

# VYSOKÁ VOJENSKÁ LETECKÁ ŠKOLA SLOVENSKÉHO NÁRODNÍHO POVSTÁNÍ

---



## METODICKÁ POMŮCKA PRO VÝCVIK POSLUCHAČŮ VVLŠ-SNP NA LETOUNECH MiG-21U



Košice 1977

# VYSOKÁ VOJENSKÁ LETECKÁ ŠKOLA SLOVENSKÉHO NÁRODNÍHO POVSTÁNÍ

---

Schvaluji:

Náčelník Vysoké vojenskej leteckej školy SNP

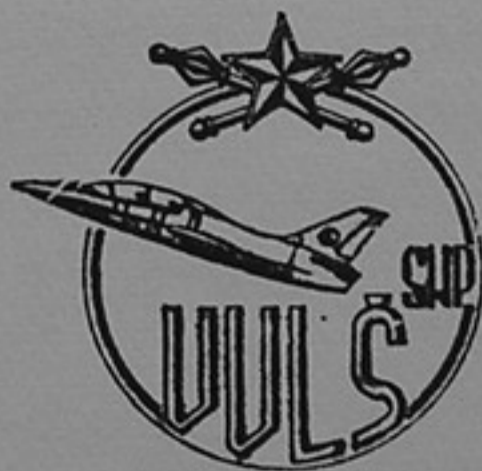
pověřený

plukovník Ing. JIŘÍ KUBŮ

**VÝHRADNĚ**

**PRO SLUŽEBNÍ POTŘEBU!**

## METODICKÁ POMŮCKA PRO VÝCVIK POSLUCHAČŮ VVLŠ-SNP NA LETOUNECH MiG-21U



Zpracoval:

pplk. Bedřich KOVAŘ

Ú V O D

Tato pomůcka je zpracována na základě platných rozkazů, nařízeních, směrnic, předpisů usměrňujících letecký výcvik a dosavadních zkušeností z výcviku posluchačů a pilotů čs. letectva na letounech MiG-21U.

Údaje o používání a provozu hnací jednotky byly převzaty z novelizovaného předpisu Let-3-27, platného od 1.7.1976.

Metodická pomůcka obsahuje základní pokyny pro piloty o používání a technice pilotování letounu MiG-21U, které musí být přesně plněny.

Znalost ustanovení této pomůcky a její plnění pilotem je předpokladem úspěšného zvládnutí techniky pilotování, bojového použití letounu a rozhodné činnosti ve zvláštních případech za letu.

Jakékoliv opravy nebo změny této pomůcky vydává výhradně LETECKO METODICKÉ oddělení VVLŠ -SNP formou doplňků.

O B S A H

HLAVA I. PROVOZNÍ POKYNY A OMEZENÍ.

1. Zvláštnosti stability a říditelnosti .....	str. 7
2. Chování let. při velkých úhlech náběhu .....	str. 14
3. Manévrování v transonické oblasti .....	str. 16
4. Charakteristika letounu a provoz.omezení....	str. 18
5. Používání motoru na zemi .....	str. 25
6. Používání motoru za letu a provoz.omezení...	str. 26
7. Používání a kontrola hydraulických systémů..	str. 32
8. Používání palivového systému .....	str. 33
9. Používání kyslík. vybavení a spec.výstroje..	str. 35
10. Používání utěsněné kabiny .....	str. 39
11. Používání rádiového vybavení .....	str. 41
12. Vlečení letounu .....	str. 53

HLAVA II. PŘÍPRAVA K LETU.

1. Příprava k letu .....	str. 54
2. Prohlídka letounu .....	str. 55
3. Prohlídka kabiny před vstupem .....	str. 58
4. Činnost po usednutí do kabiny .....	str. 59
5. Kontrola kabiny bez zdroje el. energie .....	str. 61
6. Kontrola kabiny se zdrojem el. energie .....	str. 81
7. Spuštění motoru .....	str. 83
8. Motorová zkouška .....	str. 86
9. Graf motorové zkoušky .....	str. 90
10. Příprava k pojíždění .....	str. 91
11. Pojíždění .....	str. 92
12. Vypnutí motoru .....	str. 93

HLAVA III. PROVEDENÍ LETU.

1. Vzlet .....	str. 95
2. Let po okruhu .....	str. 103
3. Přistání .....	str. 106

4. Jednoduchá a vyšší pilotáž .....	str.	124
5. Vývrtka a setrvačné otáčení .....	str.	163
6. Druhý režim letu .....	str.	176
7. Navigační lety .....	str.	185
8. Let při maximální přístrojové rychl. a č. M. .	str.	198
9. Let do výšky prakt. dostupů letounu .....	str.	213
10. Lety v přízemních a malých výškách .....	str.	216
11. Skupinové lety .....	str.	227
12. Lety podle přístrojů a zdvojených přístrojů.	str.	242
13. Lety za ztížených povětrnostních podmínek...	str.	248
14. Lety s použitím výzbroje .....	str.	257

HLAVA IV. ZVLÁŠTNÍ PŘÍPADY ZA LETU ..... str. 272

HLAVA V. NOUZOVÉ OPUŠTĚNÍ LETOUNU.

1. Záchrané prostředky pilota .....	str.	319
2. Nouzové opuštění letounu .....	str.	323
3. Hlavní data systému nouzového opuštění letounu .....	str.	329

HLAVA VI. HLAVNÍ ÚDAJE O LETOUNU MIG-21U, STRUČNÝ  
POPIS JEHO SYSTÉMŮ A VYBAVENÍ.

1. Geometrické údaje letounu .....	str.	330
2. Motor .....	str.	333
3. Palivový systém .....	str.	340
4. Protipožární vybavení .....	str.	346
5. Hydraulický systém .....	str.	347
6. Vzduchový systém .....	str.	349
7. Vzletové a přistávací zařízení .....	str.	350
8. Utěsněné kabiny .....	str.	352
9. Protinámrazový systém .....	str.	353
10. Řízení letounu .....	str.	354

11. Nouzové opuštění letounu .....	str.	357
12. Radiotechnické vybavení letounu .....	str.	358
13. Elektrické vybavení letounu .....	str.	363
14. Pilotov. a navigační vybavení .....	str.	367
15. Výzbroj .....	str.	372
16. Používání UUA-1 a SAU-1 .....	str.	379

#### POUŽITÁ SYMBOLIKA

-----

- $N_1$  ... správně  $n_1$  znamená otáčky rotoru nízkého tlaku (RNT)
- $N_2$  ... správně  $n_2$  znamená otáčky rotoru vysokého tlaku (RVT)
- Namísto správného názvu "PŘÍDAVNÉ SPALOVÁNÍ" z praktických důvodů používáno názvu "FORSÁŽ".

## HLAVA I.

### PROVOZNÍ POKYNY A OMEZENÍ

#### 1. ZVLÁŠTNOSTI STABILITY A ŘIDITELNOSTI LETOUNU

Pod pojmem stabilita letounu se rozumí jeho schopnost samostatně, bez zásahu pilota, se vracet do výchozího režimu letu, po ukončení vlivu rušivé síly, která byla příčinou narušení rovnováhy sil.

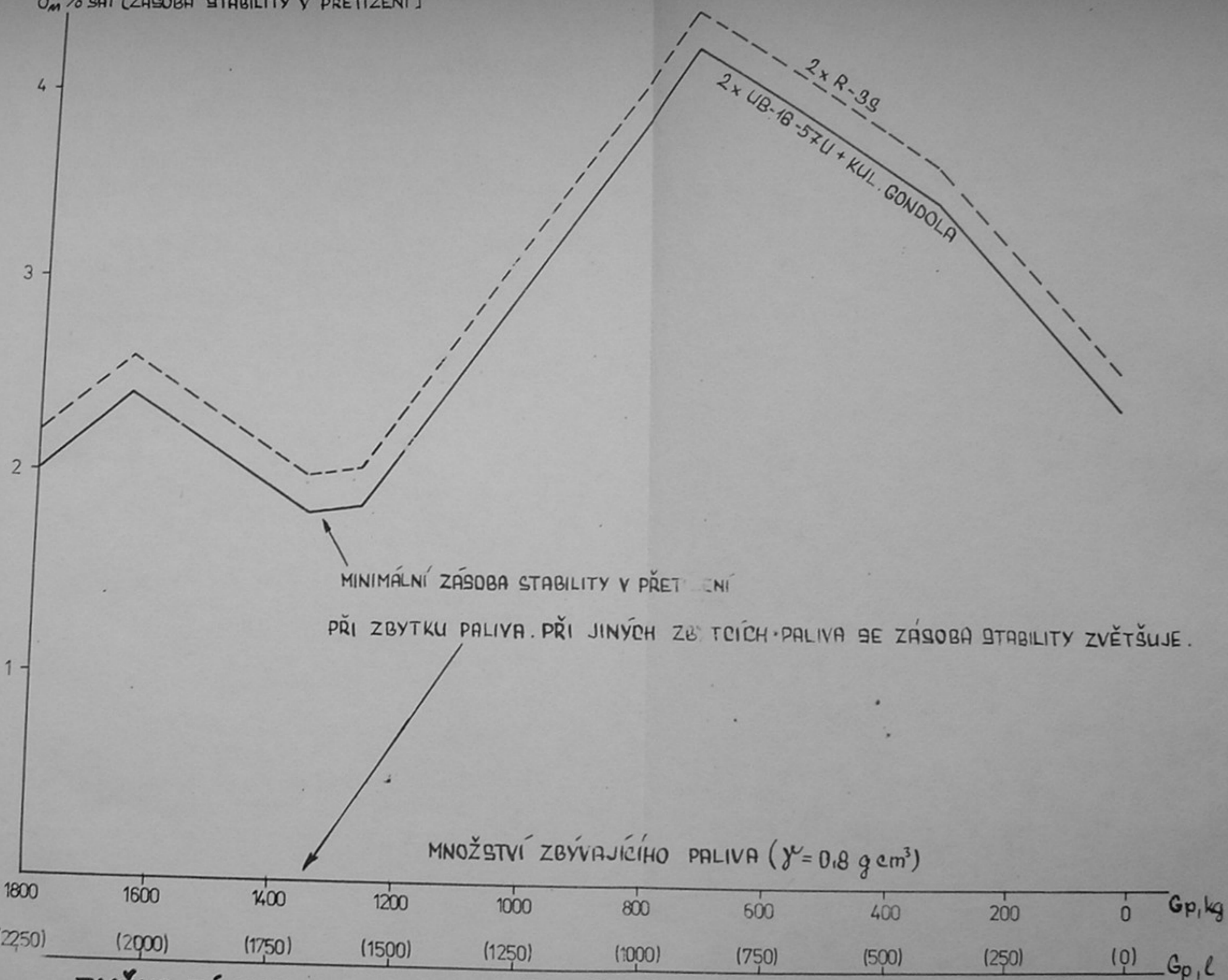
Pod pojmem říditelnost letounu se rozumí jeho schopnost měnit režim letu při působení pilota na orgány řízení letounu - kormidla, nebo tah motoru.

Vzájemný vztah mezi stabilitou a říditelností je přímý; čím větší je stabilita, tím těžší je změna režimu letu a opačně.

Let s nestabilním letounem je možný, ale je únavný a složitý proto, že vyžaduje časté zásahy pilota do řízení.

Letoun MiG-21U má zvláštnosti stability a říditelnosti, které jsou charakteristické pro nadzvukové stíhací letouny. Letoun MiG-21U při podvěšení jak 2 raket R-3S a kulometné gondoly, 2 bloků UB-16-57U a kulometné gondoly, přídatně palivové nádrže, tak i bez podvěsů je stabilní v celém rozsahu provozních rychlostí a výšek letu.

$\sigma_m$  % SAT (ZÁSOBA STABILITY V PŘETÍŽENÍ)



MINIMÁLNÍ ZÁSOBA STABILITY V PŘETÍŽENÍ  
PŘI ZBYTKU PALIVA. PŘI JINÝCH ZBYTKÁCH PALIVA SE ZÁSOBA STABILITY ZVĚTŠUJE.

MNOŽSTVÍ ZBÝVAJÍCÍHO PALIVA ( $\gamma = 0,8 \text{ g cm}^3$ )

ZMĚNA ZÁSOBY STABILITY V PŘETÍŽENÍ V ZÁVISLOSTI NA VPOTŘEBĚ PALIVA  
PŘI SUBSONICKÝCH RYCHLOSTECH LETU ( $M 0,4 - 0,8$ )



Letoun MiG-21U je stabilní v přetížení v celém rozsahu úhlů náběhu až do pádu nezávisle na možných variantách podvěsů.

Při nadzvukových rychlostech letu, v důsledku značného posunu aerodynamického středu dozadu se zásoba stability v přetížení podstatně zvětšuje.

Nejmenší zásoba stability je při zbytku paliva  $\approx 1.600$  litrů při vytvoření násobku 3,5 - 4 g, což odpovídá přístrojové rychlosti 550 - 650 km/hod. Při zvýšení rychlosti, nebo zmenšování zbytku paliva se zásoba stability v přetížení opět zvyšuje. Letoun MiG-21U nemá tendenci k samovolnému zvětšování přetížení.

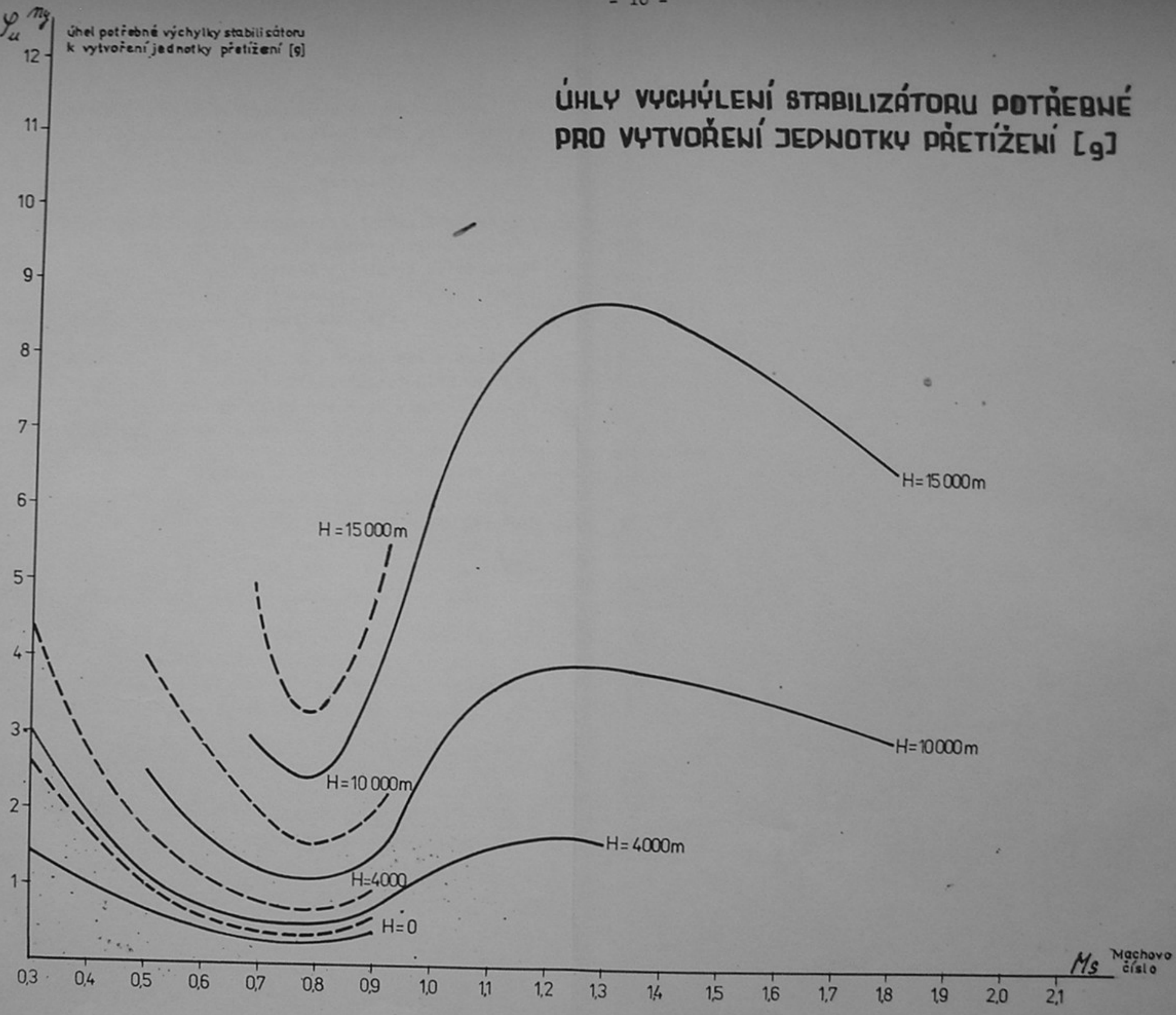
V přistávací konfiguraci (podvozek a vztlakové klapky vysunuty) při hodnotách koeficientu vztlaku  $c_y = 0,4 - 0,6$  ( $V_{př} = 400$  až 450 km/h, při přetížení větším než 2 g) dochází ke zmenšení zásoby stability rychleji a letoun je blízko k neutralitě v přetížení.

Podélná říditelnost letounu je charakterizována velikostí výchylek řídicí páky a sil na ní podle přetížení, to je: potřebnými výchylkami řídicí páky a vynakládanou silou na ní pro vytvoření jednotky přetížení na čísle "M" pro různé výšky.

Z grafických závislostí vyplývá, že při velkých podzvukových rychlostech letu v malých a středních výškách jsou hodnoty potřebných výchylek řídicí páky 0,75 až 1,0 cm na jednotku přetížení (lg), což od pilota vyžaduje zvýšenou pozornost a přiměřené pohyby řídicí pákou při energických manévrech v oblasti těchto režimů letu.

$\varphi_u$   $m_g$   
úhel potřebné výchylky stabilizátoru  
k vytvoření jednotky přetížení [g]

# ÚHLY VYCHÝLENÍ STABILIZÁTORU POTŘEBNÉ PRO VYTVOŘENÍ JEDNOTKY PŘETÍŽENÍ [g]



Potřebné pohyby řídicí páky a síly na ni pro vytvoření jednotky přetížení se silně mění při přechodu rychlosti zvuku, v důsledku zvětšení zásoby stability v přetížení a zmenšení účinnosti stabilizátoru.

Letoun je stabilní v rychlosti tehdy, když se samostatně bez zásahu pilota snaží zachovat rychlost výchozího režimu letu - při snížení rychlosti se objevuje sestupný ( záporný, klopivý ) moment, při zvýšení rychlosti - vzestupný moment (kladný klopivý).

Letoun MiG-21U je stabilní v rychlosti v celém rozsahu rychlostí, s výjimkou čísel "Mpř." = 0,78 až 0,92, kdy dochází k malé nestabilitě, která je vlastní nadzvukovým stíhacím letounům.

