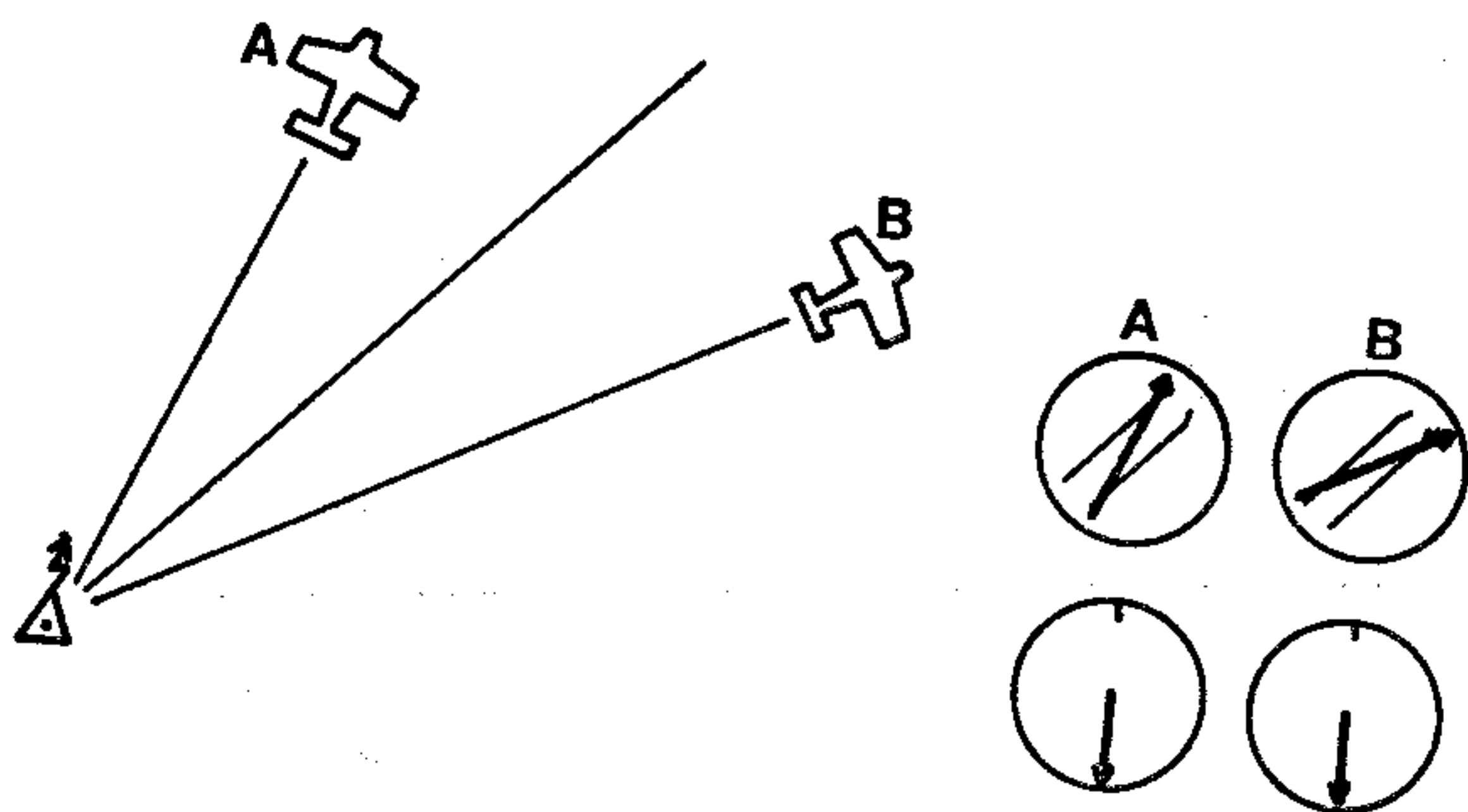


přibližovat k plánované trati, bude se odchylka ručičky RKL zmenšovat, kdežto odchylka ručičky gyra zůstává stejná. V okamžiku, kdy se tyto odchylky sesouhlasí, jsme na trati. Nechceme-li trať přeletět, musíme ještě před sesouhlasením odchylek otočit letoun do směru tak, abychom vyloučili snos. To znamená, že ručička RKL bude odchýlená od  $180^\circ$  zhruba o velikost snosu a stejně velká bude odchylka ručičky gyra. V průběhu dalšího letu tyto odchylky neustále sledujeme a snažíme se, aby byly co nejmenší a stále stejné.

Jestliže dodržujeme stále stejný kurs, platí pro let od NDB zásada:

Zmenšuje-li se nám výchylka ručičky RKL — musíme tuto výchylku ještě zmenšit. Zvětšuje-li se nám výchylka ručičky RKL — musíme tuto výchylku ještě zvětšit.

Jestliže letíme tak, že při odletu nám ukazuje ručička RKL  $180^\circ$  a vychýlila se nám ručička gyra z kolejniček na některou stranu, dopustili jsme se chyby v technice pilotáže. Let opravíme zatáčkou do opačného směru (když nám ručička gyra ukazuje vlevo, opravíme let pravou zatáčkou a obráceně — obr. 10/12).