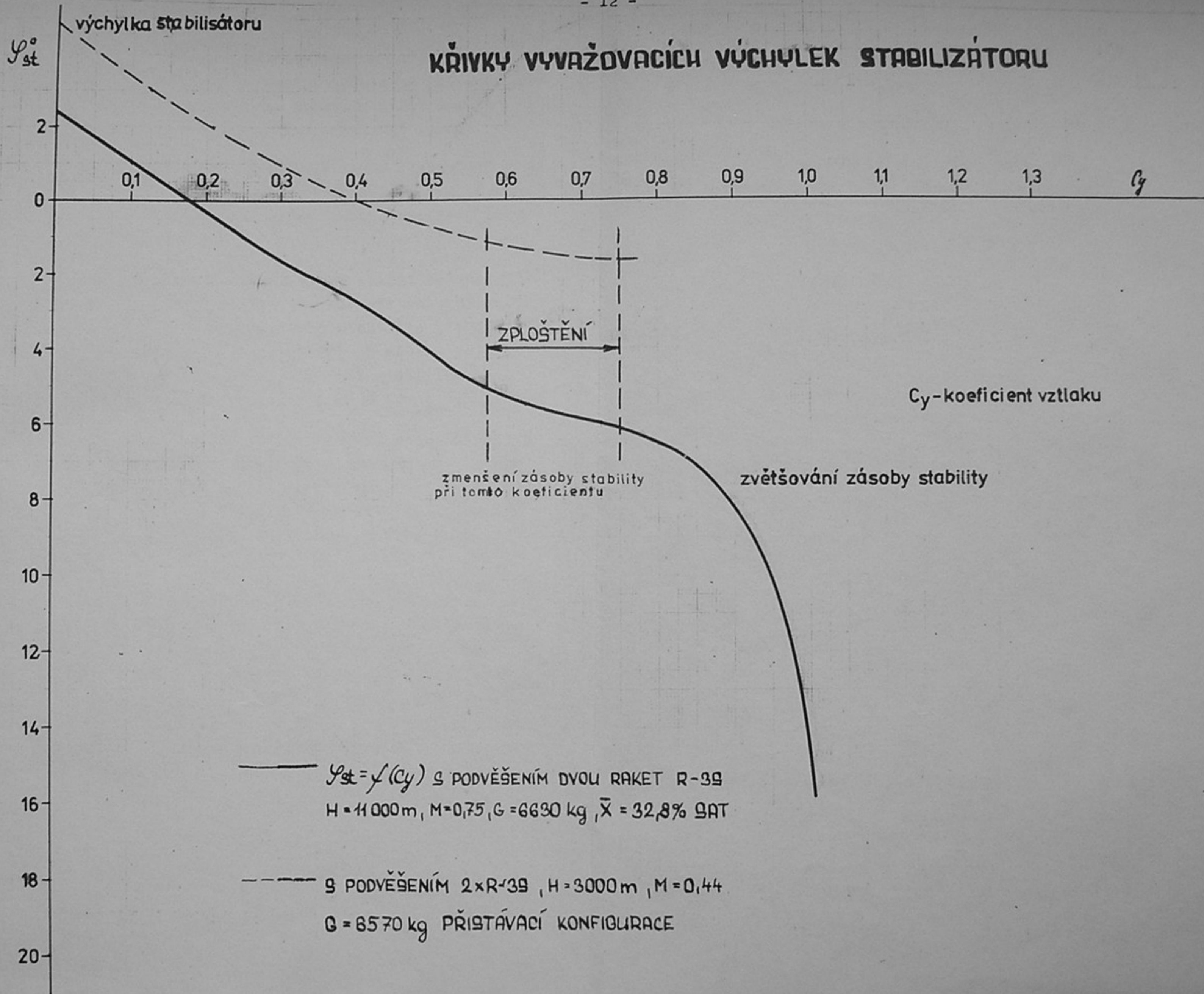
Na letounu se objevuje záporný klopivý moment, k jehož vyrovnání musí pilot mírně přitáhnout řídicí páku. V malých a středních výškách se tento jev projevuje slaběji, se zvětšením výšky letu se nestabilita v rychlosti projevuje ve větším měřítku. Tento jev však nezpůsobuje podstatné ztížení techniky pilotování.

U letounu s vysunutým podvozkem a vztlakovými klapkami v rozsahu přístrojových rychlostí 250 až 300 km/h. dochází k málo výrazné nestabilitě v rychlosti, která nemá prakticky vliv na techniku pilotování.

Stranová stabilita a říditelnost je určena směrovou a příčnou stabilitou a říditelností.

Pod pojmem směrová stabilita se rozumí schopnost letounu samostatně, bez zásahu pilota odstraňovat vzniklý skluz.

# KŘIVKY VYVAŽOVACÍCH VÝCHYLEK STABILIZÁTORU



Letoun MiG-21U je směrově stabilní v celém rozsahu čísel "M" letu. Se zvyšováním čísla "M" se směrová stabilita z počátku zvětšuje, dosahuje svého maxima při číslu "M" 1,3 a při dalším růstu čísla "M" klesá.

Vzájemný vztah směrové stability a říditelnosti je přímý, čím více je letoun směrově stabilní, tím je třeba větší výchylky směrového kormidla pro vyvážení letu letounu se skluzem.

Pod pojmem příčná stabilita se rozumí schopnost letounu samostatně vyrovnávat vzniklý náklon. Při velké šípovitosti křídla může být příčná stabilita letounu při malých rychlostech a velkých úhlech náběhu příliš velká. Proto z důvodu zmenšení příčné stability má křídlo letounu MiG-21U záporné - příčné "V" ( $-2^{\circ}$ ).

Letoun MiG-21U je prakticky příčně stabilní v celém rozsahu rychlostí a výšek. Mezi příčnou stabilitou a říditelností je určitý vzájemný vztah. Čím je letoun více příčně stabilní, tím je třeba větší výchylky křidélek pro vyvážení letu letounu v přímočarém letu se skluzem.

V provozním rozsahu rychlosti letu má letoun MiG-21U dostatečnou účinnost křidélek a směrového kormidla. Při rychlostech letu pod  $V_{př}=350$  km/h se účinnost křidélek podstatně snižuje a reakce letounu v náklonu na vychýlení směrového kormidla se značně zvyšuje. To vyžaduje od pilota zvýšenou pozornost při ovládání směrového kormidla v průběhu přistávání a při opakování okruhu.

## 2. CHOVÁNÍ LETOUNU PŘI VELKÝCH ÚHLECH NÁBĚHU

- Minimální Vpř letu (rychlost začátku pádu) :
- Při podvěšení 2 R-3S nebo bez podvěsů, při práci motoru v režimu VOLNOBĚH je 220 až 230 km/h.
  - Při stejných podmínkách, ale s vysunutým podvozkem a vztlakovými klapkami je 190 až 200 km/h.
  - Při stejných podmínkách při práci motoru v režimu MAXIMÁL je 200 km/h.

Při přiblížení se k minimální rychlosti z režimu přímočarého vodorovného letu se u letounů MiG-21U projevují tyto varovné příznaky :

- Od přístroj. rychlosti letu 360 až 380 km/h se objevuje třesení letounu, jehož intenzita se zmenšuje s přiblížováním rychlosti k začátku pádu.
- Při přístrojové rychlosti 290 až 300 km/h se objevuje kývání z křídla na křídlo, které je možno vyrovnat vychýlením křidélek.
- Při dalším snižování rychlosti pod 280 km/h účinnost křidélek podstatně klesá a při přiblížení se k minimální rychlosti je prakticky nulová.

Účinnost směrového kormidla přitom klesá jen málo. Při dosažení minimální rychlosti se letoun zpravidla nakloní o  $30^\circ$  doleva s poklesem příďe, rozbíhá se do rychlosti přibližně 280 km/h, zvedá příď a naklání se vpravo o  $30^\circ$  s poklesem příďe, t.zn., že probíhá pohyb typu "padajícího listu".

K energickému pádu letounu po křídle nedochází. Při potlačení řídicí páky do neutrální polohy se letoun přestává kolébat z křídla na křídlo, přechází do ustáleného úhlu klesání a zvyšuje rychlost.

Při brzdění zatáčkou o  $360^\circ$  při podzvukových rychlostech ve výšce menší než 3.000 m a při čísle "M" menším než 0,5 se varovné třesení prakticky neobjevuje do úhlu náběhu počátku pádu. Varujícím příznakem je pouze kolébání z křídla na křídlo a komíhání přídě letounu. Chování letounu v režimu pádu je v tomto případě stejné jak bylo uvedeno dříve.

Při brzdění letounu zatáčkou o  $360^\circ$  z " $M_{\max}$ " do "M počátku pádu" s plně přitaženou řídicí pákou přechází letoun do pádu při číslech "M přístrojových" 0,7 až 0,75. Varovné příznaky a chování letounu při pádu jsou stejné jako při brzdění zatáčkou o  $360^\circ$  při podzvukových rychlostech letu.

V zatáčce o  $360^\circ$  s brzděním (s energickým přitažením řídicí páky tempem 4 až  $6^\circ$  za sec. až do plné výchylky ve výškách 11.000 až 12.000 m a číslech "M" větších než 1,6) vzniká pumpáž vstupního ústrojí s následujícím samovolným vysazením motoru. Manévrovat s letounem tímto způsobem při číslech "M" větších než 1,6 se nedoporučuje.

Skluz letounu (1 až 2 průměry kuličky zatáčkoměru) v průběhu brzdění až do pádu a energické přitažení řídicí páky při přístrojové rychlosti okolo 280 km/h v přímočarém horizontálním letu prakticky nemění chování letounu MiG-21U v režimu pádu.

Energickému otáčení kolem podélné osy s následujícím přechodem do vývrtky dochází při brzdění do výše uvedených minimálních rychlostí a energickém plném vychýlení směrového kormidla.

### 3. MANÉVROVÁNÍ V TRANSONICKÉ OBLASTI

Transonický rozsah rychlosti letu ( $M_{př} = 0,8$  až  $1,2$ ) je charakteristický prudkou změnou charakteristik stability a říditelnosti, podmíněnou změnami v obtékání letounu proudem se smíšenou subsonickou a supersonickou strukturou.

Při transonickém obtékání dochází :

- K prudkému posunu aerodynamického středu dozadu v důsledku posunu rázových vln na křídle.
- K zmenšení úhlu sešikmení proudu vzduchu na ocasních plochách a zvětšení úhlu náběhu ocasních ploch.
- K zmenšení účinnosti ploch kormidel v důsledku vzniku rázových vln.

Z těchto příčin je v transonické oblasti nutné vzít do úvahy :

- Záporný klopivý moment s růstem rychlosti, t.j. nestabilita letounu v rychlosti.
- Velké zvětšení zásoby stability v přetížení a z toho vyplývajících potřebných výchylek stabilizátoru a sil na řídicí páce pro vytvoření jednotky přetížení.

U letounu MiG-21U, který má tenké půdorysně trojúhelníkové křídlo se záporným "V", klopivý moment v průběhu rozhonu rychlosti v přímočarém letu se projevuje nevýrazně a nezpůsobuje potíže při řízení letounu. Se zvětšením přetížení vzniká záporný klopivý moment při stejných číslech "M" jako při násobku v přímočarém letu ( $g = 1$ ), avšak s růstem přetížení při nadkritických číslech "M" tento moment značně zesiluje a k jeho vyrovnání je třeba stále větších výchylek přitahování řídicí páky.



Prudká změna velikosti výchylek a sil na vytvoření přetížení na řídicí páce při ovládní stabilizátoru v transonické oblasti rychlostí letu může být příčinou samovolného zvětšení násobku (přetížení) při manévru zbrzdění.

Tempo samovolného zvětšení přetížení je závislé na :

- Prudkosti změny zásoby stability<sup>v</sup> přetížení.
- Intenzitě brzdění letounu v průběhu manévru.
- Hodnotě zásoby stability v přetížení.

Při manévrování v transonické oblasti v průběhu brzdění z  $M \approx 1,1$  na  $M \approx 0,82$  bez výchylky stabilizátoru řídicí pákou, v důsledku nestability letounu v rychlosti, zmenšení zásoby stability v přetížení a zvětšení účinnosti stabilizátoru dochází k samovolnému zvětšování přetížení, které pilot pocítuje jako projev nestability v přetížení.

Tempo samovolného zvětšování přetížení bez výchylky řídicí páky v průběhu vertikálních manévrů : Svíčky, překrutu, přemetu v transonické oblasti při  $g = 5$  je 0,8 až 1,0 g/sec.

Provádění manévrů, včetně prvků vyšší pilotáže s letounem MiG-21U s variantami možných podvěsů nebo bez nich, v malých a středních výškách se doporučuje při násobku (přetížení) do 5 g. Uvedené manévry jsou možné v celém povoleném rozsahu rychlostí letu až do maximální přípustné rychlosti, včetně transonické oblasti s podmínkou nutné kontroly čísla "M" a násobku přetížení (g) a včasného vyloučení samovolného zvětšení přetížení při čísle "M"<sub>př</sub>  $\approx 0,9$  zmenšením síly přitahování řídicí páky.

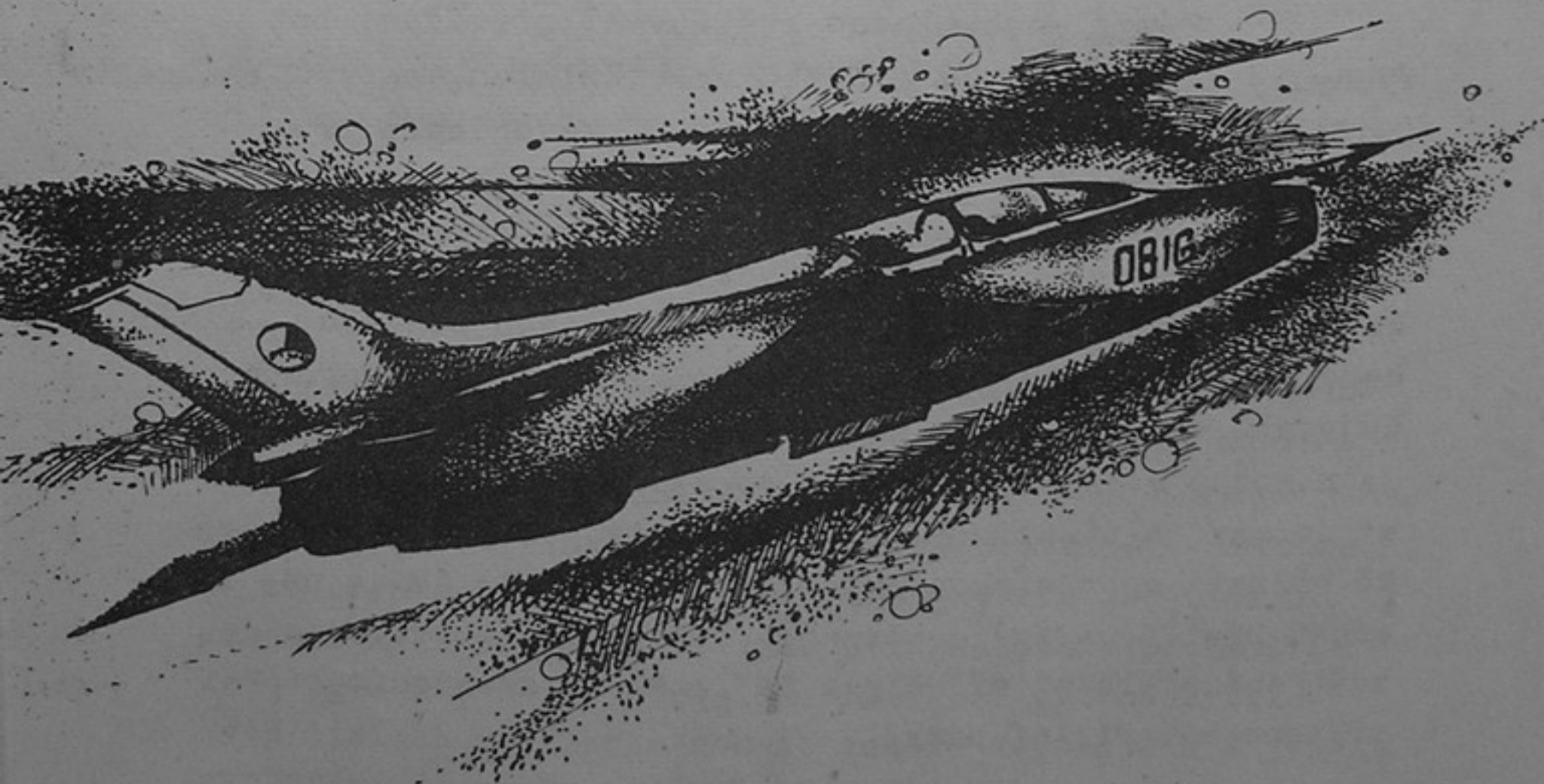
#### 4. CHARAKTERISTIKA LETOUNU A PROVOZNÍ OMEZENÍ

---

##### Letoun MiG-21U :

Je cvičně bojový stíhací letoun s motorem R-11F-300. Je určen pro výcvik a zdokonalování pilotů a posluchačů VVLŠ-SNP v pilotování ve dne i v noci za NPP a ZPP, pro výcvik při nadzvukových rychlostech, ve velkých výškách a také pro výcvik k bojovému použití. Konstrukčně je jednou modifikací bojového letounu MiG-21F. Změny byly provedeny hlavní v horní části trupu do 28.přepážky, vzhledem k umístění druhé (zadní) kabiny instruktora.

Řízení letounu je plně zdvojeno, což dovo-luje instruktorovi pilotovat letoun ze zadní kabiny a také současně opravovat chyby.



Provozní omezení :

Maximální přípustné rychlosti a přetížení letounu.

Pro letoun bez vnějších podvėsů, nebo se dvěma samonaváděcími raketami.

Výška letu	Max.přípustná $V_{př}$ (č.M)	Max. přípustné přetížení
do 5.000 m	1.100 km/hod.	do 1.200 l LPH 7g
od 5.000 m	1.200 km/hod.	nad 1.200 l LPH 6,5g
do 12.500 m		
nad 12.500m	2,05	

Pro letoun s kulometnou gondolou a se dvěma samonaváděcími raketami nebo bez nich.

do 5.000 m	1.100 km/hod.	
od 5.000 m	1.200 km/hod.	6 g
do 11.500 m		
nad 11.500m	1,9	

Pro letoun s přídavnou nádrží nebo se dvěma bloky UB-16-57U.

do 11.800 m	1.000 km/hod.	
nad 11.800m	1,6	6 g

UPOZORNĚNÍ :

Nadbytek energie při forsážním režimu dovoluje letounu překročit uvedená omezení.

Min. manévrovací rychl. letounu  
Min. rychl. letounu bez podvěsů  
Max. přípustná rychlost s vysunutým podvozkem

$V_{př} = 350 \text{ km/h}$

$V_{př} = 220-230 \text{ km/h}$

Max. přípustná rychlost při vypuštění brzdícího padáku

$V_{př} = 700 \text{ km/h}$

- s dolním uložením

$V_{př} = 280 \text{ km/h}$

- s horním uložením

$V_{př} = 320 \text{ km/h}$

Max. přípustná rychlost s odhozeným překrytem kabiny

- při letu s ochrannou přilbou a maskou

$V_{př} = 500 \text{ km/h}$

- při letu v utěsněné přilbě

$V_{př} = 700 \text{ km/h}$

Max. přípustná rychlost pro bezpečnou katapultáž

- pomocí vystř. pák na opěradle sedadla

$V_{př} = 700 \text{ km/h}$

- pomocí rukojeti na vaně sedadla

$V_{př} = 850 \text{ km/h}$

Rychlost max. stoupavosti

- režim "MAXIMÁL"

$V_p = 870 \text{ km/h}$  až  
 $900 \text{ km/h}$

- režim "FORSÁŽ"

$V_p = 930-1000 \text{ km/h}$   
 $M = 2,05$

Maximální přípustná rychlost

Rychlost max. doletu ve vodorovném letu v H - 5.000 m

$V_{př} = 660 \text{ km/h}$

Rychlost max. doletu ve vodorovném letu v H - 10.000 m

$V_{př} = 520 \text{ km/h}$

Rychlost max. doletu ve vodorovném letu v H - 11.000 m

$V_{př} = 510 \text{ km/h}$

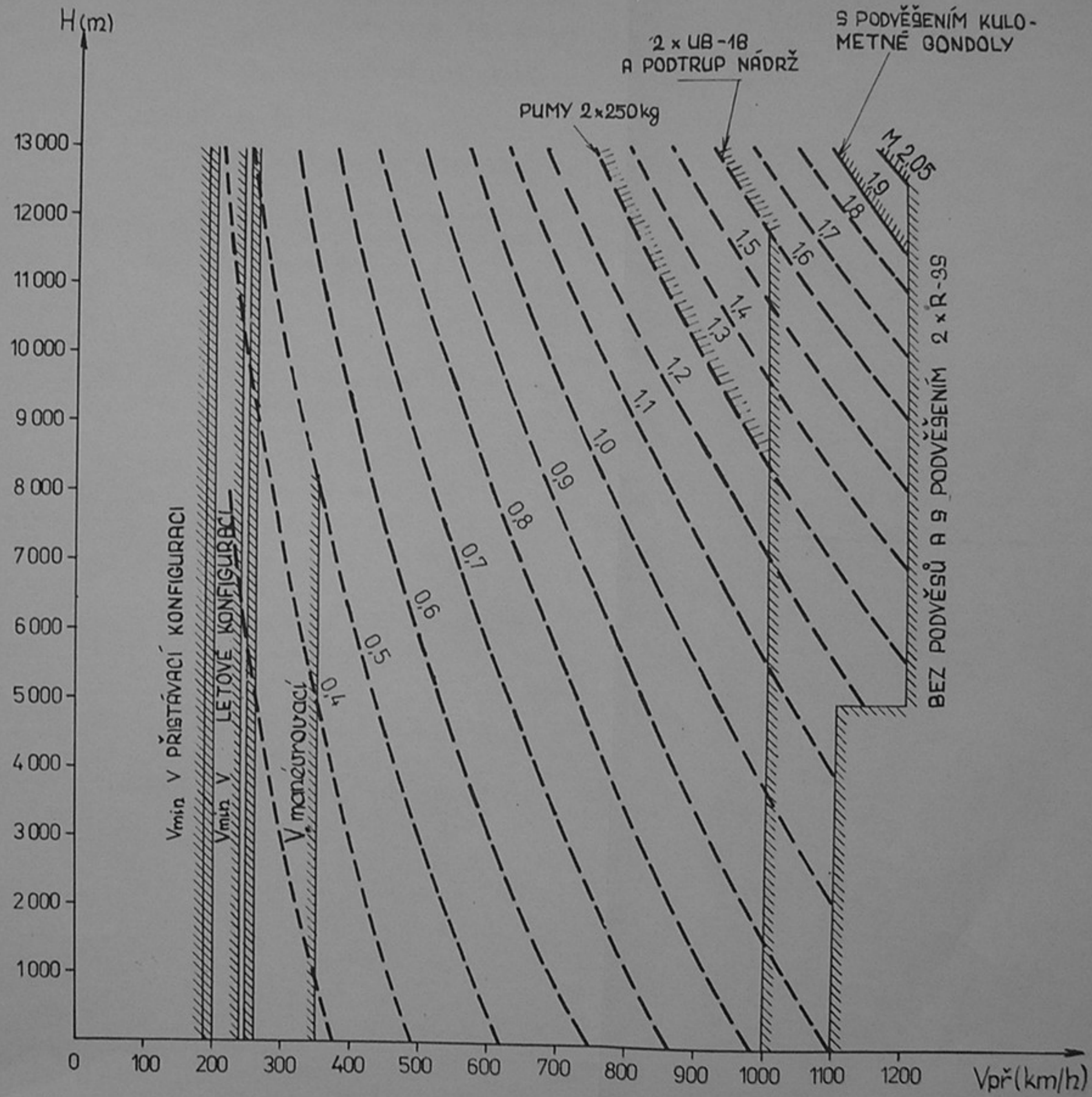
Rychl. max. doby vodorovného letu v H - 11.000 m

$V_{př} = 440 \text{ km/h}$

Rychl. pro nouz. odhození APU-3S, PU-12-40U a UB-16-57U s raketami ve vodorov. letu v H - 4000-6000 m

$V_{př} = 700-800 \text{ km/h}$

# GRAF PROVOZNÍCH OMEZENÍ LETOUNU V RYCHLOSTI



Přídavnou nádrž je povoleno odhazovat v celém rozsahu rychlostí (ve kterém je povoleno létat) ve všech výškách, avšak jen v přímém letu (bez skluzu).

Vzdušné brzdy lze používat při všech rychlostech letu.

Vzletové a přistávací charakteristiky letounu :

Rychlost zvedání příďového kola podvozku	$V_{př} = 250-270 \text{ km/h}$
Odpoutání letounu od země (úhel náběhu $9^\circ$ až $10^\circ$ )	
- letoun bez podvėsů	$V_{př} = 320 \text{ km/h}$
- letoun se 2 raketami	$V_{př} = 330 \text{ km/h}$
- letoun se 2 raketami a příď.nádrží	$V_{př} = 340 \text{ km/h}$

Na úhlu náběhu velmi záleží, neboť při jeho menší hodnotě se zvyšuje potřebná rychlost pro odpoutání a tím se prodlužuje délka vzletu.

Přistávací rychlost letounu (při úhlu náběhu  $9^\circ$  až  $10^\circ$ )

$$V_{př} = 260-270 \text{ km/h}$$

Délka dojezdu bez brzdícího padáku s brzděním všech 3 kol je 1.200 až 1.300 m a s použitím brzdícího padáku 900 m.

Délka dojezdu je závislá na přistávací rychlosti letounu, na správném začátku brzdění, na povrchu VPD a na okamžiku vypuštění brzdícího padáku.

UPOZORNĚNÍ :

Rychlost zvuku je vypočtena podle standardní atmosféry. Se změnou teploty se bude lišit a proto doporučujeme dodržovat uvedené rychlosti ve sloupci pod Max. VP, nebo se řídit podle údajů Machmetru. Nepřekračovat  $M = 0,95$ .

Omezení rychlosti nad obydlenými oblastmi :  
/Platí pro celé území ČSSR./

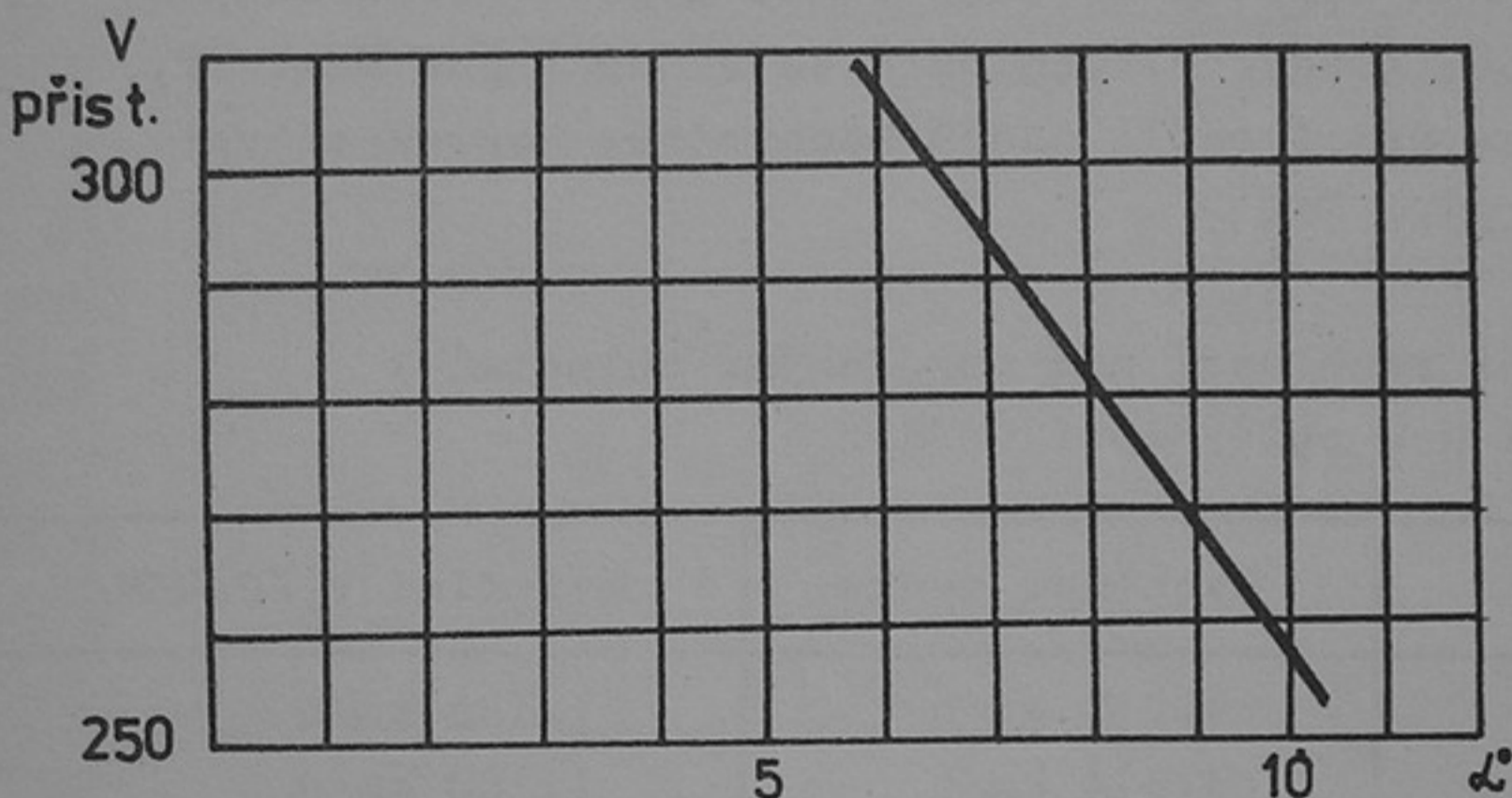
Výška	Rychlost zvuku	Maximální $V_p/0,96M/$
0 m	1.228 km/h	1.182 km/h
1.000 m	1.214 km/h	1.180 km/h
2.000 m	1.200 km/h	1.150 km/h
3.000 m	1.186 km/h	1.135 km/h
4.000 m	1.171 km/h	1.120 km/h
6.000 m	1.142 km/h	1.091 km/h
8.000 m	1.111 km/h	1.080 km/h
10.000 m	1.080 km/h	1.035 km/h
11.000 m	1.065 km/h	1.020 km/h
12.000 m	1.065 km/h	1.020 km/h

Omezení přistávací váhy:

- Norm. přistávací váha bez podvėsů při zbytku LHP max.	1.200 l
- Maximální přípustná přistávací váha	
- ihned po vzletu s celkovým zbytkem LPH (nutno odhodit před. nádrž a pumy)	2.300 l
- s celkovým zbytkem LPH (se zavěšenými raketami nebo pumami 2 x 250 kg)	1.600 l

Po přistání s přetíženým letounem musí být prohlédnut podvozek, jeho uchycení a přezkoušeno zasouvání a vysouvání podvozku.

Závislost přistávací rychlosti na úhlu  
náběhu



Max. vertikální rychlost stoupání (se samonaváděcími raketami)

- do H - 5.000 m (max. režim)	34 m/sec.
- od H - 5.000 m do 10.000 m (max. režim)	11 m/sec.
- od H - 10.000 m do 15.000 m (fors. režim)	53 m/sec.

Lety s rychlostí  $M \geq 1$  jsou přípustné ve výškách:

- při stoupání ve výšce nad terénem	11.000 m
- ve vodorovném letu ve výšce nad terénem	12.000 m
- při klesání ve výšce nad terénem	13.000 m



Zásoba paliva v letounu :

- bez přídavné nádrže	2.320 l
- s přídavnou nádrží	2.810 l

## 5. POUŽÍVÁNÍ MOTORU NA ZEMI

-----

### Omezení hnacího ústrojí na zemi:

Maximální přípustná teplota výstupních plynů:

Režim	TVP ( °C )
Spouštění	650°
Volnoběh	420°
Max. režim - záporná teplota vnějšího vzduchu	710°
- kladná teplota vnějšího vzduchu	730°
Forsáž	710°

Maximální přípustné otáčky rotoru nízkého tlaku ( $N_1$ ) 101%

Minimální přípustný tlak oleje:

- při volnoběhu 1 kp/cm<sup>2</sup>

- při režimu nad  $N_1$ -88 %=3,5 kp/cm<sup>2</sup>

Otáčky RNT ( $N_1$ ) 75 až 84 % a 95 až 99 % na zemi používat jako průchozí.

## 6. POUŽÍVÁNÍ MOTORU ZA LETU

-----

Max. otáčky RNT ( $N_1$ ) při max. a fors.režimu	101,5 %
Max. otáčky RVT ( $N_2$ )	104 %
Max. přípustná teplota výstupních plynů:	
- při max. režimu ve všech výškách letu	710°C
- při fors.režimu ve všech výškách letu do 10.000 m	710°C
- při fors. režimech ve všech výškách nad 10.000 m	730°C
Min. přípustný tlak oleje - rež.volnoběh	1 kp/cm <sup>2</sup>
- nad 88 % $N_1$ do H-15.000 m	3,5 kp/cm <sup>2</sup>
- nad 88 % $N_1$ nad H-15.000 m	3,0 kp/cm <sup>2</sup>

Ve všech výškách při záporných přetíženích je dovoleno pouze krátkodobé (max. 17sec) poklesnutí tlaku oleje na nulu.

Chod motoru při forsážních režimech je přípustný pouze při zbytku paliva nejméně 450 až 650 litrů (dokud se nerozsvítí signální žárovka "ZBYTEK 500 l").

Při pilotáži nedopustit záporné přetížení v trvání nad 15 sec. při režimech motoru <sup>do</sup> maximálního vto a nad 5 sec. při forsážních režimech.

Přetížení blízké nule ( $0 \pm 0,2 g$ ) je přípustné nejdéle na dobu 1 až 2 sec. Opětné vytvoření záporného přetížení je možné nejdříve po 30 sec. letu s kladným přetížením.

### UPOZORNĚNÍ :

Let se záporným přetížením je přípustný při zbytku paliva nejméně 500 litrů.

Používání motoru při všech ustálených a přechodových režimech je povoleno v celém rozsahu provozních rychlostí s těmito omezeními.

Akcelerace a škrcení motoru v rozmezí "VOLNOBĚH-MAXIMÁL" ve výškách do 13.000 m při  $V_{př}^{min.}$  350 km/h  
od 13.000-15.000m při  $V_{př}^{min.}$  450 km/h  
nad 15.000 m nebo  
při č. "M" nad 1,5 je škrcení motoru pod max. režim z a k á z á n o .

POZNÁMKA :

Při vzletu, při přistávacím manévru, při přistání a při opakování okruhu je používání motoru ve všech ustálených a průchozích režimech dovoleno bez rychlostního omezení.

Zapínání forsáže.

Ve výškách do 15.000 m (z max. režimu, při akceleraci <sup>Z</sup> volnoběhu)	$V_{př}^{min.}$ 500 km/h
Ve výškách nad 15.000 m (pouze z maximálního režimu)	$V_{př}^{min.}$ 550 km/h

Chod motoru v ustálených forsážních režimech, změna režimu chodu motoru v rozsahu regulovatelné forsáže a rovněž vypnutí forsáže se povoluje ve výškách :

- do 13.000 m	při $V_{př}^{min.}$ 350 km/h
- od 13.000 - 15.000 m	při $V_{př}^{min.}$ 450 km/h
- nad 15.000 m	při $V_{př}^{min.}$ 500 km/h

Při škrcení motoru z forsážního režimu do libovolného bezforsážního režimu je nutno :

Ve výšce nad 6.000 m zadržet POM na dorazu "MAXIMÁL" po dobu nejméně 3 sec.

Ve výškách pod 6.000 m toto zadržení není nutné.

Ve výškách nad 17.000 m je chod motoru povolen pouze v ustálených režimech "PLNÁ FORSÁŽ" a "MAXIMÁL" a rovněž je povoleno zapnutí a vypnutí forsáže.

#### POZNÁMKA :

Pracuje-li motor v režimu minimální a částečné forsáže, může dojít k nestabilní činnosti forsážní komory doprovázené podélným rozhoupáním letounu, kolísáním otáček a teploty výstupních plynů. K zajištění stabilního chodu forsážní komory je nutno přesunout POM směrem k plné forsáži nebo zvýšit rychlost letu.

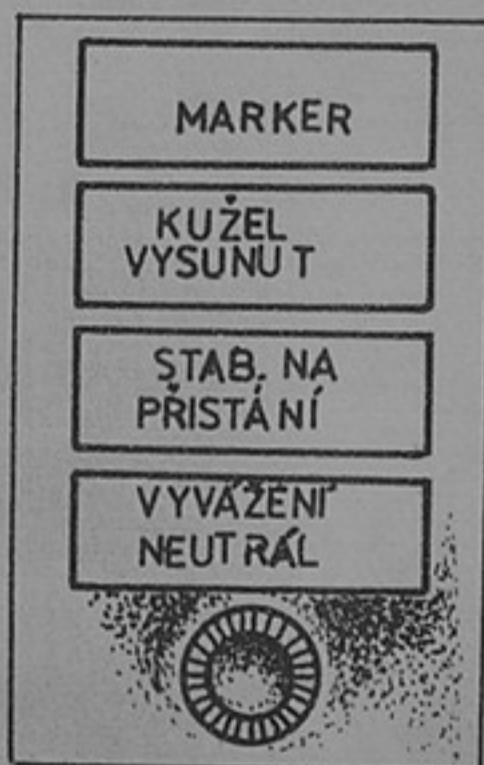
#### PROVOZNÍ POKYNY

-----

Doba nepřetržitého chodu motoru za letu při všech režimech není omezena. Za letu a rovněž při změně režimu chodu motoru, rychlosti a výšky letu je nutno kontrolovat parametry hnacího ústrojí, (otáčky RNT a RVT, teplotu výstupních plynů, tlak oleje a polohu kužele vstupního ústrojí) podle příslušných ukazatelů a signálních žárovek. Tlak oleje se kontroluje podle tlakoměru umístěného pouze na palubní desce v přední kabině.

Poloha kužele vstupního ústrojí závisí na čísle "M". Za letu se kužel nastavuje automaticky do těchto poloh:

- I. při M do 1,5 - KUŽEL ZASUNUT - signální žárovka na T-4 zhasnuta
- II. při M 1,5 - 1,9 - KUŽEL VYSUNUT - sig. žárovka na T-4 svítí (kužel částečně vysunut)
- III. při M 1,9 - KUŽEL VYSUNUT - žárovka na T-4 svítí (kužel zcela vysunut - vysunutí se kontroluje podle změny hluku ve vstupním ústrojí).



Poloha lamel výstupní trysky se kontroluje podle teploty výstupních plynů a podle rozdílu otáček RNT a RVT při maximálním a forsážním režimu chodu motoru.

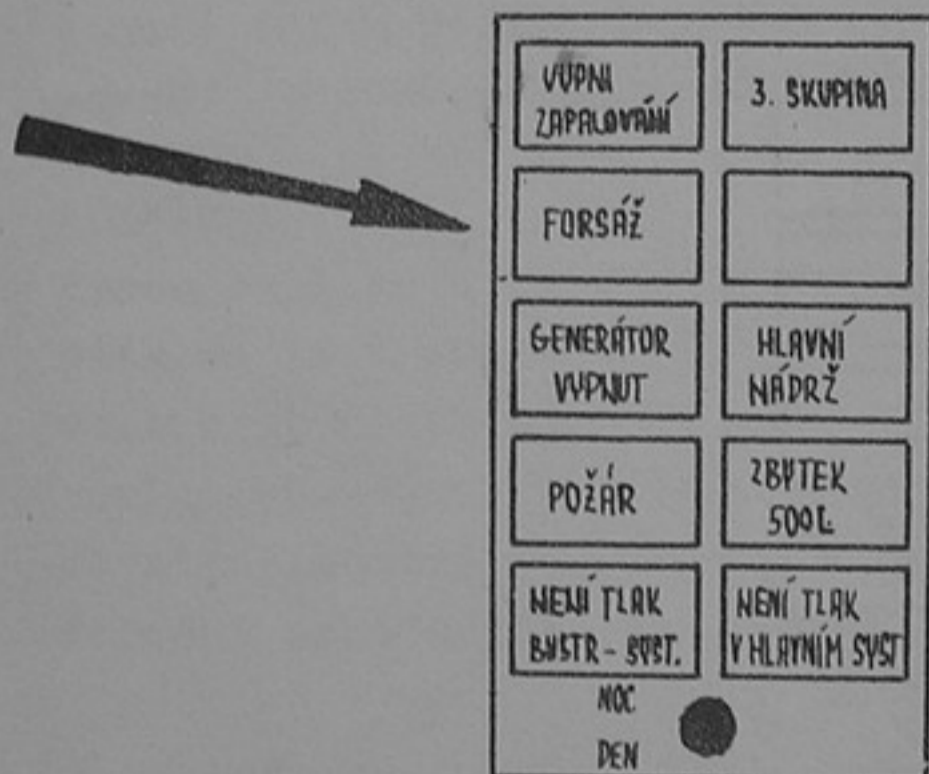
Při maximální poloze lamel výstupní trysky s maximálním a forsážním režimem chodu motoru musí být teplota výstupních plynů vyšší než  $450^{\circ}\text{C}$  a rozdíl mezi otáčkami RNT a RVT musí být menší než 8 až 10 %.