Obr. 10/12. Let od vysílače — orientace polohy letadla

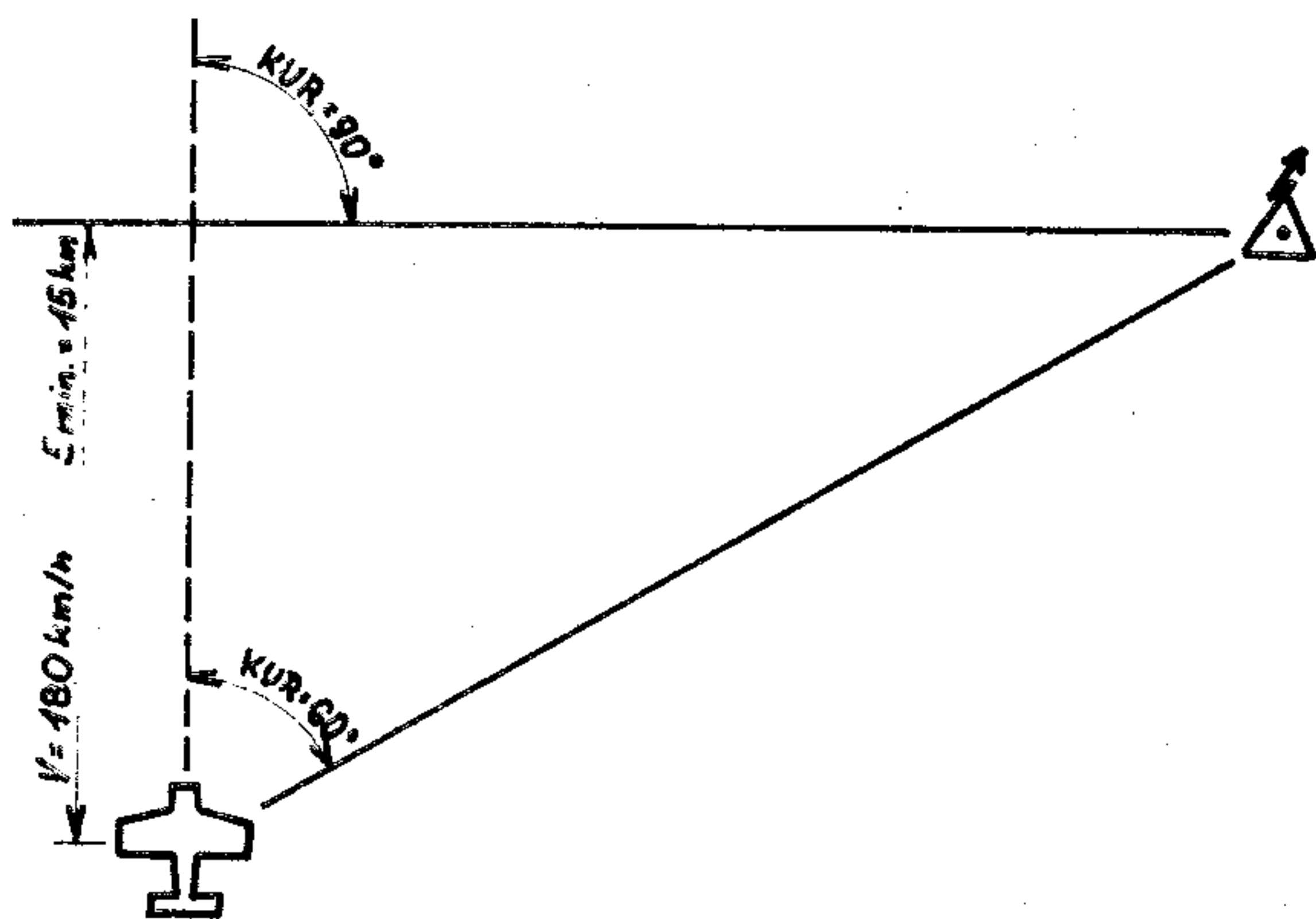
### 10.4.3. URČOVÁNÍ POLOHY LETADLA

Zjišťování polohy letadla během letu patří k základním úkolům pilota. Radiokompas nám tuto úlohu usnadňuje, i když přesnost výpočtů je závislá na mnoha faktorech. Předpokladem je zakreslení polohy vysílačů do mapy.

Zakreslování směrniců a jakékoliv měření za letu je velmi náročné. Přesnost bude závislá i na dodržování režimu letu, vzdálenosti od NDB, kvalitě příjmu, citlivosti přístroje, rušení příjmu, snosu atd. S větší přesností lze počítat v případě, že je na palubě druhý člen osádky — navigátor. Ani tak však zjištění přesné polohy není snadnou záležitostí. Čím přesněji a rychleji budeme měřit a zakreslovat, tím přesnější bude i určení polohy letadla. Hodnoty KURu volíme pokud možno co nejbližší hodnotám  $090^\circ$  nebo  $270^\circ$ . Provádí-li měření sám pilot, může zpravidla určit pouze prostor, ve kterém se nachází. V praxi proto častěji používáme kontroly polohy podle směrniců, které jsme si do mapy zakreslili před letem.

#### 10.4.3.1. URČENÍ POLOHY ZAMĚŘENÍM NA JEDEN VYSÍLAČ

Za letu udržujeme co nejpřesněji stanovený kurs a rychlost letu. Víme, že při rychlosti  $180 \text{ km/h}$  uletíme  $3 \text{ km}$  za minutu. Na mapě  $1 : 500\,000$  bude let po dobu 5 minut tvořit úsečku  $3 \text{ cm}$ . Při odečtení prvního KUR zmáčkeme stopky na palubních hodinách a z polohy daného vysílače zakreslíme směrnic (QDR — který je dán součtem magnetického kursu letu +  $KUR \pm 180^\circ$ ). Po 5 minutách letu odečteme druhý KUR a zakreslíme do mapy získané QDR. Získali jsme tak dva směrníky = dvě strany trojúhelníku a víme, že třetí stranou bude úsečka letu — v našem případě  $3 \text{ cm}$ . Jestliže touto úsečkou,



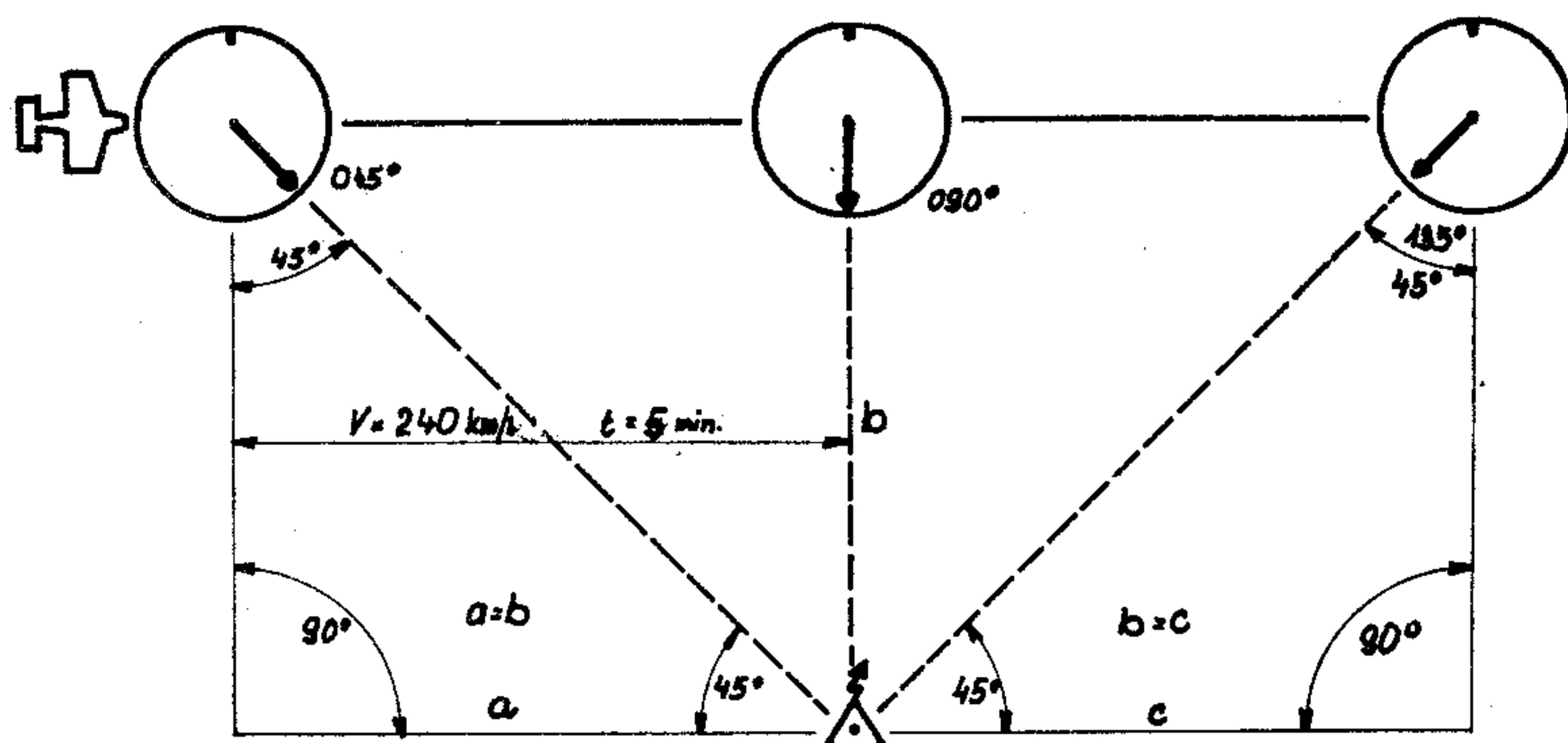
Obr. 10/13. Určování polohové čáry pomocí 1 vysílače

kreslenou ve směru letu, doplníme trojúhelník, určíli jsme si polohovou čáru našeho letu v měřené době (obr. 10/13).

#### 10.4.3.2. URČENÍ POLOHY A VZDÁLENOSTI OD NDB

S využitím vlastností pravoúhlého rovnoramenného trojúhelníku můžeme určit přímo i vzdálenost od NDB.

Letíme libovolným kursem stálou rychlostí, např. 240 km/h, tj. 4 km/min. Naladíme si NDB a v okamžiku, kdy nám KUR ukáže 045°, zmáčkne stopky, které zastavíme v okamžiku, kdy dosáhneme KUR = 090°. Bude-li to např. za 5 min, nacházíme se 20 km od NDB. (Obě odvěsny trojúhelníku jsou v tomto případě stejně dlouhé.) Kontrolu můžeme provést ještě v okamžiku, kdy KUR = 135°. Stejným způsobem pochopitelně můžeme postupovat i při KUR = 315° a 270°, s kontrolou při 225° (obr. 10/14).



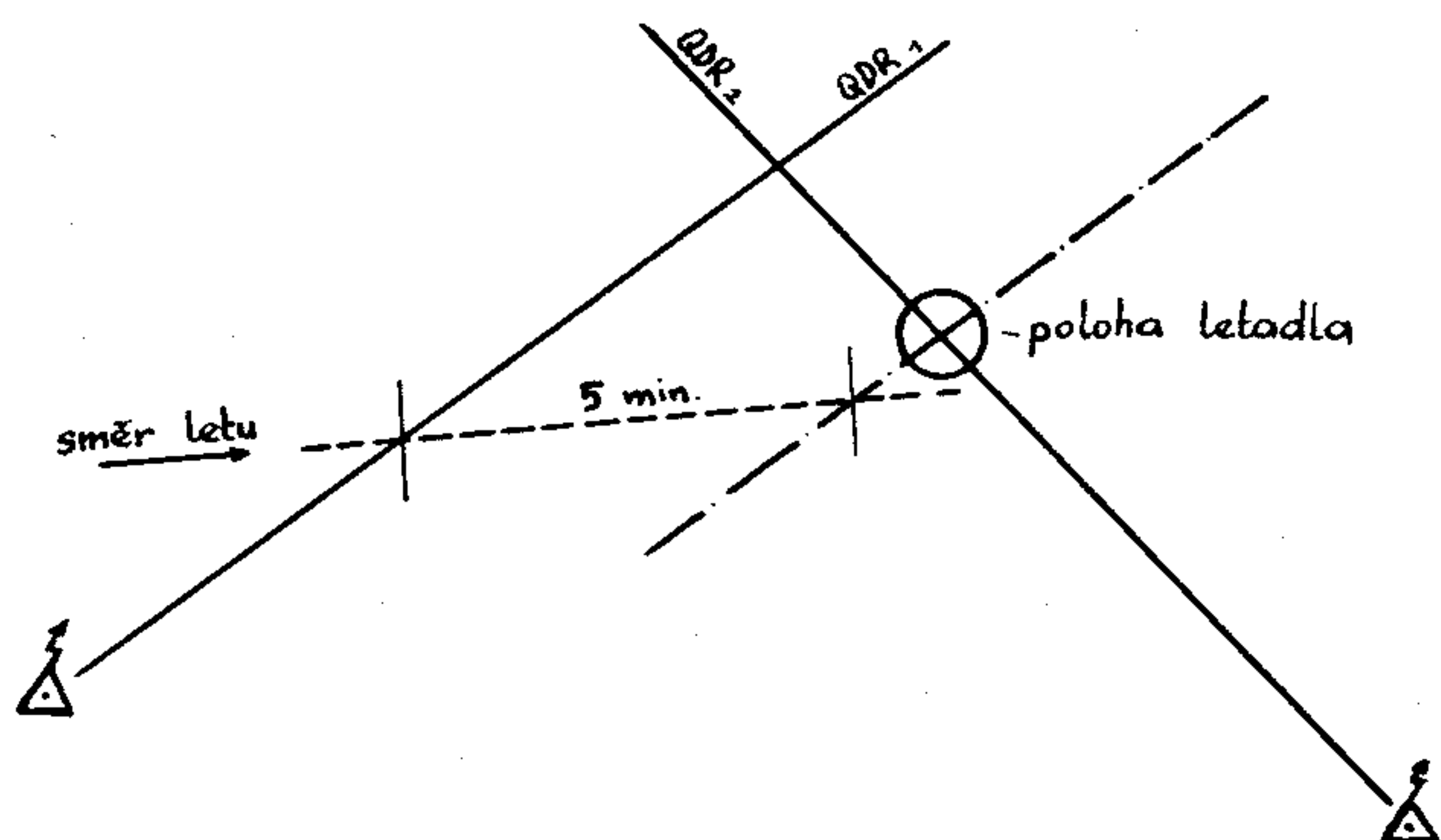
Obr. 10/14. Určování polohové čáry a vzdálenosti od vysílače

#### 10.4.3.3. URČENÍ POLOHY POMOCÍ DVOU VYSÍLAČŮ

V určitém čase odečteme na ukazateli RKL KUR a do mapy zakreslíme QDR. Tento směrník protne čarou, která odpovídá letěnému kursu. Od průsečíku těchto čar vyneseme úsečku, odpovídající vzdálenosti, kterou při dané rychlosti a ve stanoveném čase (např. za 5 min) uletíme. Tímto bodem pak vedeme rovnoběžku se směrníkem, který jsme si zakreslili v okamžiku prvního měření. Naladíme druhou radiostanici a ve stanoveném čase 5 min odečteme KUR, vypočteme QDR a zakreslíme do



mapy. Průsečík tohoto druhého zaměření s rovnoběžkou prvního zaměření nám určuje polohu v dané době (obr. 10/15).



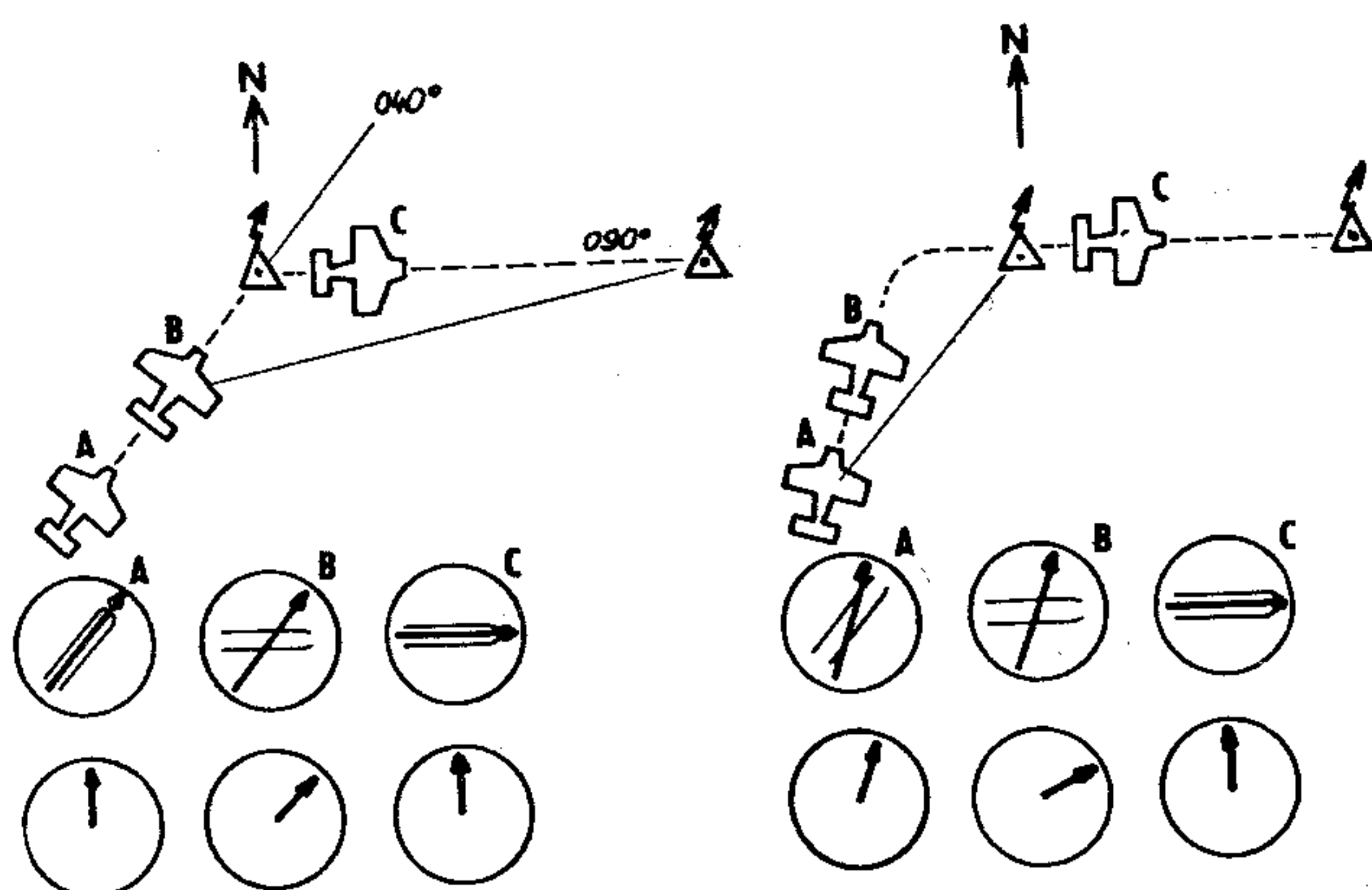
Obr. 10/15. Určování polohy pomocí zaměření na 2 vysílače