#### Zapnutí forsáže

Forsáž za letu se zapíná přesunutím POM do polohy " PLNÁ FORSÁŽ" (jakmile motor dosáhne maximální otáčky).

Podle potřeby lze zapnout forsáž při  $V_{př}$  nejméně 500 km/h do výšky 15.000 m a 550 km/h nad výšku 15.000 m posunutím POM k dorazu "PLNÁ FORSÁŽ" z libovolného výchozího režimu chodu motoru.

Po zapnutí forsáže se na T-10 rozsvítí signální žárovka "FORSÁŽ" a dojde k přírůstku tahu motoru pocítovanému podle trhnutí.



Zapnutí forsáže je doprovázeno :

- Rozsvícením signálky "FORSÁŽ" na T-10;
- poklesem otáček RVT a RNT;
- krátkodobým poklesem teploty výstupních plynů.

Vlastní zapálení forsáže se projevuje :

- Trhnutím letounu (způsobené přírůstkem tahu motoru);
- krátkodobým (max. 5 sec.) překmitnutím otáček rotoru nízkého tlaku nejvíce na 106,5 %;
- zvýšením teploty výstupních plynů a srovnáním otáček RNT a RVT.

Nedojde-li k zapálení forsáže nebo forsáž zhasne, klesá teplota výstupních plynů pod  $450^{\circ}\text{C}$  a otáčky rotoru nízkého tlaku převyšují otáčky rotoru vysokého tlaku o 8 až 10 %. Nezapálí-li se nebo zhasne-li forsáž, je nutno stáhnout POM k dorazu "MAXIMÁL".

Opakované zapnutí forsáže je možné po obnovení maximálních otáček motoru, při čemž je třeba zvýšit rychlost o 30 až 50 km/h.

#### Vypnutí forsáže :

Forsáž se vypíná přepnutím POM do polohy "MAXIMÁL". Po vypnutí forsáže zhasne na tablu T-10 signální žárovka "FORSÁŽ".

Vypnutí forsáže může být doprovázeno krátkodobým (max. 5 sec.) překmitnutím otáček RNT nejvíce na 106,5 % a poklesem otáček RVT a jejich následným ustálením na otáčky zvoleného režimu.

#### Kontrola hnací jednotky :

V klesání z velkých výšek při poloze POM na dorazu "VOLNOBĚH" se musí pilot přesvědčit, zda motor nezhasl a že pracuje spolehlivě. K tomu ve výšce 7.000 až 5.000 m plynule přesunout POM směrem k dorazu "MAXIMÁL", při čemž musí sledovat otáčky a teplotu výstupních plynů. (Otáčky a teplota musí narůstat a motor musí pracovat ustáleně.)

Při kontrole akcelerace motoru z volnoběhu do maximálního režimu (doba přesunutí POM je 1,5 - 2 sec) věnovat pozornost času přechodu motoru na maximální otáčky. Tato doba je maximálně 14 sec. ve výškách pod 10.000 m.

#### UPOZORNĚNÍ :

Při kontrole akcelerace je třeba pečlivě sledovat otáčky motoru. Nesmí překročit max. přípustné ! Pokud se tak stane, je nutné ihned přesunout POM na otáčky pod 80 %  $N_1$  a ukončit úkol.

## 7. POUŽÍVÁNÍ A KONTROLA HYDRAULICKÝCH SYSTÉMŮ

---

Hydraulický systém letounu se skládá ze dvou samostatných systémů :

- z hydraulického systému zesilovačů,
- z hlavního hydraulického systému.

Hydraulický systém zesilovačů slouží k zabezpečení činnosti jedné komory zesilovače stabilizátoru BU-51MS a dvou zesilovačů křidélek BU-45A. V hydraulickém systému zesilovačů je vložena nouzová čerpací stanice NP-27T.

Hlavní hydraulický systém je určen pro ovládní podvozku, vztlakových klapek, vzdušných brzd, ovládní lamel výstupní trysky motoru, kužele a protipumpážních dvířek vstupního ústrojí. Rovněž je určen pro napájení druhé komory zesilovače stabilizátoru BU-51MS a zapínání válce automatického brzdění kol při zasouvání podvozku. Kromě toho hlavní hydraulický systém zajišťuje činnost zesilovačů křidélek BU-45A v případě poruchy hydraulického systému zesilovačů.

Tlak v hydraulických systémech se kontroluje podle dvouručičkového tlakoměru umístěného na palubní desce. Žluté signální žárovky na T-10 se rozsvítí při poklesu tlaku v hydraulických systémech pod 160 až 175  $\text{kp}/\text{cm}^2$  a zhasnou po vzrůstu tlaku nad 195  $\text{kp}/\text{cm}^2$ . Činnost čerpací stanice NP-27T se kontroluje podle tlakoměru hydraulického systému zesilovačů.



## 8. POUŽÍVÁNÍ PALIVOVÉHO SYSTÉMU

---

Kontrola spotřeby paliva je možná v obou kabinách pomocí spotřeboměru a signalizačních žárovek. Při správné činnosti palivového systému je signalizace přečerpávání následující :

- Při zbytku LPH 2.100 až 2.200 litrů, se rozsvítí signalizační žárovka signalizující vyčerpání přídavné nádrže (před letem s přídavnou nádrží musí být spotřeboměr nastaven na 2.750 litrů),
- při zbytku 800 až 900 litrů LPH se rozsvítí signalizační žárovka na tablu T-10 "3.SKUPINA NÁDRŽÍ", (před letem bez přídavné nádrže musí být spotřeboměr nastaven na 2.250 litrů),
- při zbytku 500 litrů LPH se rozsvítí signalizační žárovka na tablu T-10 "ZBYTEK 500 L".

### UPOZORNĚNÍ :

Spotřebování paliva z křídlových nádrží lze zjistit podle zbytku paliva v době rozsvícení signalizační žárovky třetí skupiny nádrží. Jestliže se rozsvítí signalizační žárovka "3.SKUPINA NÁDRŽÍ" při zbytku 1.300 až 1.400 litrů LPH znamená to, že palivo z křídlových nádrží nebylo vyčerpáno. Skutečná zásoba LPH v tomto případě bude 800 až 900 litrů.

Aby se předešlo poškození palivového čerpadla třetí skupiny nádrží, je nutno toto po rozsvícení signalizační žárovky třetí skupiny nádrží vypnout. Při příletu na přistání se zbytkem LPH menším jak 200 litrů, je pilot povinen zapnout spínač "Čerpadlo 3.skupiny nádrží", aby bylo možno přečerpat zbytek paliva z nádrží.

Při strmém klesání s velkým zbytkem paliva (1.400 litrů a více) při chodu motoru na režimu "MAXIMÁL" může dojít k rozsvícení signalizační žárovky "3.SKUPINA NÁDRŽÍ" při zbytku paliva 1.500 až 1.550 litrů nebo menším. V tomto případě čerpadlo třetí skupiny nádrží nevypínat, dokud nebude zbytek 800 až 900 litrů paliva. Při převedení letounu do vodorovného letu se současným pohybem POM do polohy "MAXIMÁL" signální žárovka musí zhasnout. Pokud nezhasne, znamená to, že palivo z křídlových nádrží nebylo vyčerpáno. V tomto případě přistávat při zbytku paliva 900 až 1.000 litrů na spotřeboměru.

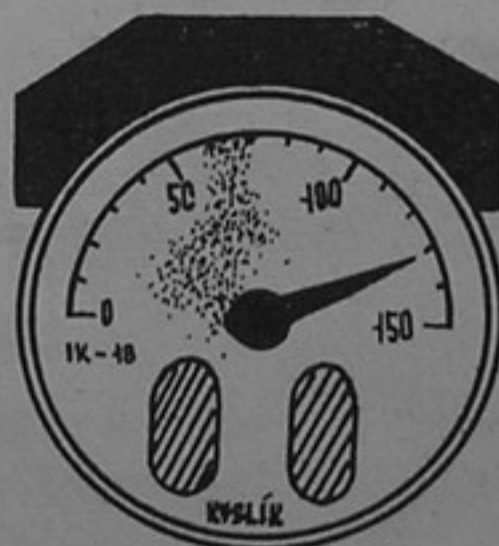
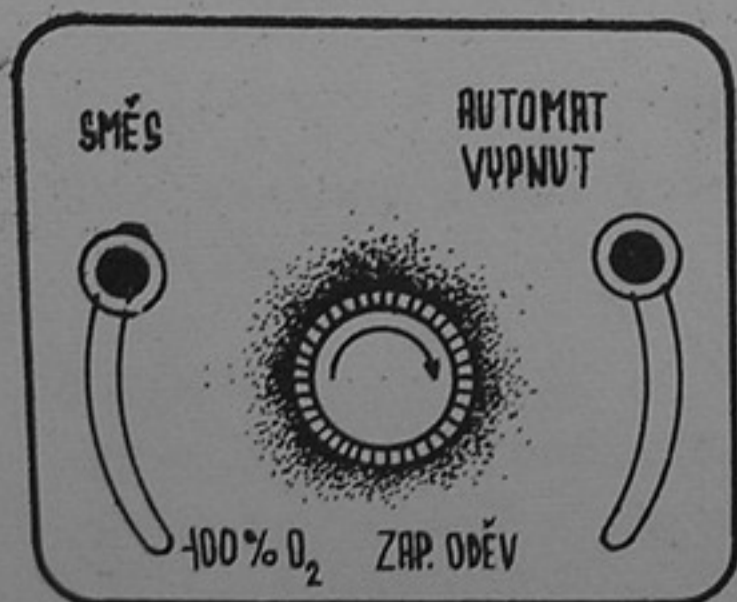
Lety po okruhu lze uskutečňovat s neúplně doplněným letounem. Minimální množství musí být 1.700 litrů. Neúplně doplňovat letoun palivem lze maximálně 4 x po sobě. Potom musí být letoun zcela doplněn (kontrolní doplnění).

## 9. POUŽÍVÁNÍ KYSLÍKOVÉHO VYBAVENÍ A SPECIÁLNÍ VÝSTROJE

Pilot musí používat pouze individuální soupravu speciální výstroje, která odpovídá jeho rozměrům. Přizpůsobuje se za pomoci hlavního lékaře útvaru a technika pro speciální vybavení.

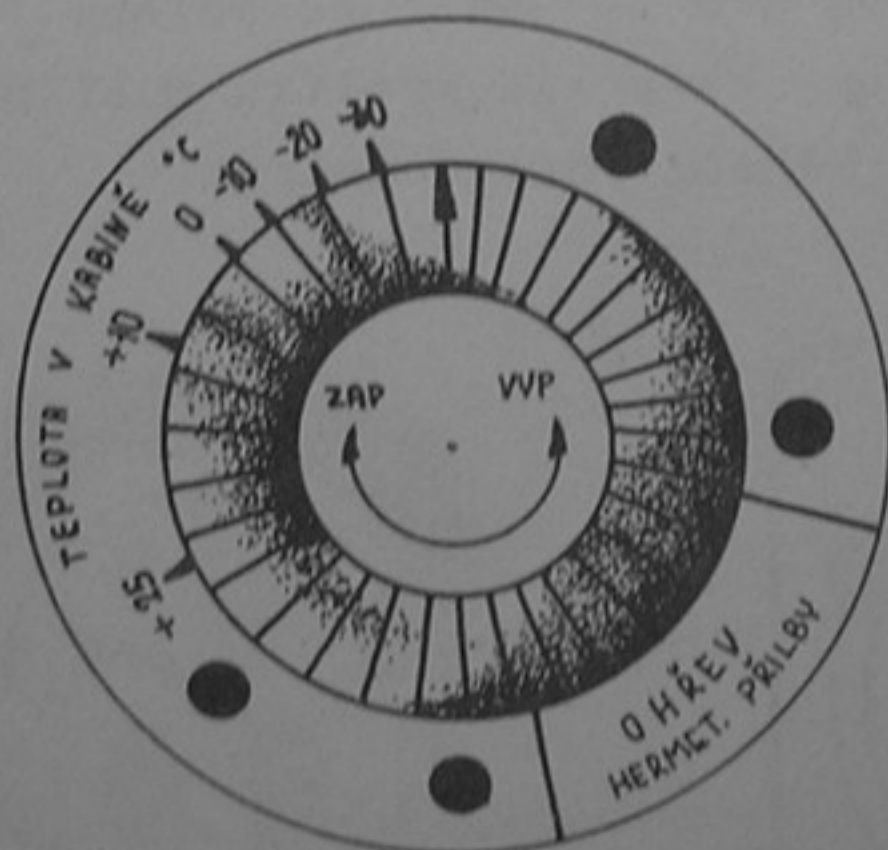
Kontrola kyslíkového vybavení a speciální výstroje na zemi :

- Před letem musí pilot přezkoušet - vnější stav výškové výstroje, těsnost vdechových a výdechových ventilů masky nebo přetlak. přilby a rádiové spojení. Zjistí-li vady, je použití výškové výstroje zakázáno.
- Kyslíková maska nebo průhledový štítek přetlak. přilby se musí nasadit již na zemi před poježděním.
- K přezkoušení bezvadnosti kyslíkového vybavení je nutno 2 - 3 x nadechnout a vydechnout, nebo nastavit rukojeť kohoutu "100 % O<sup>2</sup> - SMĚS" do polohy "100% O<sup>2</sup>", při čemž se segmenty ukazatele kyslíku musí během vdechu rozevírat a během výdechu svírat.



Kontrola kyslíkového vybavení a speciální výstroje za letu :

- Neustále kontrolovat stav kyslíku podle tlakoměru IK-18. Při tlaku kyslíku  $30 \text{ kp/cm}^2$  podle přístroje, je nutno okamžitě sestoupit do bezpečné výšky pod 4.000 m.
- Pravidelně kontrolovat výšku v kabině podle UVPD-20.
- Kontrolovat ohřev průhledového štítku utěsněné přilby. Ohřev štítku podle potřeby regulovat ručně pomocí reostatu. Pro rychlý ohřev lze použít tlačítka rychlého ohřevu utěsněné přilby.



Jestliže je dýchání ztíženo následkem velkého odporu při vdechování nebo při nevolnosti, je nutno okamžitě zapnout nouzovou dodávku kyslíku přesunutím páčky na štítku DU-2 do polohy "ZAPNUTÍ ODĚVU". Tím se naplní hadice napínající oděv a kyslík do utěsněné přilby (masky) bude přiváděn nepřetržitě.

POZNÁMKA :

Ve výškách pod 2.000 m, je-li rukojeť kohoutu "100 % O<sup>2</sup> - SMĚS" v poloze "SMĚS", nemusí být kyslík na dýchání dodáván a segmenty ukazatele kyslíku IK-18 nemusí reagovat na vdech a výdech.

Na všechny lety bez ohledu na výšku používat kyslíkové vybavení a padákový kyslíkový přístroj KP-27M.

V závislosti na úkolu používat tuto výškovou výstroj:

- Při všech letech bez ohledu na rychlost ve výškách pod 11.000 m používat ochrannou přilbu s kyslíkovou maskou a oděv proti přetížení.
- Při všech letech, bez ohledu na rychlost, ve výškách od 11.000 m do 14.000 m používat ochrannou přilbu, kyslíkovou masku a výškový kompenzační oděv. (VKK)
- Pro všechny lety ve výškách nad 14.000 m používat přetlak. přilbu a výškový kompenzační oděv (VKK).

POZNÁMKA :

- Před letem s použitím oděvu proti přetížení (PPLK-1M) musí být hlavice automatu AD-5A v poloze "MINIMUM" a zajištěna.
- Před letem s použitím výškového kompenzačního oděvu (VKK) musí být hlavice automatu AD-5A v poloze "MAXIMUM" a zajištěna.

## UPOZORNĚNÍ :

- Otevření (sejmutí) průhledového štítku utěsněné přilby nebo sejmutí kyslíkové masky za letu je povoleno po splnění úkolu ve výšce maximálně 4.000 m a při přístrojové rychlosti maximálně 700 km/h.
- Průhledový štítek po sejmutí zachytit na speciální zámek na padákovém popruhu, nebo odložit na pravém bočním pultu tak, aby nepřekážel v pilotování.
- Je-li sejmut průhledový štítek utěsněné přilby, kvalita rádiového spojení se značně zhorší.
- Je-li nutno opustit letoun ve vzduchu katapultáží a okolnosti do dovolují, průhledový štítek znovu nasadit.

## 10. POUŽÍVÁNÍ UTĚSNĚNÉ KABINY

-----

Všechny lety uskutečňovat v utěsněné kabině se zapnutou dodávkou vzduchu do kabiny a s automatickým přepínačem ohřevu kabiny přepnutým do polohy "AUTOMAT". Kabinu utěsnit na zemi před pojižděním nastavením rukojeti utěsnění do horní polohy. Zkontrolovat přetl. na ukazateli přetlaku kabiny a tlakem na sluchové orgány.

Při orosení krytu kabiny za letu je nutno nastavit přepínač regulátoru teploty vzduchu přiváděného do kabiny do polohy "HORKÝ". Jestliže orosení nezmizí, zvýšit otáčky motoru a zmenšit úhel klesání. Podle stavu paliva vysunout brzdící štítky a klesat do nařízené výšky.

Teplota vzduchu v kabině je udržována automaticky. V případě vysazení automatiky je nutno seříditi teplotu vzduchu v kabině ručně přepínačem ohřevu kabiny, přepnutím do polohy "CHLADNÝ" nebo "HORKÝ".

Tlak v kabině v závislosti na výšce letu je udržován automaticky regulátorem ARD-57V.

Přetlak v kabině se kontroluje podle přístroje UVPD-20. Při normální činnosti systému, přetlak v kabině začíná vzrůstat od výšky 2.000 m tak, že ve výšce 9.000 m až 10.000 m dosáhne maximální hodnoty  $0,3 \text{ kp/cm}^2$  a s dalším zvětšováním výšky se již nemění.

### POZNÁMKA :

Nachází-li se ručička UVPD-20 v červeném sektoru (po vzletu nebo za letu) je nutno zkontrolovat polohu páčky utěsněné kabiny. Je-li páčka ve správné poloze a přitom ve výškách nad 2.000 m není v kabině přetlak, je nutno přerušit úkol.

Maximální výška v utěsněné kabině (podle UVPD-20) ve výšce praktického dostupu letounu (18.000 m až 18.500 m) nesmí překročit 8.000 m.

Kabina se odtěsňuje na zemi bezprostředně před otevřením překrytu kabiny.

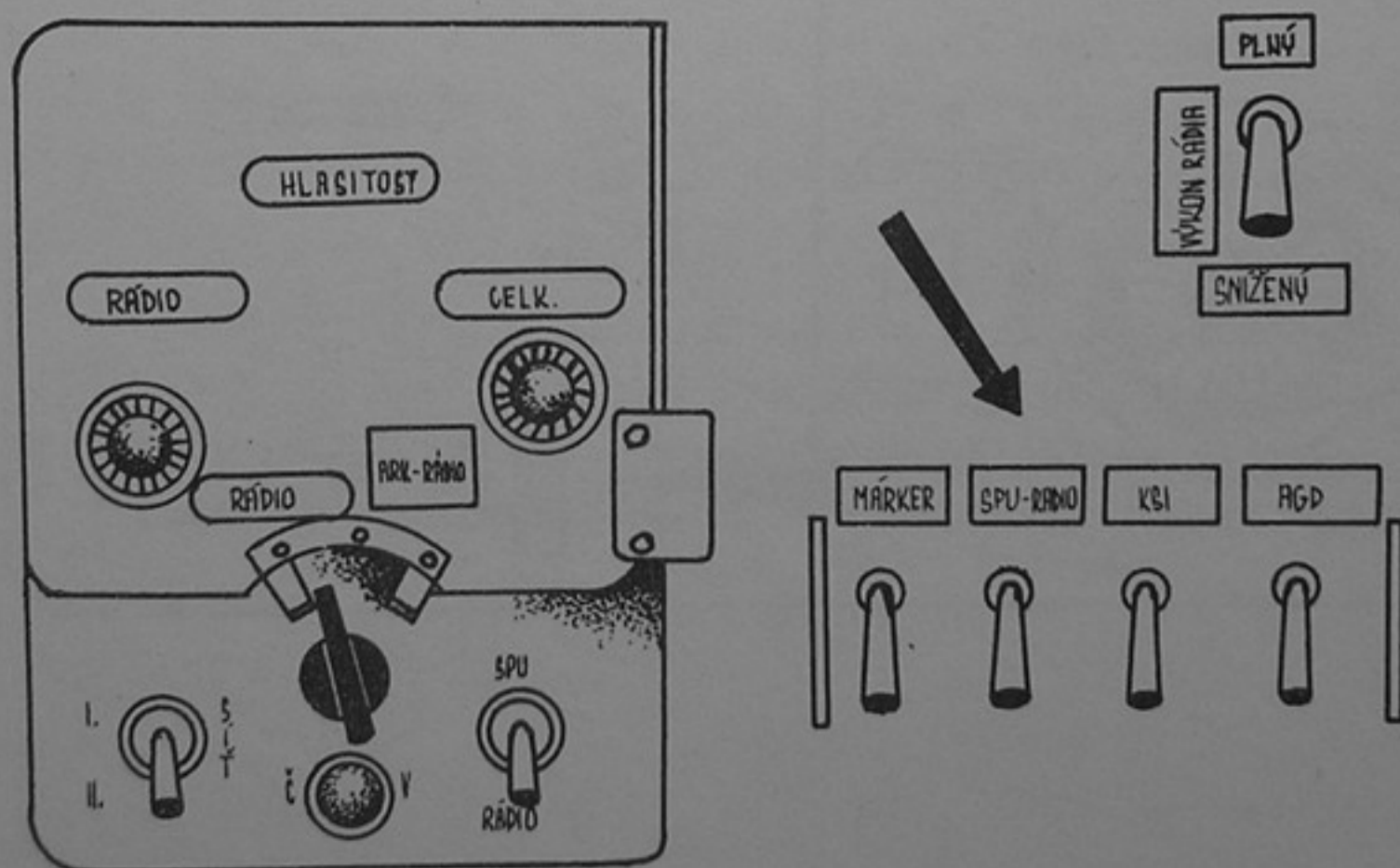


## 11. POUŽÍVÁNÍ RÁDIOVÉHO VYBAVENÍ

Rádiové spojovací zařízení sestává z VKV rádiové stanice RSIU a letounového dorozumivacího zařízení SPU-7.

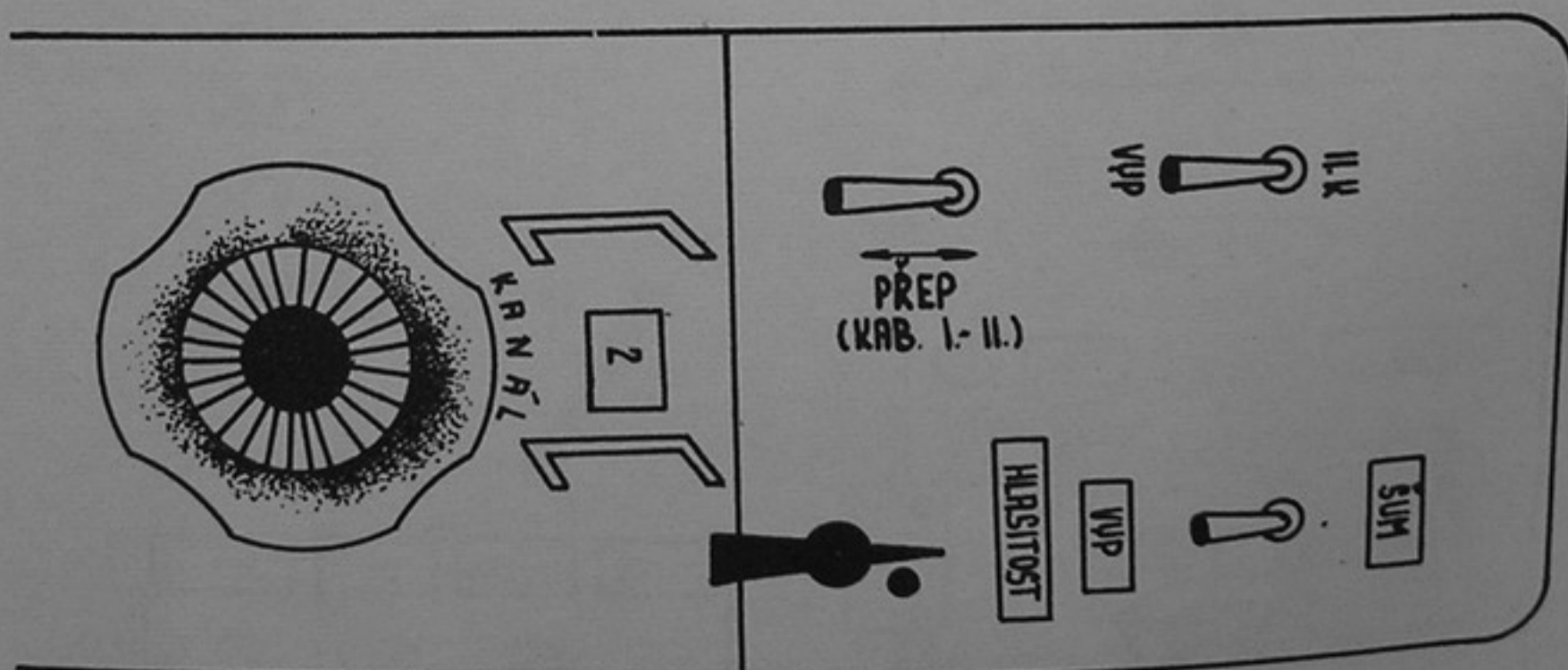
Rádiová stanice RSIU umožňuje rádiové spojení za letu bez doladování a ladění, na předběžně naladěných a zajištěných kanálech. Přepnutí rádiové stanice z jednoho kanálu na druhý se ovládá pootočením přepínače kanálů na ovládacím pultu (na libovolnou stranu bez ohledu na rychlosti a doby) a kontroluje se podle čísel v okénku, ve kterém je vidět číslo zvoleného kanálu. Doba přechodu rádiové stanice na libovolný kanál nepřevyšuje 4 sec.

Dosah oboustranného spojení s pozemní rádiovou stanicí typu R-824 závisí na výšce letu. Ve výšce 10.000 m je vzdálenost rádiového spojení 350 km. V menších výškách je v rozmezí "přímé viditelnosti".



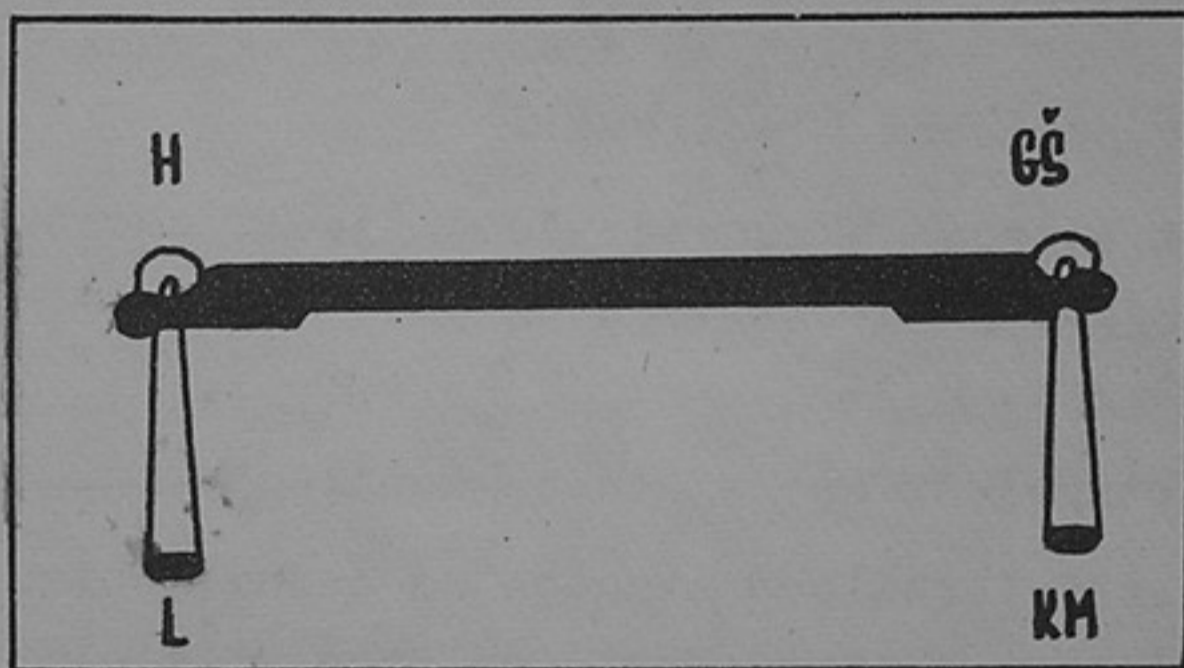
Rádiovou stanicí RSIU lze ovládat z pultů ovlá-  
dání RSIU umístěných na pravém boku přední i zadní ka-  
biny, na kterých jsou tyto ovládací prvky :

- přepínač kanálů,
- okénko s čísly, které ukazuje zvolený kanál,
- regulátor hlasitosti (není v činnosti),
- přepínač "ovládání" pro přepnutí ovládání z jednoho pultu na druhý (přitom z pultu, na kterém se uskuteč-  
ňuje ovládání rádiové stanice svítí okénko s číslem,  
na druhém pultu žárovka nesvítí),
- vypínač omezovače šumů "OMEZOVAČ ŠUMŮ ZAPNUT" (za  
letu musí být omezovač šumu zapnut, vypíná se jen  
při snížení příjmu ve velkých vzdálenostech od po-  
zemní rádiové stanice),
- přepínač výkonu "PLNÝ - SNÍŽENÝ" (za letu musí být  
trvale přepnut do polohy "PLNÝ" výkon),
- vypínač "II.KOMPLET - VYPNUT" musí být trvale přepnut  
do polohy "VYPNUTO". (II.komplet není v letounu za-  
budován.)



Tlačítko zapnutí vysílání je na POM z boku v obou kabinách. Doba přechodu z příjmu na vysílání a opačně je maximálně 0,5 sec.

Pro zabezpečení spojení při použití mikrofonu DEMŠ-1A nebo hrdelního mikrofonu, je na levých pultech obou kabin zesilovač UK-2M.



Při letu v utěsněné přilbě - GŠ musí být přepínače UK-2M přepnuty do polohy "GŠ" a "M", a při letu s ochrannou přilbou a kyslíkovou maskou do polohy "KM" a "L".

Aby se zabránilo poškození mikrofonu (spékání uhlíkového prášku) musí být přepínače na UK-2M přepnuty do polohy "GŠ" a "M" dříve než je připojena vidlice utěsněné přilby. Mikrofon musí být vzdálen od rtů 1 až 1,5 cm.

Postup kontroly rádiové stanice (při zapnutém zdroji stejnosměrného proudu):

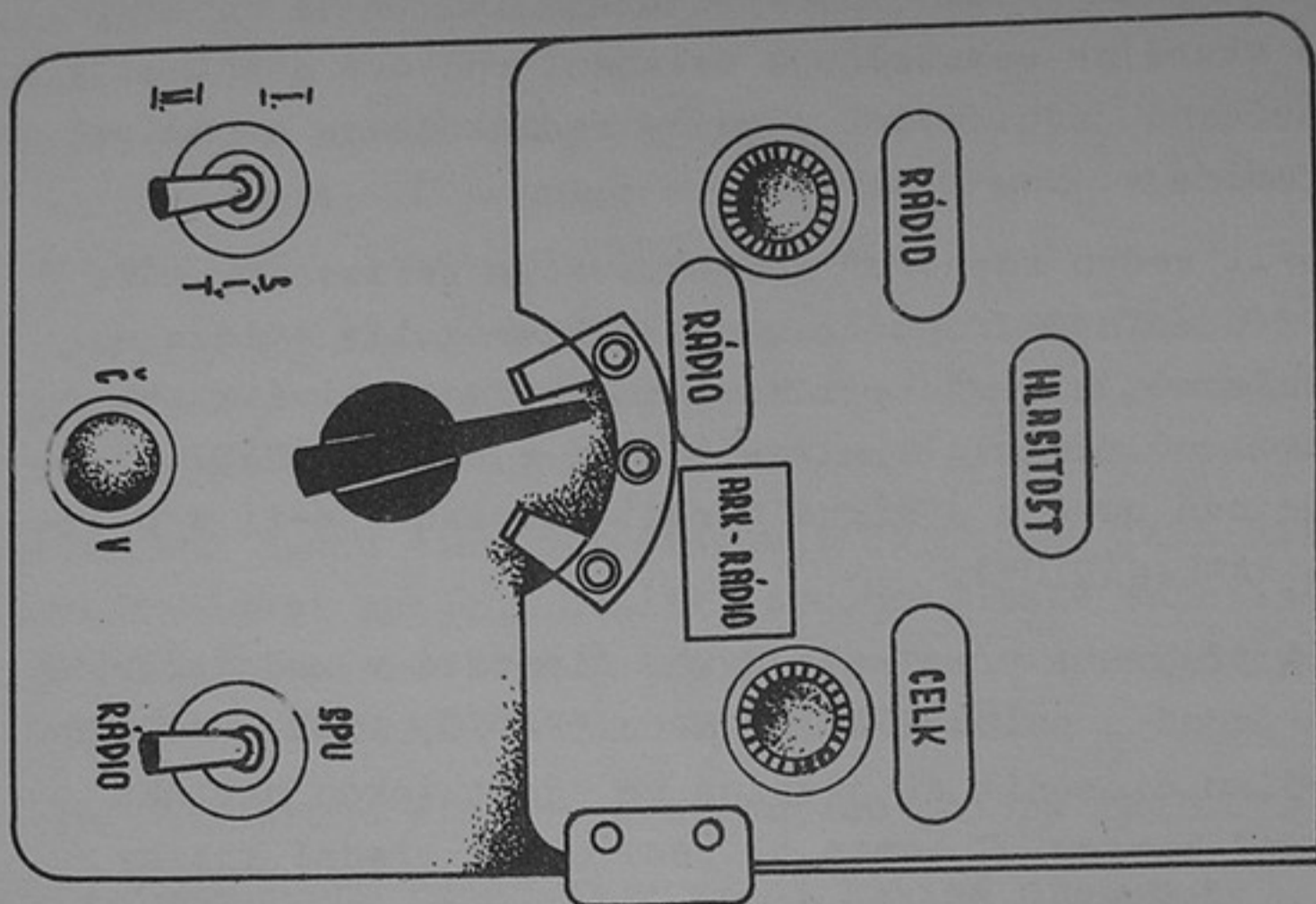
- Zapnout napájení rádiové stanice (automatickým jističem "SPU-RÁDIO").
- Přesvědčit se, že ovládání rádiové stanice je přepnuto na přední kabinu (okénko čísla kanálu svítí).
- Za 1 až 2 minuty po zapnutí napájení stlačit tlačítko vysílání a navázat rádiové spojení, regulátor hlasitosti "HLASITOST - RÁDIO" na účastnické skřínce SPU-7 dát do potřebné hlasitosti.
- Zkontrolovat činnost omezovače šumů (je-li omezovač šumů vypnut jsou slyšet šumy a opačně). Omezovač šumů zapnout.
- Zkontrolovat spojení na ostatních kanálech.
- Přepnout ovládání rádiové stanice na zadní kabinu a podobným způsobem zkontrolovat rádiovou stanici ze zadní kabiny.
- Po kontrole činnosti přepnout ovládání na přední kabinu a nastavit pracovní kanál.

Letounové dorozumívací zařízení SPU-7 zabezpečuje :

- Vnitřní telefonní spojení mezi osádkou.
- Vnější spojení přes rádiovou stanici RSIU.
- Odposlech rádiové korespondence přijímačem RSIU a volacích znaků přívodných radiomajáků přes radiokompas ARK-10.

SPU-7 je napájen stejnosměrným proudem z palubní sítě a zapíná se automaticky jističem "SPU-RÁDIO".

Letounové dorozumívací zařízení je ovládáno pomocí účastnických skříněk, které jsou na levém boku přední a zadní kabiny a mají následující ovladače:



- Přepínač "SÍŤ-1", "2" (musí být trvale přepnut do polohy "1").
- Přepínač "SPU-RÁDIO" (musí být trvale přepnut do polohy "RÁDIO").
- Regulátor hlasitosti "RÁDIO" pro zesílení signálu, který vychází z přijímače RSIU.
- Regulátor hlasitosti "CELKOVÁ" pro regulaci hlasitosti vycházející ze zesilovačů SPU a přijímače ARK-10.
- Přepínač druhu činnosti s polohami "RÁDIO" - "ARK,RAD." v přední kabině a přepínač druhu činnosti s polohami "1.KABÍNA" - "RÁDIO" - "ARK, RÁDIO" v zadní kabině. (Přepínač v zadní kabině musí být v poloze "1.KABINA".)
- Je-li přepínač v poloze "RÁDIO" uskutečňuje se spojení s jinými rádiovými stanicemi (z té kabiny, ze které je ovládáno rádiové spojení), přičemž je poslech v obou kabinách.

- Je-li přepínač v poloze "ARK-RÁDIO" je zabezpečeno spojení s jinými rádiovými stanicemi (z té kabiny, ze které se uskutečňuje ovládání rádiové stanice) a současně jsou slyšet signály radiokompasu a rádiové stanice v obou kabinách.
- Je-li veden rozhovor dorozumívacím zařízením, může být přepínač druhu činnosti v kterékoliv poloze a současně je slyšet, i když se sníženou hlasitostí, povel od rádiové stanice (je-li v poloze "RÁDIO"), rádiové povely a signály radiokompasu (je-li v poloze "ARK-RÁDIO").
- Při přepnutí přepínače druhu činnosti v zadní kabině do jedné z poloh "RÁDIO" nebo "RÁDIO, ARK" - ovládání režimu činnosti se přepíná na účastnickou skříňku zadní kabiny. V tomto případě pilot přední kabiny nemá možnost měnit režim činnosti, ale má možnost odposlechu signálu jen toho režimu, který je nastaven v zadní kabině.
- Tlačítko postupného přepínání hovoru "CV" (v zadní kabině) - je paralelně spojeno s tlačítkem SPU a může se používat při hovoru uvnitř letounu, vysadí-li normální tlačítko SPU. Tlačítka SPU jsou v obou kabinách umístěna na POM (vrchní tlačítko).

Vypínačem "SPU TRVALE ZAPNUTO" je možnost SPU zapnout na nepřetržitou činnost. Vypínač je na svislé části levého pultu zadní kabiny (pod účastnickou skříňkou). V tomto případě nemusí pilot v zadní kabině při hovoru mačkat tlačítko "SPU" nebo "CV".

Vysadí-li zesilovač SPU může se spojení mezi osádkou udržovat pomocí rádiové stanice RSIU (pomocí spoluposlechu). Je však nutno dodržovat pravidla rádiové kázně.