#### 10.4.4. PŘÍLET NA ČÁRU POŽADOVANÉHO SMĚRU

Jestliže je čára požadovaného směru vytyčena dvěma vysílači (NDB nebo dálnou a bližnou přívodnou radiostanicí v ose sestupu) naladíme RKL na stanici, která je k nám blíže (při příletu do osy sestupu je touto stanicí zpravidla dálná) (OM — Outer marker). Letoun řídíme tak, aby  $KUR = 0^\circ$ . Do tohoto směru nastavíme ručičku gyrokompasu, která musí souhlasit s magnetickým kursem a ukazuje nám směrník k dálné. Kolejničky gyra nastavíme do směru, kterým chceme pokračovat od dálné k bližné radiostanici. Směr letu udržujeme stále podle ručičky gyra. Radiokompas přeladíme na bližnou (IM — Inner marker). Odchylka ručičky gyra od kolejniček bude stálá, ale bude se měnit odchylka ručičky RKL. V okamžiku, kdy odchylky obou ručiček budou stejné, budeme v ose požadovaného směru a současně také nad dálnou. Abychom požadovanou osu letu nepřeletěli, musíme zahájit zatáčení do osy ještě před sesouhlasením výchylek — zpravidla o  $5-10^\circ$  dříve. Závisí to na úhlové rychlosti a velikosti snosu.

Obdobně můžeme nalétnout požadovanou trať tak, že naladíme RKL na dálnou, osu letounu vychýlíme na vnější stranu předpokládané zatáčky o  $10-20^\circ$  (v závislosti

na vzdálenosti od dálně), udržujeme tento kurs a kolejničky gyra nastavíme do požadovaného směru letu. Před sesouhlasením odchylek zatočíme do požadovaného směru. Po přeletu dálně přeladíme na bližnou (obr. 10/16).



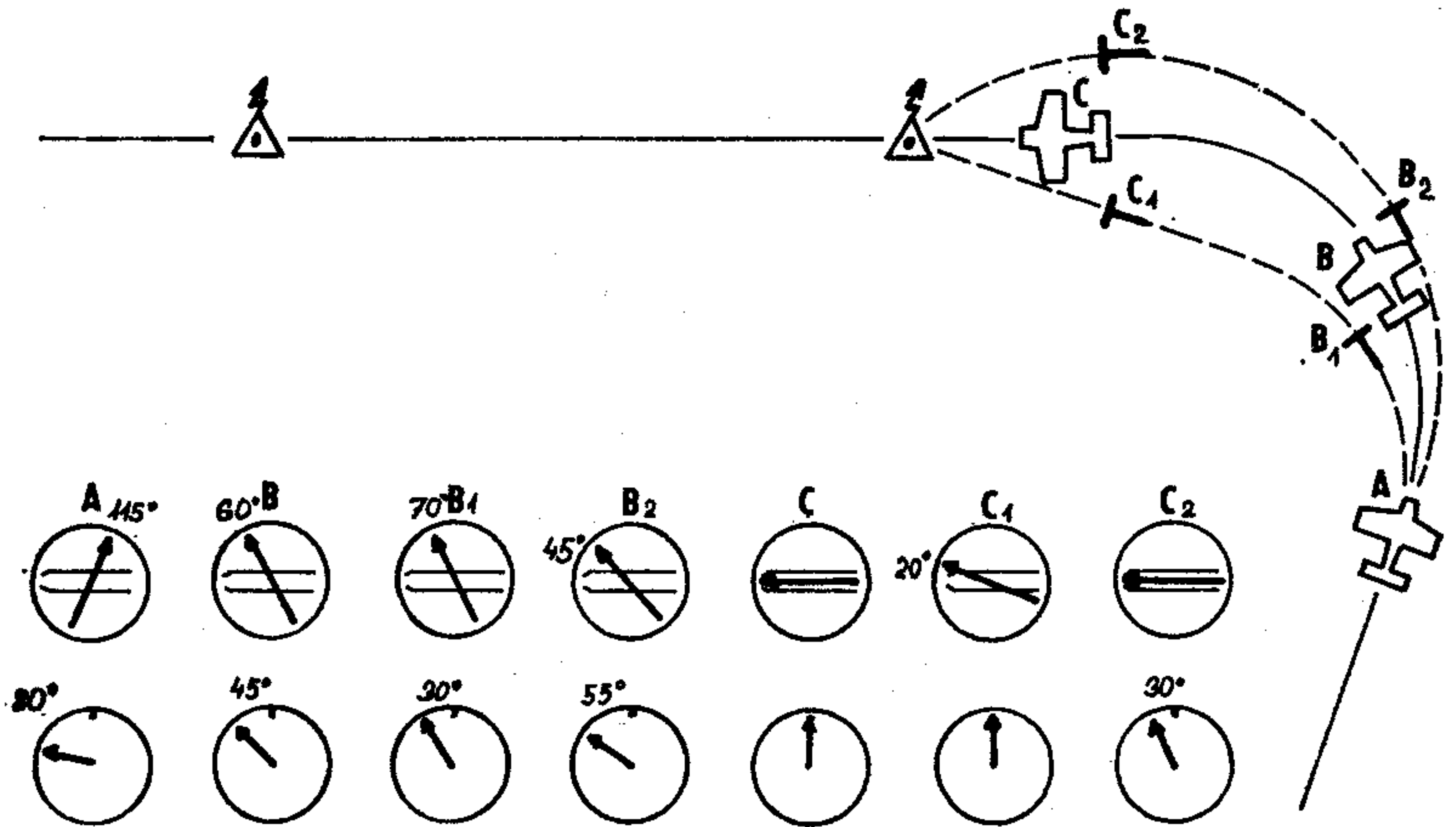
Obr. 10/16. Přílet do osy 2 vysílačů

#### 10.4.5. TECHNIKA PILOTÁŽE V ZATÁČKÁCH

V průběhu zatáčky o stálém náklonu  $15^\circ$  sledujeme výchylky obou ručiček. Správná a včasná reakce na indikované údaje má vliv na přesnost a průběh letu v zatáčce, kterou chceme dokončit do určeného směru bez dalších oprav. Ručička RKL v průběhu zatáčky není vždy klidná, její pohyb není rovnoměrný. Správné „čtení“ ručiček a správné určení polohy letounu jsou základem pro prostorovou orientaci, která je pro řešení úloh letu podle přístrojů velmi důležitá.

Obrázek 10/17 znázorňuje různé polohy letounu v různých fázích letu v zatáčce a k tomu odpovídající indikaci ručiček RKL a gyra. Tyto výchylky se v průběhu zatáčky mění, a to tak, že se výchylka ručičky RKL zmenšuje (ve srovnání s výchylkou ručičky gyra) v případě, že poloměr zatáčení se zmenšuje a naopak. Naproti tomu se výchylka ručičky gyra zmenšuje tehdy, jestliže se poloměr zatáčení zvětšuje. Podobně můžeme mluvit o zvětšování

výchylky ručičky RKL a gyra. Tento zdánlivě složitý a komplikovaný případ si však můžeme zjednodušit na prosté zapamatování si pouze jedné z uvedených variant a na způsob odstranění chyby. Jestliže se výchylka jedné ručičky zmenšuje — znamená to, že odchylka druhé se zvětšuje. Porovnáváme totiž vzájemné odchylky obou ru-



Obr. 10/17. Let v zatáčce

čiček. Zapamatujeme si např. pravidlo: jestliže se odchylka ručičky RKL zmenšuje (tj. její pohyb vůči ručičce gyra), musíme zmenšit náklon letounu. Toto pravidlo musí být naprosto jednoznačné, zcela jasné a oprava musí následovat bez otálení a dlouhého rozmýšlení.