Kontrolu činnosti SPU-7 je nutno uskutečnit současně s kontrolou rádiové stanice RSIU a radiokompasu ARK-10.

Při zapnutém zdroji stejnosměrného proudu :

- Zapnout napájení letounového dorozumívacího zařízení automatickým jističem "SPU, RÁDIO".
- Přepnout přepínač druhu činnosti do polohy "RÁDIO" a přezkoušet spojení s jinou rádiovou stanicí, odposlech rádiových signálů spojení a vzájemné do<sup>ro</sup>zumění osádky.
- Přepínač druhu činnosti přepnout do polohy "ARK-RÁDIO" zkontrolovat spojení uvnitř letounu a také odposlechnout pozemní rádiovou stanicí společně se signály radiokompasu. (ARK-10 musí být zapnut.)
- Přepínač druhu činnost přepnout do polohy "RÁDIO".
- Přepínač druhu činnosti v zadní kabině přepnout postupně do polohy "RÁDIO" a "ARK, RÁDIO" a zkontrolovat činnost SPU ze zadní kabiny, přitom vnitřní spojení zkontrolovat jak stlačením tlačítka SPU, tak i přesunutím vypínače do polohy "SPU TRVALE ZAPNUT".
- Po kontrole SPU přepnout přepínač druhu činnosti v zadní kabině do polohy "1.KABINA" a vypnout trvalé zapnutí SPU.

## LADĚNÍ AUTOMATICKÉHO RÁDIOVÉHO KOMPASU ARK-10

---

Režimy činnosti :

- Režim automatického zaměřování (poloha přepínače "KOMPAS").
- Režim zaměřování se sluchovou indikací (poloha přepínače "RAMKA").
- Režim činnosti jako středovlnný rádiový přijímač (přepínač v poloze "ANTÉNA").

Ladění rádiového kompasu :

- Po zapnutí AZS "AKUMULÁTOR" přepnout čtyřpolohový přepínač režimu ARK do polohy "ANTÉNA" a přepínač "TLF-TLG" do polohy "TLF".
- Stlačit příslušné tlačítko kanálu, při čemž se rozběhne stupnice a ARK se naladí na frekvenci dříve na tomto tlačítku naladěnou.
- Po zastavení ladícího mechanismu odjistit knoflík "PŘEPÍNAČ ROZSAHU" (zvednutím kovového třmenu na tomto knoflíku) a otočením knoflíku nastavit příslušný podrozsah. Zajistit knoflík "PŘEPÍNAČ ROZSAHU" (zmáčknutím třmenu).
- Odjistit knoflík "LADĚNÍ HRUBĚ" (zvednutím třmenu) a nastavit na stupnici počet dílků odpovídajících laděné frekvenci.
- Stlačit knoflík "LADĚNÍ JEMNĚ" na doraz a otáčením knoflíku na obě strany dosáhnout maximální výchylky ručičky indikátoru ladění. Ve sluchátkách jsou slyšet signály laděné rádiové stanice. Doladění knoflíkem "LADĚNÍ JEMNĚ", se uskutečňuje zpočátku při přepnutí přepínače "ŠIROKÉ PÁSMO" a potom při přepnutí přepínače do polohy "ÚZKÉ PÁSMO" (načež se přepne zpět do polohy "ŠIROKÉ PÁSMO").



- Po doladění zajistit knoflík "LADĚNÍ HRUBĚ" (zmáčknutím třmenu a povytažením zajistit knoflík "LADĚNÍ JEMNĚ".

**POZNÁMKA :**

Rádiový kompas je nyní naladěn na frekvenci, která se rovná součtu čísel čtených na knoflíku přepínače podrozsahů a na stupnici.

Naladění ARK na předladěné kmitočty pomocí tlačítek :

- Stlačit tlačítko požadovaného kmitočtu.
- Je-li nutno přívodnou rádiovou stanicí doladit, je třeba odjistit knoflík "LADĚNÍ HRUBĚ" a knoflíkem "LADĚNÍ JEMNĚ", dosáhnout maximální výchylky na indikátoru ladění.
- Zajistit knoflík "LADĚNÍ HRUBĚ", "LADĚNÍ JEMNĚ".

**Plynulé ladění ARK.**

ARK je možno naladit na jakoukoliv frekvenci pracovního pásma bez použití tlačítek 1 - 9. K tomu je nutno :

- Stlačit tlačítko plynulého ladění označené písmenem "P".
- Přepnout přepínač režimu do polohy "ANTÉNA", přepínač "TLF - TLG" přepnout do polohy "TLF".
- Knoflíkem "PŘEPÍNAČ ROZSAHU" nastavit požadovaný podrozsah.
- Knoflíkem "LADĚNÍ HRUBĚ" nastavit na stupnici počet dílků, aby součet čísel čtených na knoflíku "PŘEPÍNAČE ROZSAHU" a na stupnici se rovnal kmitočtu požadované stanice.

- Stlačit na doraz knoflík "LADĚNÍ JEMNĚ" a nastavit jím stupnici přesně do polohy odpovídající kmitočtu rádiové stanice.
- Přepínač "ŠIROKÉ-ÚZKÉ PÁSMO", přepnout do polohy "ÚZKÉ" a opětovným doladěním dosáhnout maximální výchylky ručičky indikátoru ladění.
- Přepínač "ŠIROKÉ-ÚZKÉ" PÁSMO " přepnout do polohy "ŠIROKÉ".

Univerzální automatický přepínač UAP-1 :

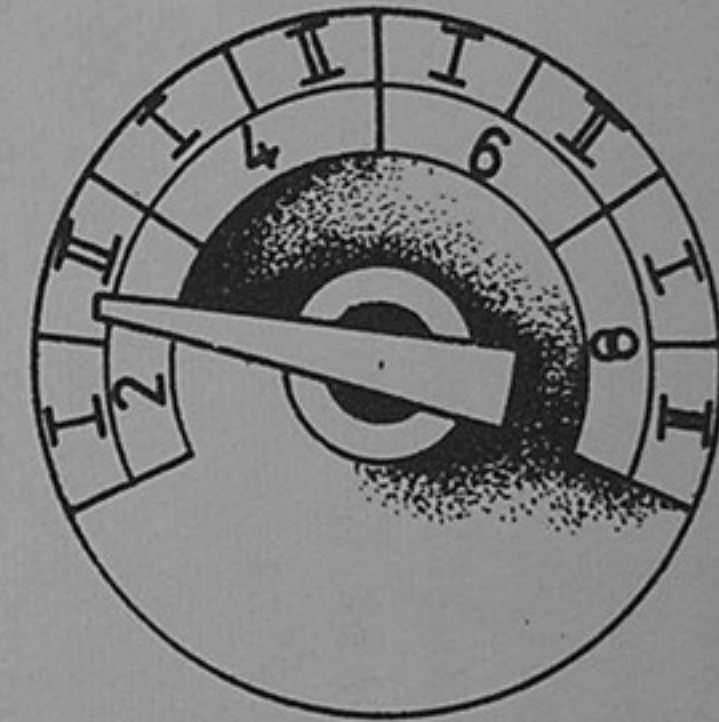
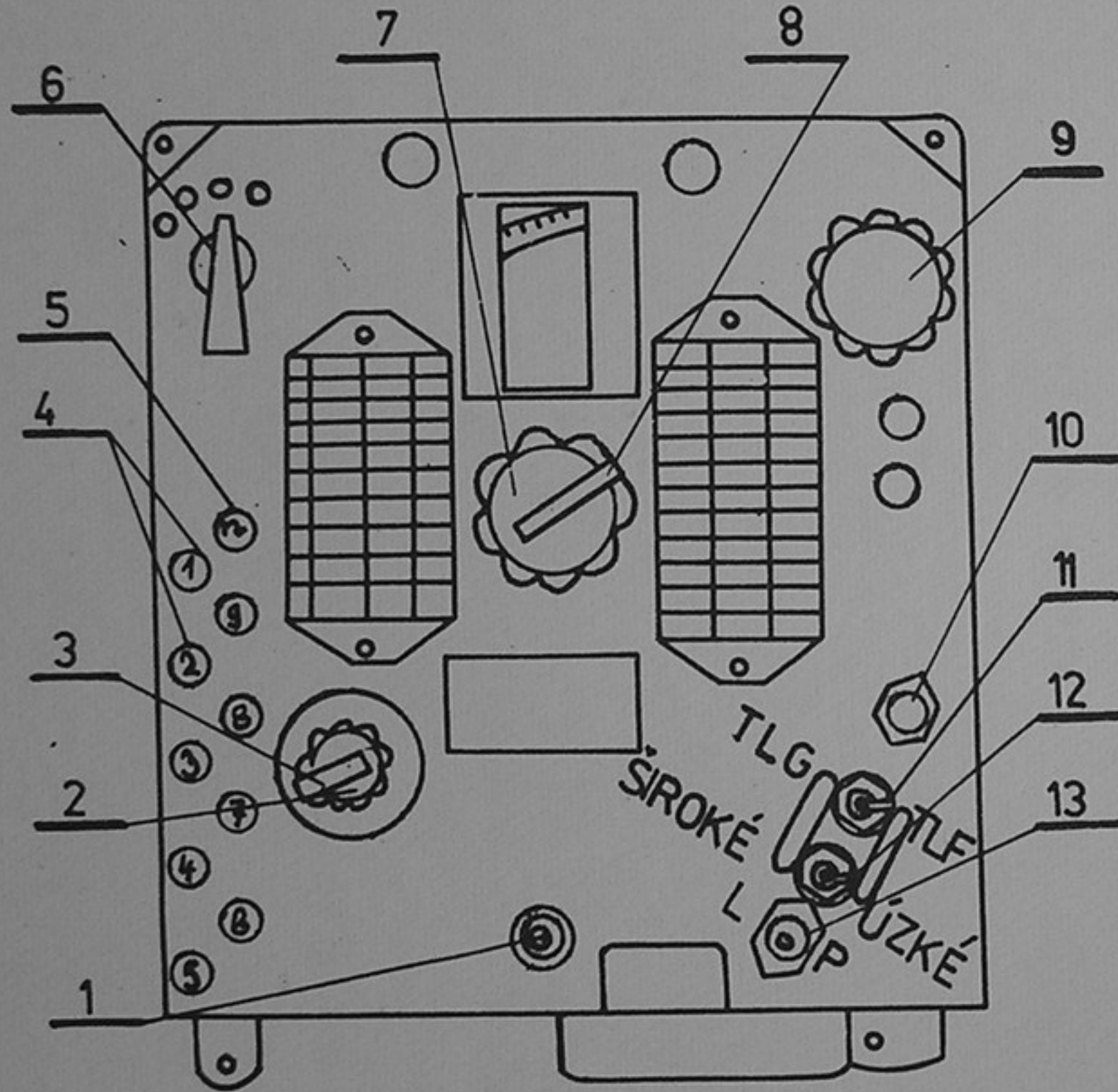
Přepíná rádiový kompas z frekvence VZDÁLENÉ PŘÍVODNÉ RÁDIOVÉ STANICE na frekvenci BLIŽNÉ PŘÍVODNÉ RÁDIOVÉ STANICE samočinně bez zásahu pilota. K přepnutí dojde při vysunutém podvozku a po příjmutí signálu od návěstního vysílače **MARKER**.

Zpětný přechod z frekvence BPRS na frekvenci VPRS nastává při změně azimutu letu o 40 až 150°. (Přepnutí z frekvence BPRS na frekvenci VPRS nastane i při zasunutém podvozku.)

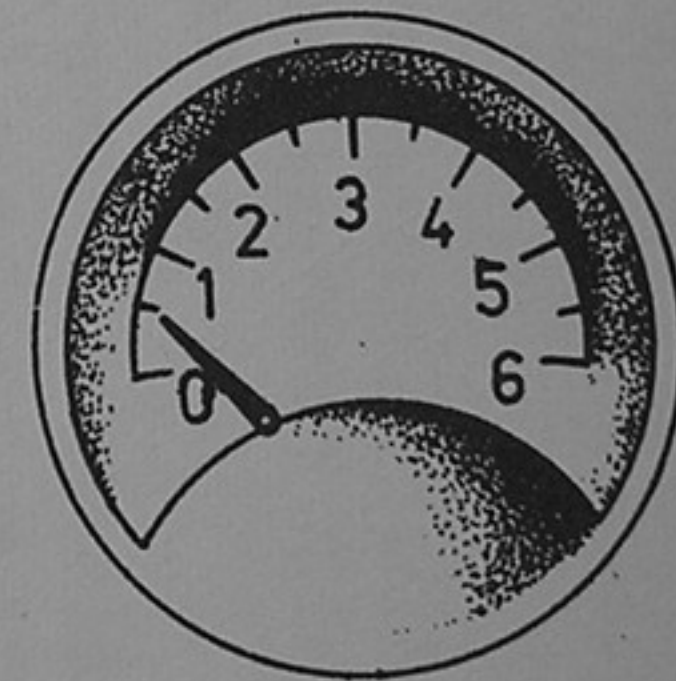
K tomu, aby proces přeladění proběhl správně a v nejkratší době, je nutno :

- V případě, že frekvence VPRS (čtená pouze v dílcích stupnice) je vyšší než frekvence BPRS (čtená v dílcích stupnice) je nutno přepnout dálkový přepínač do polohy "I" (VYP).
- V případě, že frekvence BPRS (čtená v dílcích stupnice) je vyšší než frekvence VPRS (čtená v dílcích stupnice), je nutno přepnout dálkový přepínač do polohy "II" (ZAP).
- V případě, že frekvence BPRS je vyšší o 80 kc a více než frekvence VPRS, je nutno přepnout dálkový přepínač do polohy "I" (VYP).

# OVLÁDACÍ PULT ARK



DÁLKOVÝ VLNOVÝ PŘEPÍNAČ



INDIKÁTOR LADĚNÍ

- P o z i c e :
- 1/ Regulátor hlasitosti.
  - 2/ Přepínač rozsahů.
  - 3/ Aretační páčka přepínače rozsahů.
  - 4/ Tlačítka pevného naladění.
  - 5/ Tlačítko plynulého naladění.
  - 6/ Přepínač režimu činnosti.
  - 7/ Knoflík hrubého ladění.
  - 8/ Aretační páčka knoflíku hrubého ladění.
  - 9/ Knoflík plynulého ladění.
  - 10/ Knoflík regulace jasu osvětlení stupnice.
  - 11/ Přepínač "TLG - TLF".
  - 12/ Přepínač "ŠIR - UZK".
  - 13/ Přepínač ručního otáčení rámové antény L - P.

## UPOZORNĚNÍ :

Při obsluze rádiového kompasu je nutno pamatovat, že :

- Při uvolněných fixátorech je z a k á z á n o zapínat tlačítka automatického ladění 1 - 9.
- Při plynulém nastavování kmitočtů knoflíkem "LADĚNÍ HRUBĚ" je nutno předem povytáhnout knoflík "LADĚNÍ JEMNĚ", aby se vysunul ze záběru do rychla.
- V případě neustálého otáčení mechanismu automatického ladění po stlačení některého tlačítka 1 - 9 je třeba zapnout libovolné jiné tlačítko, teprve po zastavení mechanismu stlačit požadované tlačítko.
- V případě, že nelze ovládat radiokompas ARK-10 je nutno stlačit tlačítko "PŘEPÍNÁNÍ PULTŮ".

## 12. VLEČENÍ LETOUNU

-----

Vlečení letounu je možné pouze se zavřenými kabinami. Rychlost vlečení může být 10 - 15 km/h na betonové dráze a 5 - 6 km/h po terénu.

Během vlečení musí sedět v kabině pilot nebo technik a být připraven použít brzdu.

## HLAVA II.

### PŘÍPRAVA K LETU

#### Výstroj a vybavení k letu :

Pilot musí použít výstroj v souladu s úkolem a nařízením velitele.

Při vstupu do letounu nesmí mít při sobě volně uložené předměty, které by mohly případně vypadnout do prostoru kabiny a zablokovat řízení letounu, nebo ovládání motoru.

Letové mapy se ukládají do příslušné schránky v kabině letounu a tabulky volacích znaků musí být připevněny na karabince a vloženy do vnější kapsy letecké blůzy.

Pilot od převzetí letounu k vyjetí letounu ze stanoviště postupuje podle tohoto schématu.

#### SCHEMA KONTROLY :

- Hlášení technika o připravenosti letounu.
- Prohlídka letounu před letem.
- Prohlídka kabiny před vstupem.
- Činnost po usednutí do kabiny.
- Kontrola kabiny bez zdroje elektrické energie.
- Kontrola kabiny se zdrojem elektrické energie.
- Spuštění motoru.
- Motorová zkouška.
- Příprava k pojíždění.
- Pojíždění.
- Vypnutí motoru.

## 1. Příprava k letu :

Před letem je pilot povinen převzít hlášení od technika letounu o připravenosti letounu k letu, o množství a druhu naplněného paliva, kyslíku, vzduchu a líhu, o zavěšení raket, o nabití kulometu a o pracích provedených na letounu od posledního letového dne.

## 2. Prohlídka letounu :

Po převzetí hlášení zkontrolovat :

- Volnost prostoru před a za letounem.
- Sejmутí ochranných krytů motoru.
- Spolehlivé upevnění klínů pod koly.

Při prohlídce letounu postupovat od přední části trupu na pravé křídlo, zadní část trupu, levé křídlo (ve směru hodinových ručiček) a zkontrolovat :

### a) Ve vstupním ústrojí :

- cizí předměty,
- potah,
- kužel (zasunutí, zajištění)

### b) Na PVD a TP - 156 :

- jsou-li sejmuty kryty a povlaky

### c) Na přední části trupu :

- protipumpážní dvířka

### d) Na příďovém podvozku :

- stav pneumatiky (její stlačení),
- neprosakuje-li hydraulická směs v šachtě příď.nohy

### e) Na pravé podvozkové noze :

- stav pneumatiky, (její stlačení)

- f) V šachtě pravé podvozkové nohy :
- neprosakuje-li hydraulická směs
- g) Na pravém křídle :
- náběžnou hranu a polohové světlo,
  - potah křídla, křidélek a vztlakových klapek,
  - neprosakuje-li palivo,
  - stav antén
- h) Na spodní části trupu :
- nevytéká-li olej, palivo, nebo hydraulická směs,
  - spodní aerodynamický hřeben letounu,
  - neporušenost antén,
  - zajištění přídavné nádrže nebo kulometné gondoly
- i) Na kormidlech :
- cizí předměty mezi stabilizátorem a trupem,
  - neporušenost potahu,
  - zda není mechanicky zajištěno směrové kormidlo,
  - neporušenost polohového světla,
  - neporušenost antén
- j) Brzdící padák:
- kontrola jeho připravenosti k letu

Levá strana trupu a levé křídlo se kontroluje stejným způsobem jako pravá strana.

Po skončení prohlídky zapíše pilot převzetí do deníku přípravy letounu.

#### Příprava padáku :

Před vložením padáku do vany sedačky jej prohlédnout a zkontrolovat:

- je-li padákový kyslíkový přístroj KP-27 správně vložen v kapse obalu padáku, tlak kyslíku v přístroji a zajištění mechanismu zapnutí přístroje;



- správné nastavení automatu padáku KAP-3P na dobu 2 sec. (nastavení přístroje podle výšky musí zabezpečovat otevření padáku ve výšce nejméně 1.000 m nad terénem v prostoru letu);
- zajištění ohebné hadice automatu a správné vložení výtažného lanka;
- upevnění ohebné hadice automatu na opěrné destičce chlopně obalu padáku;
- spojení lanka automatu s výtažným lankem padáku a zajištění hadice výtažného lanka;
- připojení pryžového tlumiče pro odpojení horní hlavice rychlospoje ORK k obalu padáku.

Potom uzavřít chlopeň padáku a dát technikovi letounu povel vložit padák do vany sedačky.

#### UPOZORNĚNÍ :

Je z a k á z á n o ukládat do vany sedačky podušky, plachty, různé podložky a jiné předměty.

#### POZNÁMKA :

- Padáky připravované pro let přebírá technik letadla. Dopravu padáků k letadlům a jejich převzetí po ukončení létání zabezpečují specialisté padákové a výsadkové přípravy.
- Do proudového letounu ukládá padák technik letadla.
- Technik letadla (pilot) je povinen padák před letem řádně prohlédnout, zkontrolovat a připravit jej pro let.

### 3. Prohlídka kabiny před vstupem

Před usednutím do kabiny se musí pilot přesvědčit :

#### a) Na překrytu kabiny :

- není-li znečištěno nebo poškozeno sklo kabiny,
- je-li překryt kabiny v otevřené poloze zajištěn.

#### b) Na sedadle :

- jsou-li vložena pozemní zajišťovačla do pyromechanismů katapultážního sedadla a stabilizačního padáku, do rukojetě pro nouzový odhoz krytu kabiny, do lůžka bloku výbuchu a signalizace tísňové stanice SRO, na madlách sedačky jsou-li vloženy kryty,
- je-li karabinka lanka přístroje AD-3U připojena k palubě letounu a na přístroji je nastaven čas 1,5 sec.,
- je-li sedačka nastavena podle výšky pilota vsedě,
- je-li bovden mechanismu pro zapnutí padákového i kyslíkového přístroje KAP-27M připojen k horní hlavici rychlospoj ORK-2 a je-li hadice KP-27M spojena s hadicí regulátoru RSD-3M,
- zda je rychlospoj ORK-2 správně spojen (přezkoušet zatažením za větší rukojeť horní hlavice),
- je-li karabinka lanka pro rozpojení ORK připojena ke kroužku na spodní hlavici ORK-2,
- je-li pryžový tlumič připojen k horní hlavici ORK-2,
- je-li kapronová páska na horní hlavici rychlospoj ORK-2 připojena k levé větší smyčce popruhu padáku,
- je-li lanko KAP-3 připojeno k sedačce bez ohybů kyslíkové hadice a elektrického kabelu,
- je-li lanko blokování vystřelovacího mechanismu připevněno ke krytu kabiny.

c) V prostoru kabiny :

- v kabině nejsou cizí předměty,
- krytka spouště na řídicí páce je v ochranné poloze,
- vypínač "AKUMULÁTOR" vypnut (kapacita ISA) v rozmezí 40 až 52 Ah,
- všechny vypínače a AZS na levém, pravém a předním pultu vypnuty (AZS "FORSÁŽ" a "AUT.BZDĚNÍ KOL" zapnuty),
- všechny AZS na pravém zadním elektrickém štítku (pod sklem) zapnuty,
- přepínače na zesilovači UK-2M přepnuty dle potřeby,
- hlav-ice automatu AD-5A je v požadované poloze,
- kyslíkový ventil otevřen a tlak kyslíku v kyslíkovém systému pilota je 130 až 150 kp/cm<sup>2</sup>,
- ovladač podvozku v neutrální poloze a zajištěn zárazkou,
- ručička ukazatele spotřeboměru ukazuje požadovanou zásobu paliva,
- tlak v hlavní a nouzovém vzduchovém systému je 110 až 130 kp/cm<sup>2</sup>.

#### 4. Činnost po usednutí do kabiny

Bezprostředně před usednutím do kabiny musí pilot dát povel technikovi letounu přizpůsobit popruhy podle své velikosti (pilot musí vědět číslo, na něž nastavuje pásový popruh a nožní úchyty popruhů).

Upoutání do padáku a zapojení oděvu proti přetížení a kysl. masky (VKK a GŠ):

- Připojit karabinku lanka NAZ ke kroužku přišitému k pilotnímu oděvu, (je-li NAZ v padáku).

- Samostatně nebo s pomocí technika navléci padákové popruhy (musí být těsně přizpůsobeny k tělu pilota, nožní popruhy provléci okem padákového popruhu a kovovým okem pro upoutání pilota k sedadlu - lanka nesmí být překřížena),
- Připojit hadici napínacího zařízení oděvu k regulátoru RSD-3M. (Při použití VKK.)
- Upínací pásku vrapové hadice KM (GŠ) navléci na hák levého nožního úchyty před jeho uzamčením do zámku.
- Uzavřít zámek popruhů.
- Připojit hadici obleku proti přetížení k horní hlavici ORK-2.
- Připojit hadice k masky (utěsněné přilby) k regulátoru RSD-3M (zkontrolovat, že podpěrná trubička výdechového ventilu není přehnuta nebo překroucena).
- Připevnit regulátor RSD-3M na zámek umístěný na levém nožním úchyty pod větší smyčkou.
- Připojit elektrické spoje rádia a ohřevu průhledového štítu utěsněné přilby s kabelem na ORK-2, který předběžně protáhnout pod popruhy.
- Zkontrolovat přizpůsobení popruhů a činnost mechanismů pro přitažení a zajištění ramenních popruhů poutacího systému.
- Přitáhnout břišní pás.

#### UPOZORNĚNÍ :

Překontrolovat zapnutí popruhů v centrálním zámku tahem za popruhy a hmatem zespodu centrálního zámku se přesvědčit, zda jsou zajišťovací čípky zasunuty, dotáhnout nožní popruhy .

Seříditi výšku sedadla na polohu podle individuální výšky pilota. Dodržet nařízenou vzdálenost přilby od skla překrytu kabiny.

## 5. Kontrola kabiny bez zdroje elektrické energie

### POZNÁMKA:

Kabinu zkontrolovat postupně zleva doprava.

### Levá strana

Na vodorovném pultu :

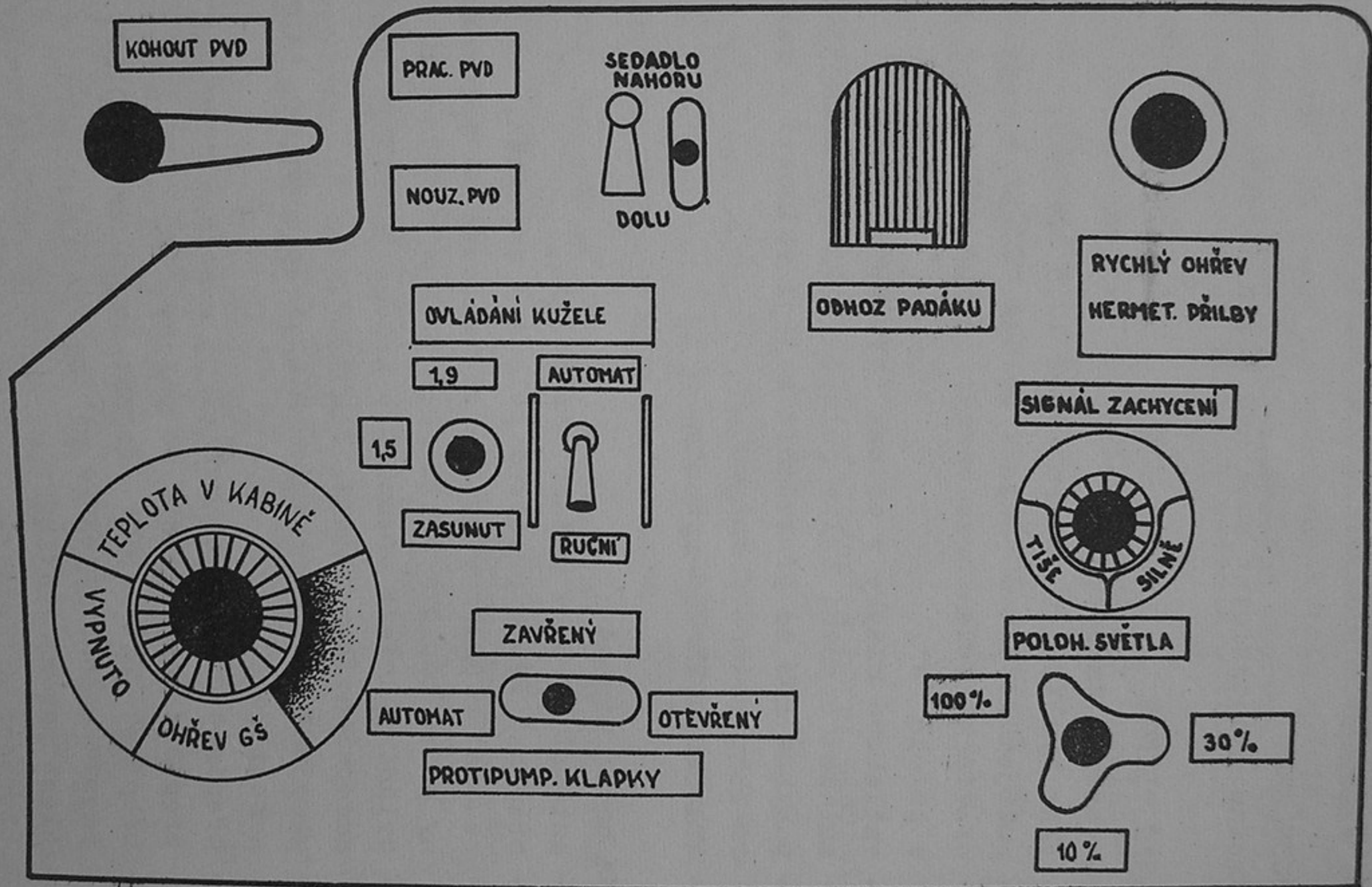
- tlak kyslíku do motoru (9 až 10,5 kp/cm<sup>2</sup>),
- rukojeť štítka DU-2 je v poloze "SMĚS" a regulátor přetlaku je na-doraz vpravo. Druhá páčka DÚ-2 je v poloze "N",
- vztlakové klapky v poloze "VYSUNUTO",
- automat brzdění kol v poloze "ZAPNUTO" a zajištěn,
- pohybem POM se přesvědčit o její volnosti v celém rozsahu ovládnání motoru,
- AZS PVD a TP-156 vypnuty.

Na boční straně :

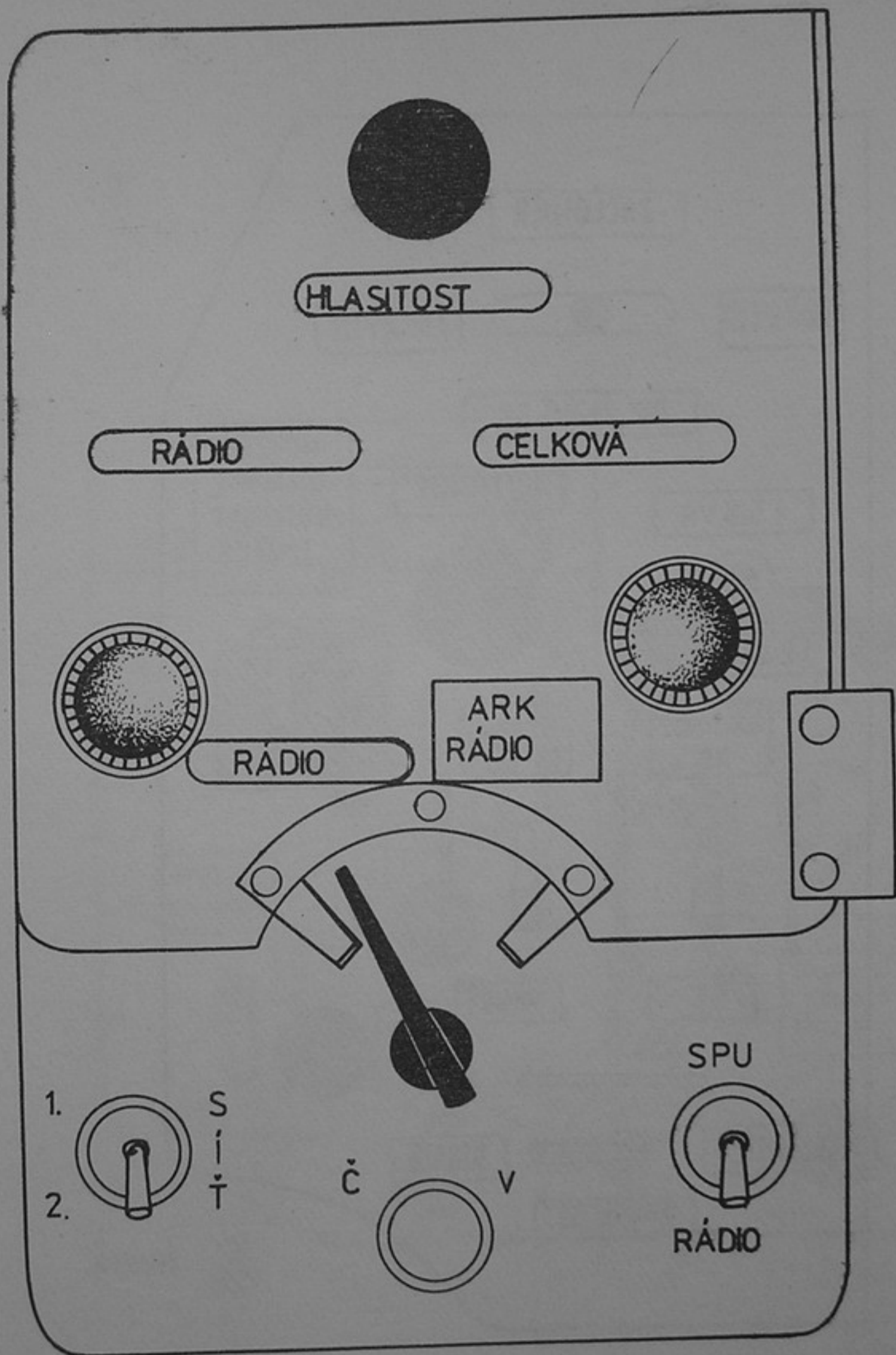
- automat AD-5A v požadované poloze,
- přepínač PVD v pracovní poloze a zajištěn,
- reostat průhledového štítka nastaven do správné polohy podle teploty v kabině,
- ovládnání kužele přepnuto v poloze "AUTOMAT" a přepínač poloh je v poloze "ZASUNUT",
- přepínač protipumpážních klapek je v poloze "AUTOMAT" a zajištěn,
- přepínač polohových světel je v poloze "NEUTRÁL",
- přepínač sítě přepnut do polohy "1",
- přepínač "SPU-RÁDIO" přepnut do polohy "RÁDIO",
- přepínač "RÁDIO-ARK" v poloze "RÁDIO",
- hlasitost na "MAXIMUM",
- přepínač ovládnání záclonky v poloze "OTEVŘENO",
- přepínače ovládnání zbraní jsou v potřebné poloze,
- přepínač "NOUZOVÉ OVLÁDNÁNÍ TRYSKY" v poloze "VYPNUTO" a zajištěn,