Jestliže toto pravidlo porovnáme s pravidlem pro opravy při vylučování snosu na trati při používání „nůžek“, zjistíme, že je shodné — zatáčku opravujeme vždy do směru ručičky, která má větší odchylku.

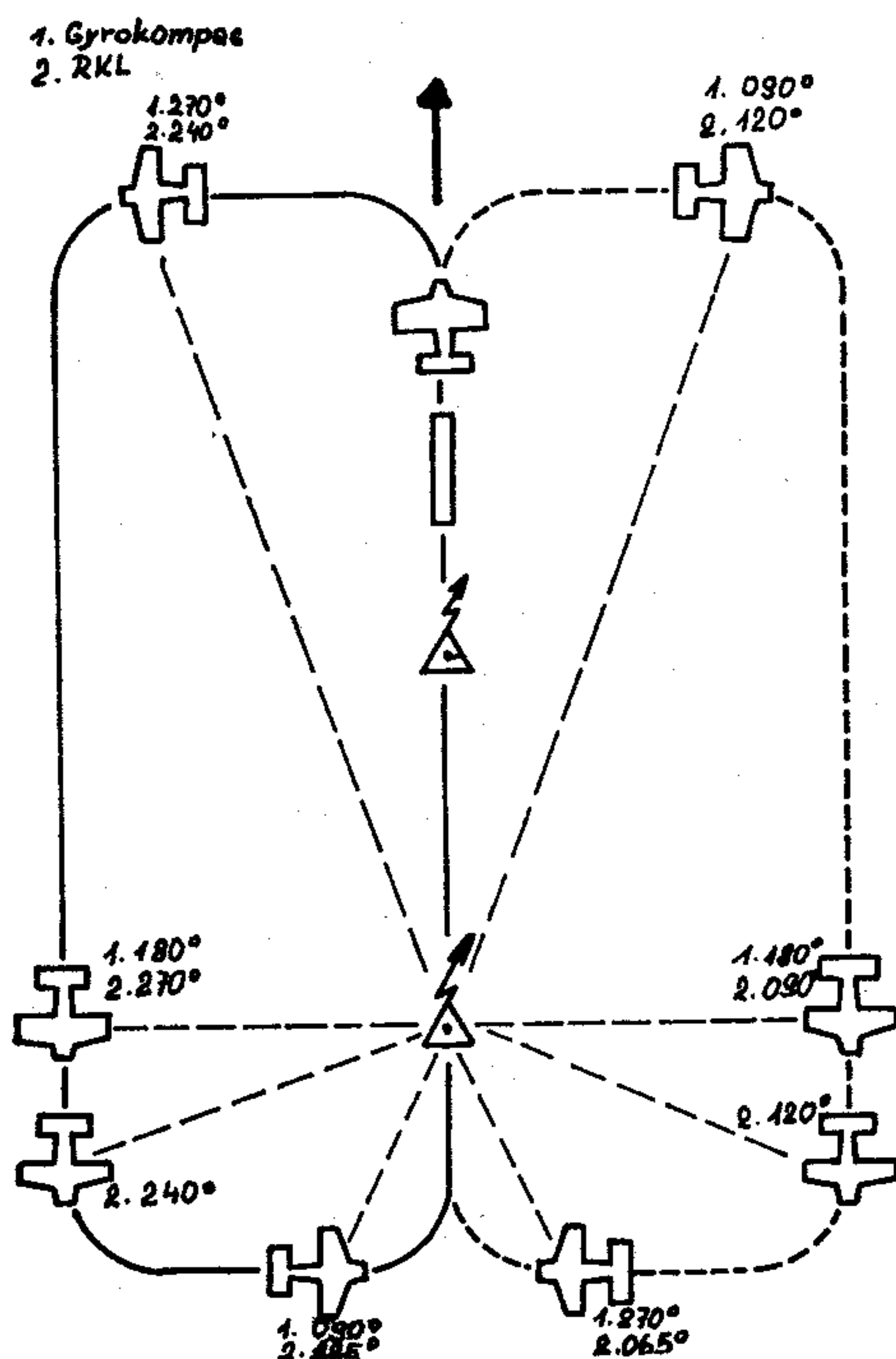
#### 10.4.6. LET PO OKRUHU

Na letištích, kde v ose VPD je instalována přívodná radiostanice, nacvičujeme let po okruhu, let v zatáčkách, vylučování snosu, zatáčky do osy sestupu při každém letu po okruhu. Neustálým sledováním gyra, RKL, porovnáváním výchylek ručiček se skutečnou polohou letounu



se naučíme rychle, automaticky a hlavně správně reago-  
vat a opravovat let.

Před vzletem naladíme RKL na dálnou (OM), gyro-  
kompas seřídíme podle magnetického kompasu do směru  
VPD. Zatačky provádíme o náklonu  $15^\circ$ , vylučujeme snos  
větru. Schéma okruhu znázorňuje obr. 10/18.



Obr. 10/18. Schéma letu po okruhu

Zatáčka do sestupové osy bude správná, jestliže ručič-  
ky gyra a RKL budou v průběhu 4. zatáčky ukazovat stále  
stejnou výchylku, a to hlavně v její poslední fázi. Připo-  
meňme si jednu poučku pro let v zatáčkách: Jestliže se  
nám ručička RKL v průběhu zatáčky přibližuje k  $0^\circ$  rych-  
leji než ručička gyrokompasu, musíme zmírnit náklon  
a naopak, jestliže se ručička gyra blíží ke kolejničkám  
rychleji, musíme náklon zvětšit. Opravou náklonu se sna-  
žíme dokončit zatáčku v ose VPD, dále aby ručička gyra

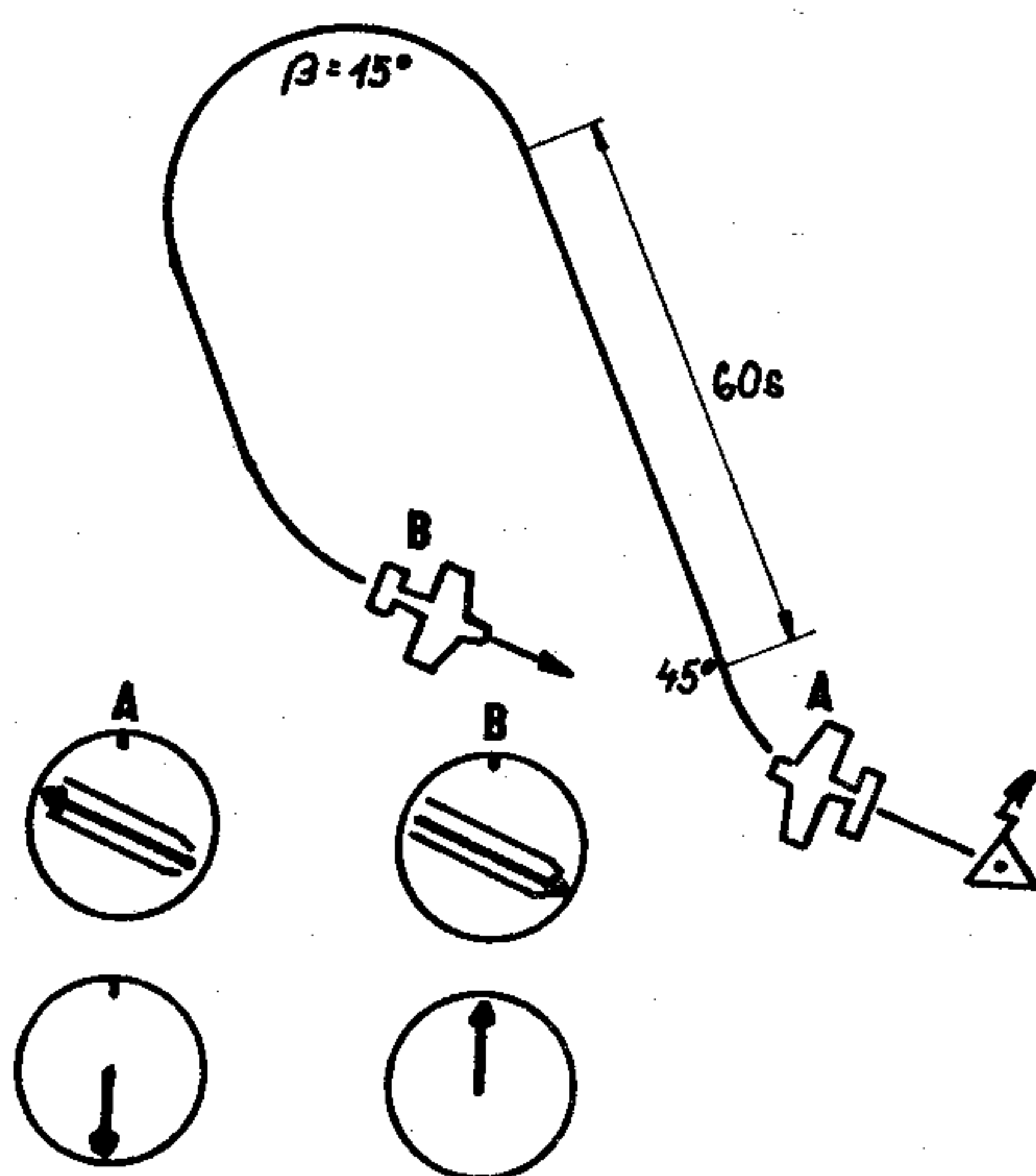
byla ve středu kolejniček a ručička RKL na  $0^\circ$ . Musíme ovšem počítat i se snosem, který jsme pozorovali např. při letu po okruhu nebo jeho velikost odhadneme podle zprávy o směru a síle větru, kterou dostáváme rádiem z TWR.

Během sestupu se snažíme udržovat výchylky ručiček (nůžky) co možno nejmenší. Přelet bližné (IM) se snažíme uskutečnit na  $KUR = 0^\circ$ . Po přeletu srovnáme letoun podle gyra do osy VPD.

#### 10.4.7. NÁCVIK ZATÁČEK DO OSY SESTUPU PO PŘELETU RADIOSTANICE

Na přesnosti provedení zatáčky do osy sestupu závisí pokračování letu v sestupové rovině, velikost oprav a dokončení sestupu v ose VPD. Proto věnujeme tomuto nácviku zvýšenou pozornost. Nácvik můžeme realizovat prakticky na každém letišti, na kterém můžeme naladit jakoukoliv radiostanici nebo NDB. Pochopitelně, že čím blíže je tato radiostanice a čím větší letištní prostor máme k dispozici, tím máme i více možností k nácviku.

Při nácviku si danou frekvenci naladíme a letoun seřídíme tak, aby nám ručička RKL ukazovala  $180^\circ$ , tj. jako



Obr. 10/19. Schéma nácviku standardní zatáčky

po přeletu NDB. Do daného směru (QDR), který budeme považovat za směr VPD, si nastavíme kolejničky gyrokompasu. Pak můžeme použít některého ze způsobů přiblížení se do osy sestupu pomocí standardní zatačky. Obrázek 10/19 ukazuje jednu z nejvýhodnějších možností, při které máme relativně dostatek času na upřesňování směru a náklonu.

Po zvládnutí tohoto úkolu můžeme v rámci výcvikových osnov spojit nácvik zatačky s nalétnutím do osy s vysouváním podvozku, klapek a s přechodem do kleśání.

## 10.5. LETY S VYUŽITÍM DVOU RADIOKOMPASŮ

### 10.5.1. URČOVÁNÍ POLOHY

Naladíme si oba radiokompasy na frekvenci dvou různých vysílačů, jejichž polohu známe a máme zakreslenou na mapě. Jestliže v daném čase zakreslíme do mapy hodnoty obou směrníků od vysílačů (QDR), určí nám jejich průsečík naši polohu v dané době. Polohu nelze zjistit, jestliže úhel mezi oběma KURy bude roven  $180^\circ$  (letíme v ose obou vysílačů) nebo úhel mezi oběma QDR bude roven  $180^\circ$  (protínáme spojnici obou vysílačů). Ani v jednom případě nemůžeme určit polohu — víme jen, že jsme někde na spojnici obou vysílačů. Nejpřesnější určení polohy bude v případech, kdy úhel mezi oběma QDR bude činit  $60-120^\circ$ , resp.  $240-300^\circ$ .

### 10.5.2. PŘÍLET NA ČÁRU POŽADOVANÉHO SMĚRU

Při použití dvou radiokompasů máme tuto úlohu značně usnadněnou. Jedná se o typický let po letové cestě, která je zajištěna dvěma vysílači nebo o přiblížení se k letišti do osy sestupu. Mohou zde nastat dva případy, a to, že jeden RKL ukazuje  $KUR = 0^\circ$ , tzn., že letíme směrem k jednomu vysílači, a druhý RKL má určitou výchylku — nebo jsou vychýleny obě ručičky na stejnou stranu (letíme sice zhruba ve směru, ale jsme mimo osu). V obou



případech zatočíme do směru výchylky jedné, resp. obou ručiček. Zatačíme tak dlouho, až se ručička, resp. ručičky RKL vychýlí na opačnou stranu od  $0^\circ$ . Jejich výchylky budou různé, ale smysl shodný. Dále již nepokračujeme v zatačení, udržujeme přímý let tak dlouho, až se nám velikost výchylek obou ručiček sesouhlasí. V tom okamžiku jsme v ose požadovaného směru letu. Při plnění této úlohy jsme nepotřebovali sledovat ani ručičku gyrokompasu. Po dorovnání letounu do požadovaného směru musí být ručička gyra mezi kolejničkami, které jsme si nastavili do směru spojnice obou vysílačů, resp. do osy VPD.

Můžeme si stanovit tyto zásady: Letíme-li na dvě radiostanice a seřídíme letoun do směru vysílače, který je blíže (zpravidla to bude dálná, OM), ukazuje nám ručička RKL, který je naladěn na vysílač vzdálenější (zpravidla bližná, IM), opačný směr opravy. Ukazuje-li vlevo — opravíme let zatačkou doprava.

Naopak, letíme-li směrem ke vzdálenějšímu vysílači (RKL na bližnou ukazuje  $KUR = 0^\circ$ ), ukazuje nám ručička ukazatele RKL, který je naladěn na frekvenci dálné přívodné radiostanice, i smysl opravné zatačky.

Letíme-li k dvěma vysílačům a ručičky ukazatelů RKL ukazují jedna vpravo, druhá vlevo, upravíme let tak, aby jeden RKL ukazoval  $KUR = 0^\circ$  a podle toho pokračujeme v dalším letu.

# OBSAH

PŘEDMLUVA . . . . .	5
1. STAVBA A ÚDRŽBA LETOUNŮ A VĚTROŇŮ . . . . .	7
<i>(ing. Vladislav Carbol)</i>	
1.1. Úvod . . . . .	7
1.2. Dělení letadel . . . . .	7
1.2.1. Základní dělení letadel . . . . .	8
1.2.2. Další dělení letadel . . . . .	10
1.3. Hlavní části a konstrukční skupiny sportovních letounů a větroňů . . . . .	11
1.3.1. Hlavní části a konstrukční skupiny letounu . . . . .	11
1.3.2. Hlavní části a konstrukční skupiny větroně . . . . .	14
1.4. Drak . . . . .	15
1.4.1. Nosná soustava . . . . .	15
1.4.2. Trup . . . . .	24
1.4.3. Ocasní plochy . . . . .	28
1.4.4. Řízení . . . . .	30
1.4.5. Přistávací zařízení . . . . .	35
1.5. Pohonná soustava . . . . .	40
1.5.1. Motorové lože . . . . .	40
1.5.2. Motorové kryty . . . . .	42
1.5.3. Palivová instalace . . . . .	42
1.5.4. Olejová instalace . . . . .	43
1.5.5. Instalace sání vzduchu a odvod výfukových plynů . . . . .	45
1.5.6. Instalace chlazení . . . . .	45
1.5.7. Ovládání motoru a vrtule . . . . .	46
1.5.8. Protipožární instalace motoru . . . . .	47
1.6. Výstroj . . . . .	47
1.6.1. Draková část výstroje . . . . .	48
1.6.2. Elektrická a rádiová výstroj . . . . .	49

1.7.	Základní požadavky kladené na konstrukci sportovních letounů a větroňů . . . . .	53
1.8.	Materiály používané při stavbě sportovních letadel . . . . .	54
1.8.1.	Kovové materiály . . . . .	54
1.8.2.	Nekovové materiály . . . . .	56
1.9.	Výroba sportovních letounů a větroňů . . . . .	59
1.10.	Údržba sportovních letounů a větroňů . . . . .	60
<b>2.</b>	<b>AERODYNAMIKA . . . . .</b>	<b>63</b>
	<i>(ing. Juraj Chyba, ing. Martin Lukáč)</i>	
2.1.	Úvod . . . . .	63
2.2.	Atmosféra . . . . .	64
2.3.	Základní pojmy a zákony při proudění vzduchu . . . . .	65
2.3.1.	Rovnice spojitosti proudění . . . . .	65
2.3.2.	Bernouliho rovnice . . . . .	66
2.3.3.	Vznik aerodynamických sil . . . . .	67
2.3.4.	Mezní vrstva . . . . .	69
2.4.	Profil . . . . .	72
2.4.1.	Geometrické charakteristiky profilů . . . . .	73
2.4.2.	Aerodynamické charakteristiky profilů . . . . .	74
2.5.	Křídlo . . . . .	80
2.5.1.	Geometrické charakteristiky křídla . . . . .	81
2.5.2.	Obtékání křídla konečného rozpětí — indukovaný odpor . . . . .	82
2.5.3.	Rozložení vztlaku na křídle . . . . .	84
2.5.4.	Polára a vztlaková čára křídla . . . . .	86
2.5.5.	Prostředky ke zvýšení vztlaku křídla . . . . .	87
2.5.6.	Vliv blízkosti země na poláru křídla . . . . .	89
2.5.7.	Autorotace křídla . . . . .	90
2.6.	Letadlo . . . . .	91
2.6.1.	Škodlivý odpor . . . . .	91
2.6.2.	Interferenční odpor . . . . .	91
2.6.3.	Polára letadla . . . . .	92
2.6.4.	Prostředky ke zvýšení odporu . . . . .	93
2.7.	Aerodynamika vrtule . . . . .	94
2.7.1.	Vznik aerodynamických sil a momentů na vrtuli . . . . .	94
2.7.2.	Zkroucení vrtulového listu . . . . .	96
2.7.3.	Pevná a stavitelná vrtule . . . . .	97
2.7.4.	Důležité režimy práce vrtule . . . . .	100
2.7.5.	Křivka tahu a účinnosti vrtule . . . . .	101
2.7.6.	Další vlivy vrtule na letoun . . . . .	103
<b>3.</b>	<b>MECHANIKA LETU . . . . .</b>	<b>106</b>
	<i>(ing. Juraj Chyba, ing. Martin Lukáč)</i>	
3.1.	Úvod . . . . .	106
3.2.	Výkony letadla . . . . .	106
3.2.1.	Druhy rychlostí letu . . . . .	107
3.2.2.	Vodorovný přímočarý ustálený let . . . . .	108
3.2.3.	Stoupání a dostup . . . . .	112
3.2.4.	Sestupný let letadla . . . . .	115
3.2.5.	Dolet a vytrvalost letu letounu . . . . .	122
3.2.6.	Zatáčka . . . . .	124
3.2.7.	Vzlet . . . . .	128
3.2.8.	Přistání letadla . . . . .	133



3.3. Letové vlastnosti . . . . .	134
3.3.1. Rozdělení letových vlastností . . . . .	134
3.3.2. Řízení letadla . . . . .	135
3.3.3. Podélná stabilita a říditelnost . . . . .	141
3.3.4. Stranová stabilita a říditelnost . . . . .	145
3.3.5. Komplexní říditelnost . . . . .	150
Literatura . . . . .	158
<b>4. NAMÁHÁNÍ, PEVNOST A SPOLEHLIVOST KONSTRUKCÍ .</b>	<b>159</b>
<i>(ing. Zdeněk Maléř)</i>	
4.1. Zatížení a provozní omezení . . . . .	159
4.1.1. Úvod . . . . .	159
4.1.2. Zatížení letounu a $V-n$ diagram . . . . .	160
4.1.3. Obálka obrátů . . . . .	165
4.1.4. Kontrola provozních omezení za letu — vztah mezi obálkou obrátů a údaji akcelerometru a rychloměru . . . . .	170
4.1.5. Obálka poryvů a kontrola provozních omezení	171
4.1.6. Zatížení ostatních částí . . . . .	174
4.2. Přenos zatížení konstrukcí . . . . .	176
4.2.1. Křídlo . . . . .	176
4.2.2. Trup . . . . .	180
4.2.3. Ostatní části . . . . .	181
4.3. Únosnost konstrukčních prvků . . . . .	181
4.3.1. Únosnost z hlediska statického zatížení . . . . .	181
4.3.2. Únosnost z hlediska únavy materiálu . . . . .	185
4.4. Průkaz letové způsobilosti . . . . .	189
4.4.1. Kontrola statické pevnosti . . . . .	190
4.4.2. Kontrola únavové životnosti . . . . .	192
4.4.3. Způsobilost letadla z hlediska aeroelastických jevů . . . . .	196
4.4.4. Způsobilost letadla z hlediska spolehlivosti sys- tému letadlo — provoz — údržba — opravy . . . . .	197
<b>5. VRTULE . . . . .</b>	<b>201</b>
<i>(ing. František Novák)</i>	
<b>6. LETADLOVÉ MOTORY . . . . .</b>	<b>203</b>
<i>(ing. František Novák)</i>	
6.1. Pohonné jednotky používané v letectví . . . . .	<b>203</b>
6.2. Pístový čtyřdobý letadlový motor . . . . .	206
6.2.1. Závislost výkonu pístového čtyřdobého letadlo- vého motoru na otáčkách a plnicím tlaku . . . . .	210
6.2.2. Důležité části pístového čtyřdobého letadlového motoru . . . . .	212
6.2.3. Palivová instalace . . . . .	216
6.2.4. Olejová instalace . . . . .	221
6.2.5. Zapalování . . . . .	223
6.2.6. Chlazení . . . . .	226
6.2.7. Důležité parametry pístového čtyřdobého letad- lového motoru, výkony a režimy . . . . .	227
6.3. Letecké pohonné hmoty a mazadla . . . . .	230

6.4. Proudový motor . . . . .	232
6.5. Turbovrtulová jednotka . . . . .	235
<b>7. LETECKÉ PALUBNÍ PŘÍSTROJE . . . . .</b>	<b>236</b>
<i>(ing. Jiří Tůma)</i>	
7.1. Účel a rozdělení leteckých palubních přístrojů . . . . .	236
7.2. Přístroje pro kontrolu letu . . . . .	238
7.2.1. Výškoměry . . . . .	238
7.2.2. Rychloměry . . . . .	244
7.2.3. Variometry . . . . .	250
7.2.4. Zatačkoměry a příčné relativní sklonoměry . . . . .	253
7.2.5. Umělé horizonty, směrové setrvačníky . . . . .	258
7.2.6. Kompasy . . . . .	262
7.3. Přístroje pro kontrolu chodu motoru . . . . .	265
7.3.1. Otáčkoměry . . . . .	265
7.3.2. Tlakoměry . . . . .	267
7.3.3. Teploměry . . . . .	269
7.3.4. Palivoměry . . . . .	271
7.4. Přístroje pro kontrolu letadlových systémů . . . . .	272
7.4.1. Kontrola podvozku . . . . .	272
7.4.2. Kontrola vztlakových klapek . . . . .	273
7.4.3. Kontrola elektroinstalace . . . . .	274
<b>8. METEOROLOGIE . . . . .</b>	<b>282</b>
<i>(RNDr. Jaroslav Kopáček, CSc.)</i>	
8.1. Význam meteorologie pro letectví . . . . .	282
8.2. Zemská atmosféra . . . . .	283
8.2.1. Vertikální členění atmosféry . . . . .	284
8.3. Meteorologické prvky . . . . .	287
8.3.1. Teplota vzduchu . . . . .	287
8.3.2. Vlhkost vzduchu . . . . .	288
8.3.3. Atmosférický tlak a proudění vzduchu . . . . .	289
8.3.4. Oblaky, oblačnost a srážky . . . . .	293
8.3.5. Dohlednost . . . . .	302
8.4. Synoptická meteorologie . . . . .	303
8.4.1. Tlakové útvary . . . . .	303
8.4.2. Fronty . . . . .	307
8.4.3. Předpověď počasí . . . . .	317
8.5. Termická turbulence . . . . .	318
8.5.1. Význam termické turbulence . . . . .	318
8.5.2. Teplotní gradient . . . . .	319
8.5.3. Stavová křivka . . . . .	319
8.5.4. Suchá a nasycená adiabata . . . . .	319
8.5.5. Předpověď konvekce . . . . .	322
8.5.6. Typy konvektivní oblačnosti . . . . .	328
8.5.7. Nebezpečné jevy . . . . .	329
8.5.8. Orografické vlivy na vývoj konvekce . . . . .	334
8.6. Mechanická turbulence . . . . .	335
8.6.1. Typy proudění v okolí překážek, jejich využití a nebezpečí . . . . .	335
<b>9. LETECKÁ NAVIGACE . . . . .</b>	<b>339</b>
<i>(František Kdér)</i>	
9.1. Navigační metody sportovního letce . . . . .	339
9.2. Země a síť myšlených čar . . . . .	340

9.2.1.	Síť myšlených čar na zeměkouli . . . . .	340
9.2.2.	Udávání poloh . . . . .	343
9.2.3.	Velká a malá kružnice na zeměkouli — loxo- droma a ortodroma . . . . .	345
9.3.	Zobrazení zeměkoule — mapa . . . . .	347
9.3.1.	Povrch Země . . . . .	347
9.3.2.	Mapa a její zkreslení . . . . .	348
9.3.3.	Měřítko mapy . . . . .	349
9.3.4.	Měření vzdáleností na mapě . . . . .	349
9.3.5.	Znázornění topografické plochy na mapě . . . . .	350
9.3.6.	Znázornění topografické situace . . . . .	351
9.3.7.	Měření úhlů na mapách . . . . .	352
9.3.8.	Popis letecké mapy 1:500 000 Gauss-Krügerovy projekce . . . . .	355
9.4.	Navigace výpočtem . . . . .	357
9.4.1.	Navigační pojmy, prvky, zkratky . . . . .	358
9.4.2.	Grafické řešení navigačních úloh . . . . .	365
9.4.3.	Početní řešení navigačního vektorového troj- úhelníku . . . . .	368
9.4.4.	Řešení navigačních úloh pomocí kruhového na- vigačního počítadla DR-2 nebo DR-3 . . . . .	368
9.5.	Nauka o zemském magnetismu . . . . .	378
9.5.1.	Zemský magnetismus . . . . .	379
9.5.2.	Deviace kompasu . . . . .	383
9.5.3.	Převádění kursů v praxi . . . . .	386
9.6.	Praktická navigace . . . . .	387
9.6.1.	Všeobecná příprava map . . . . .	387
9.6.2.	Ohodnocení orientačních objektů . . . . .	388
9.6.3.	Význam některých základních orientačních ob- jektů . . . . .	391
9.6.4.	Navigační postup pilota motorových sportovních letounů . . . . .	394
9.6.5.	Činnost pilota motorových sportovních letounů při ztrátě orientace . . . . .	402
9.7.	Praktická navigace plachtaře . . . . .	404
9.7.1.	Činnost plachtaře při ztrátě orientace . . . . .	407
9.8.	Zeměpis ČSSR . . . . .	407
10.	RADIONAVIGACE SPORTOVNÍHO PILOTA . . . . .	409
	<i>(Miroslav Kobr)</i>	
10.1.	Význam radionavigace pro sportovního pilota . . . . .	409
10.2.	Zařízení na palubě letadel . . . . .	409
10.2.1.	Zařízení pro radionavigaci . . . . .	410
10.2.2.	Letecké palubní hodinky . . . . .	410
10.2.3.	Směrový setrvačník (gyrokompas — gyro) . . . . .	411
10.2.4.	Radiokompas letecký . . . . .	414
10.3.	Lety s využitím radiokompasu . . . . .	416
10.3.1.	Pasívní let k vysílači . . . . .	416
10.3.2.	Let směrem od vysílače . . . . .	417
10.3.3.	Přelet vysílače . . . . .	418
10.4.	Lety s využitím gyrokompasu a radiokompasu . . . . .	419
10.4.1.	Aktivní let k vysílači . . . . .	419
10.4.2.	Let směrem od vysílače . . . . .	421
10.4.3.	Určování polohy letadla . . . . .	423



10.4.4.	Přílet na čáru požadovaného směru . . . . .	426
10.4.5.	Technika pilotáže v zatáčkách . . . . .	427
10.4.6.	Let po okruhu . . . . .	428
10.4.7.	Nácvik zatáček do osy sestupu po přeletu ra- diostanice . . . . .	430
10.5.	Lety s využitím dvou radiokompasů . . . . .	431
10.5.1.	Určování polohy . . . . .	431
10.5.2.	Přílet na čáru požadovaného směru . . . . .	431

# KNIŽNICE SVAZARMU

## ŘADA LETECTVÍ

*Svazek 77*

FRANTIŠEK KDÉR A KOLEKTIV

*(ing. Vladislav Carbol, ing. Juraj Chyba,  
ing. Martin Lukáč, ing. Zdeněk Malěř,  
ing. František Novák, ing. Jiří Tůma,  
RNDr. Jaroslav Kopáček, CSc., Miroslav Kobr)*

## UČEBNICE SPORTOVNÍHO LETCE

Předmluvu napsal František Kdér.  
Obálku navrhl dr. Karel Helmich.  
Obrázky kreslili Josef Netopil,  
Anna Stoklasová, Stanislav Veleba.  
Autoři fotografií Zdeněk Svoboda,  
RNDr. Jaroslav Kopáček, CSc.,  
RNDr. Milan Koldovský.  
Druhé doplněné a přepracované  
vydání, Praha 1980.

Vydalo Naše vojsko, nakladatelství  
a distribuce knih, n. p. v Praze,  
jako svou 4818. publikaci,  
stran 440, 4 přílohy.

Vojenskoodbornou redakci řídí  
pplk. PhDr. Josef Pelc.  
Odpovědný redaktor Jan Boukal.  
Výtvarný redaktor Ota Karlas.  
Technický redaktor Vladimír Srb.

K tisku schváleno 8. 1. 1980.

Vytiskla tiskárna Naše vojsko,  
n. p. v Praze.

AA 24,50 (z toho obr. 5,76).

VA 25,15. Náklad 25 000 výtisků.

28-017-80. 05/112. Brož. 26 Kčs. 510/21/826.