# LEVÝ OVLÁDACÍ PANEL ZADNÍ

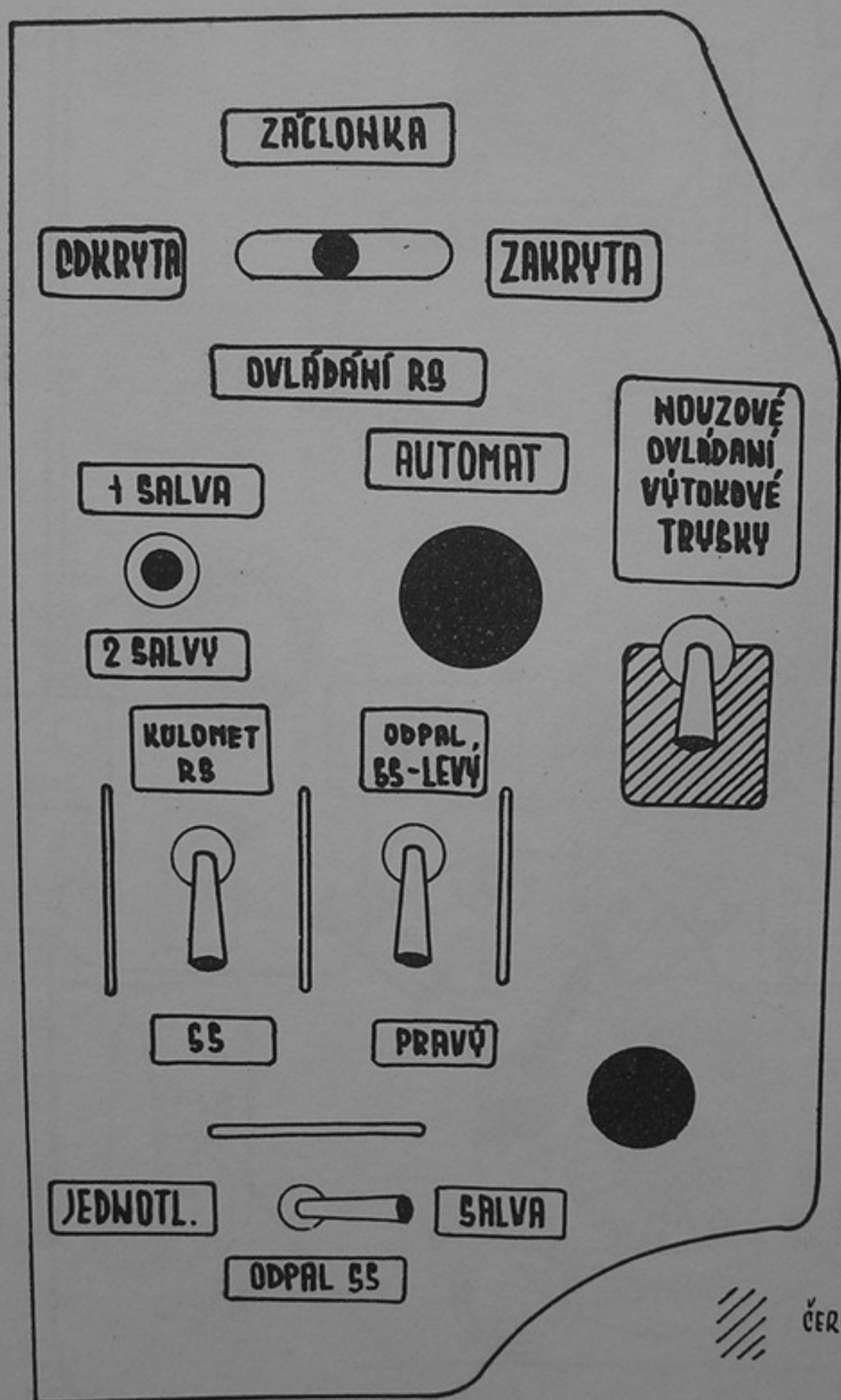
||||| ŽLUTÁ



- 63 -  
OVLÁDACÍ PULT RS1U-5M



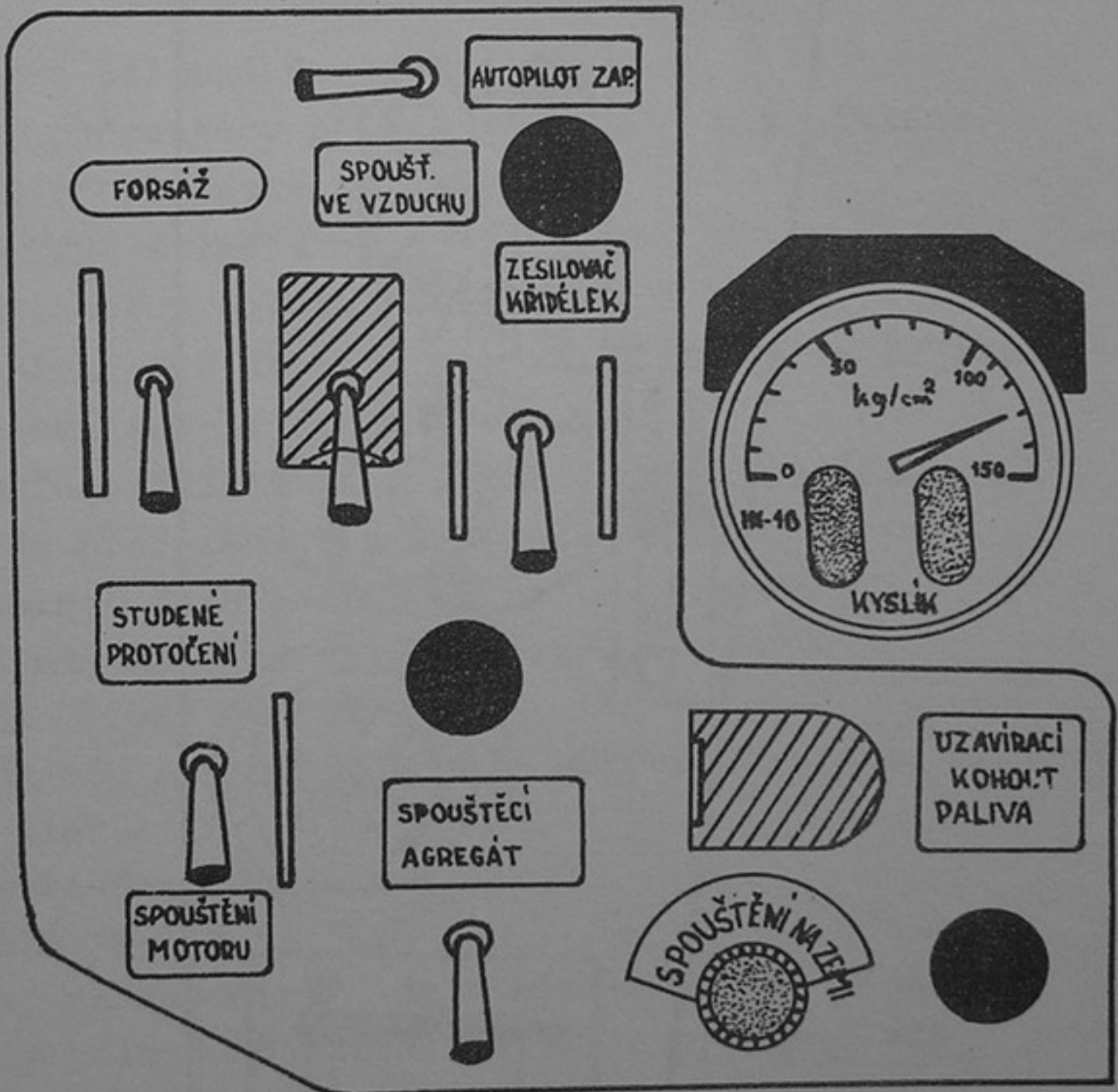
# LEVÝ SVISLÝ PANEL



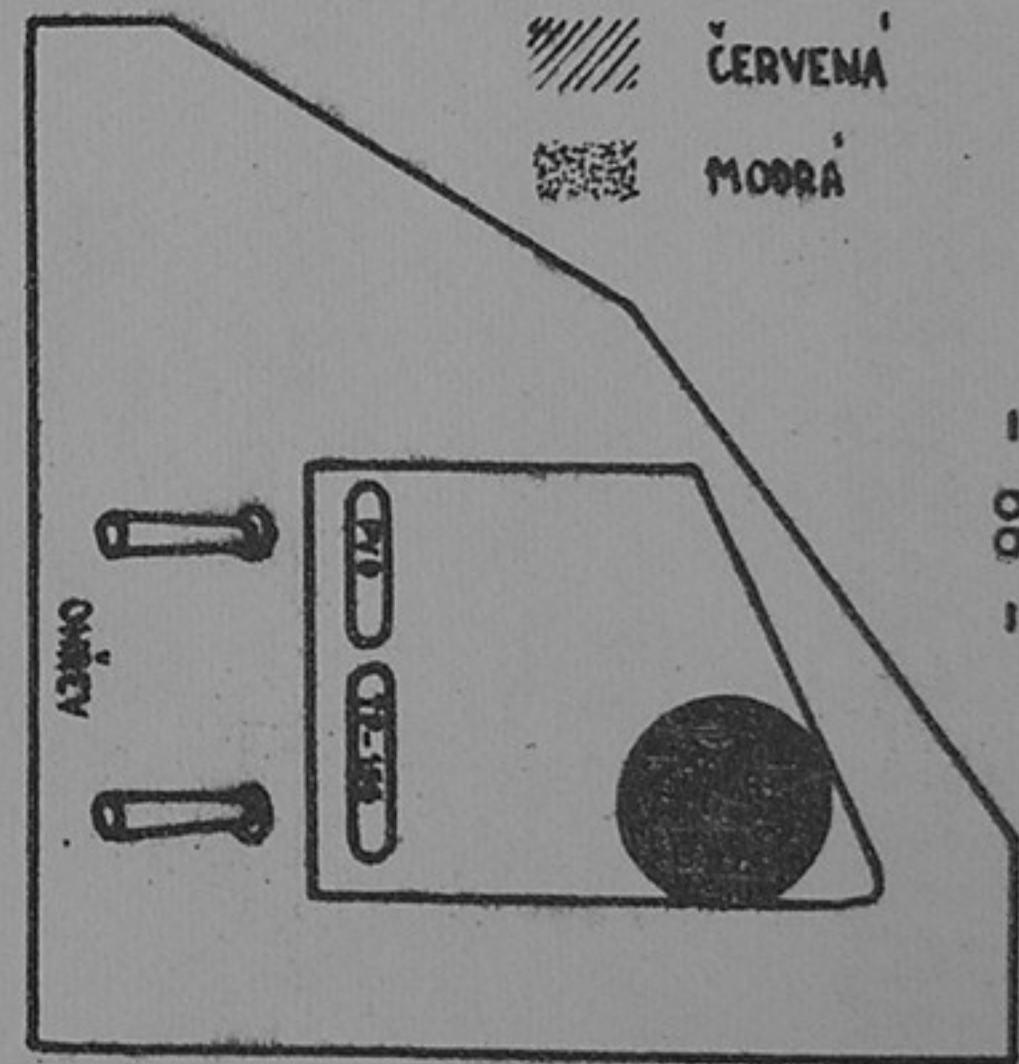
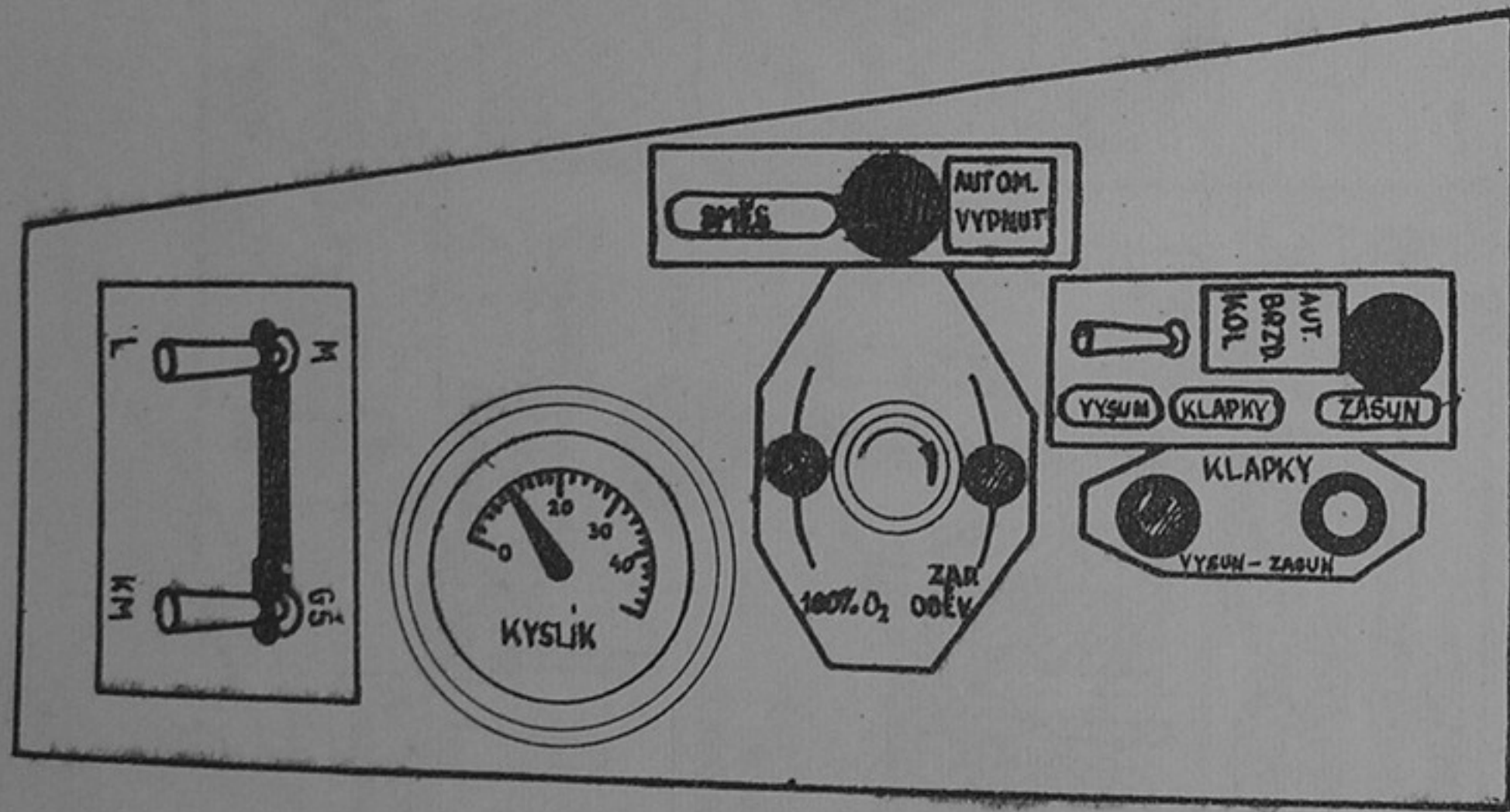


# LEVÝ OVLÁDACÍ PANEL PŘEDNÍ

ČERVENÁ



# LEVÝ OVLÁDACÍ PULT

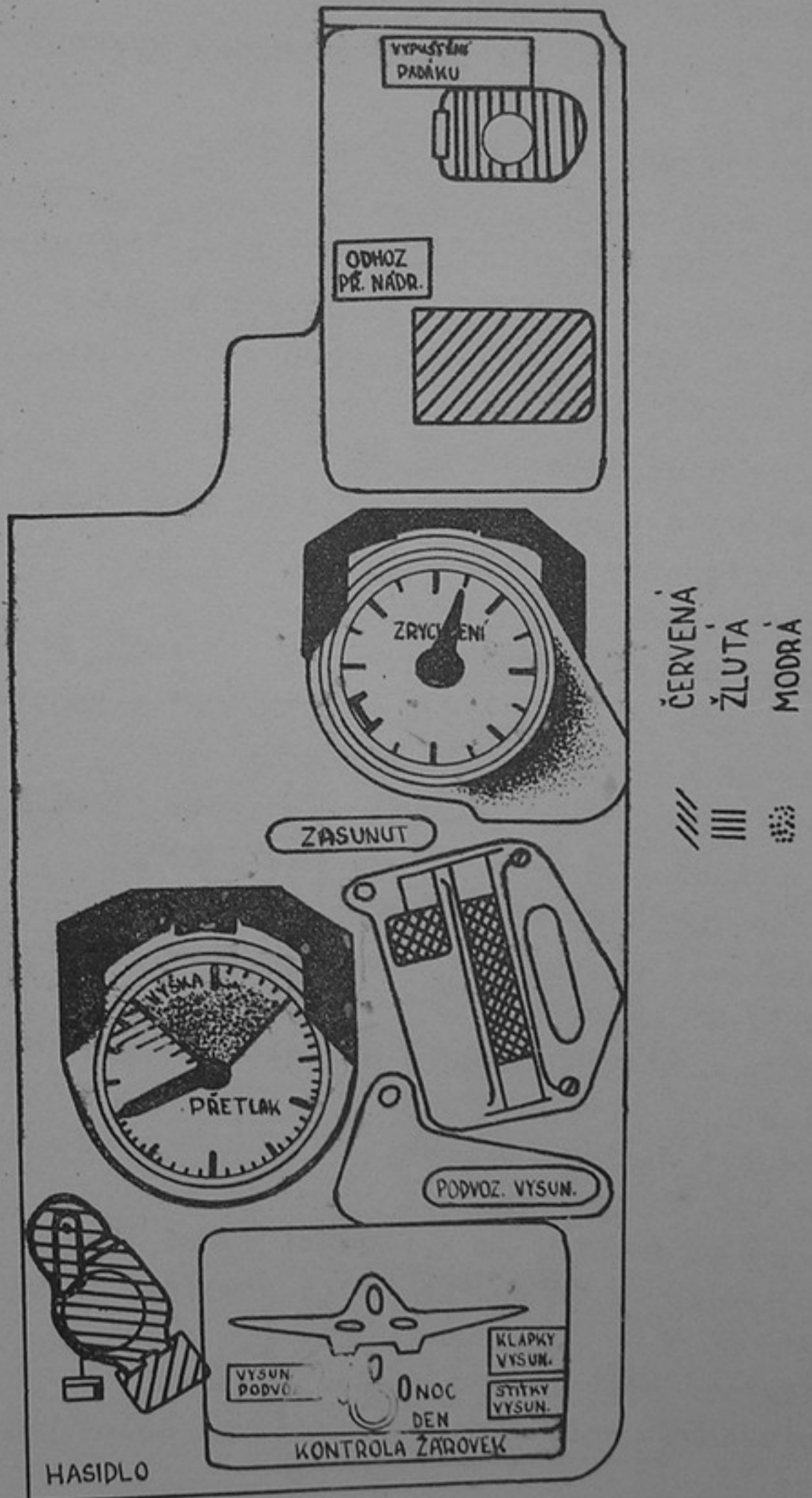


- přepínač "FORSÁŽ" v poloze "ZAPNUTO",
- přepínač "STUDĚNÉ PROTOČENÍ - SPOUŠTĚNÍ MOTORU" v poloze "SPOUŠTĚNÍ MOTORU",
- přepínač "SPOUŠTĚNÍ ZA LETU" v poloze "VYPNUTO" a zajištěn,
- přepínač "TLUMENÍ" v poloze "VYPNUTO",
- přepínač zesilovače křidélek v poloze "ZAPNUTO", (zajišť.)
- přepínač "AGREGÁTY SPOUŠTĚNÍ" v poloze "VYPNUTO",
- stav kyslíku na IK-18 je 130 až 150 kp/cm<sup>2</sup>,
- tlačítko "HAŠENÍ" je pod krytkou a zajištěno.

Na čelní palubní desce :

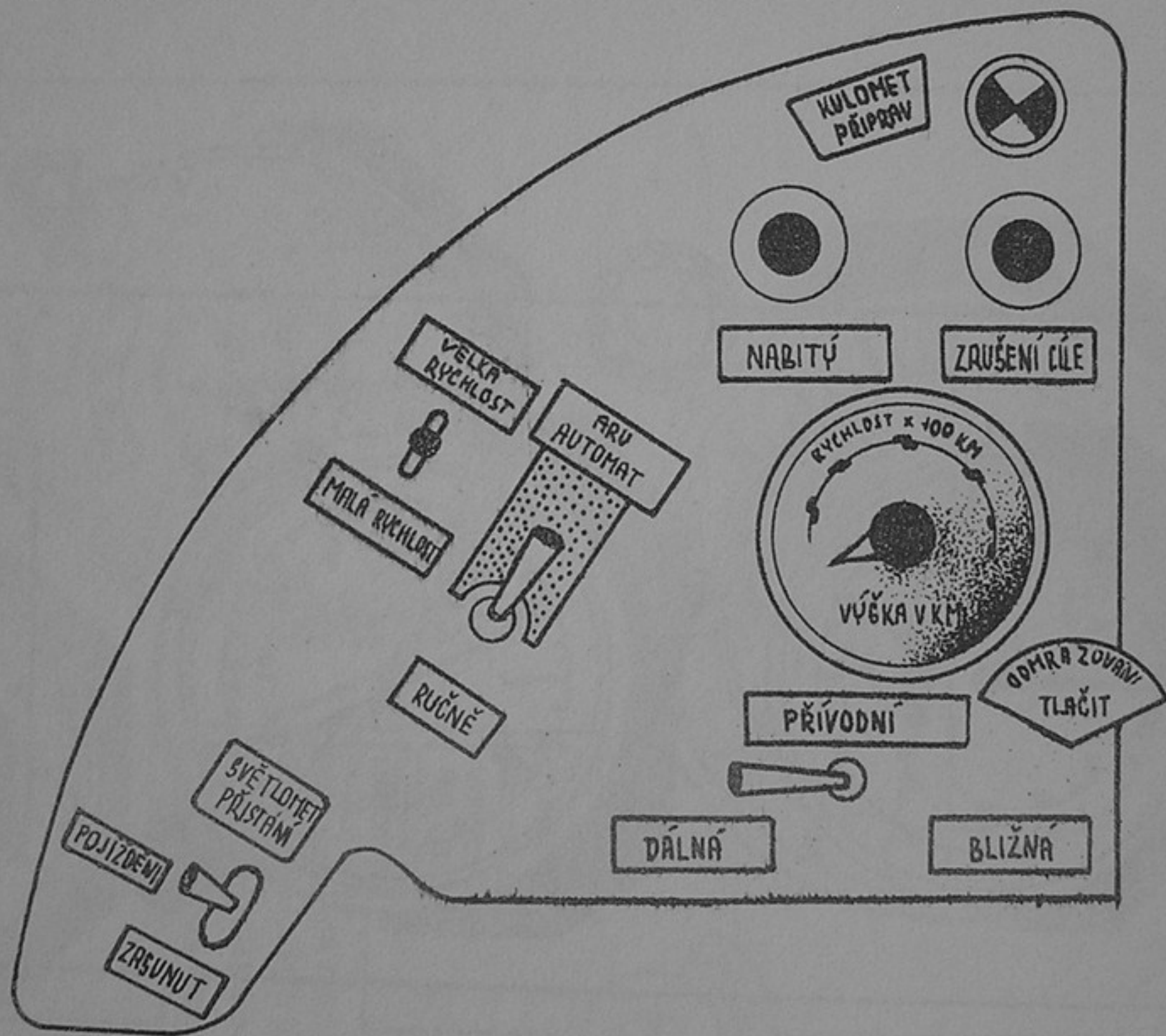
- páka podvozku v poloze "NEUTRÁL" a zajištěna,
- "PPS-2" přepnutý na "DEN",
- "G-METR" stlačit na nulu,
- světlomet v poloze "VYPNUTO",
- přepínač ARU-3V je v poloze "AUTOMAT" a zajištěn,
- ručička ARU-3V je na levém dorazu,
- přepínač "VZDÁLENÁ - BLIŽNÁ" v poloze "VZDÁLENÁ",
- brzda předního kola v poloze "ZAPNUTO",
- přepínač "GYRO-NEPOD" v poloze "NEPOD",
- KSI nastavit na vzletový kurs,
- Tablo "T-4" na "DEN",
- výškoměr nastavit na nulu a překontrolovat barometrický tlak,
- přezkoušet funkci hodinek,
- tablo "T-10" na "DEN",
- údaj na ampérhod. je v rozmezí 40 až 52 Ah,
- SODv poloze "NAVEDENÍ HRUBĚ" a přepínač vln v poloze "2",
- nastavení spotřeboměru na 2.250 litrů,
- neporušenost ostatních přístrojů na čelní palubní desce,

# LEVÝ PŘEDNÍ OVLÁDACÍ PANEL

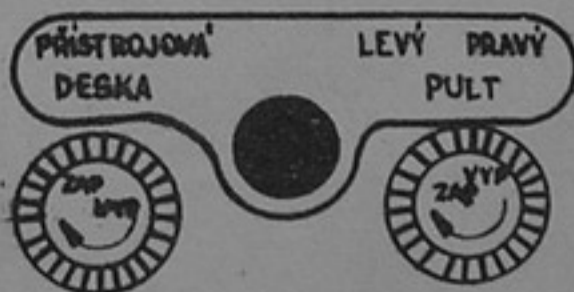
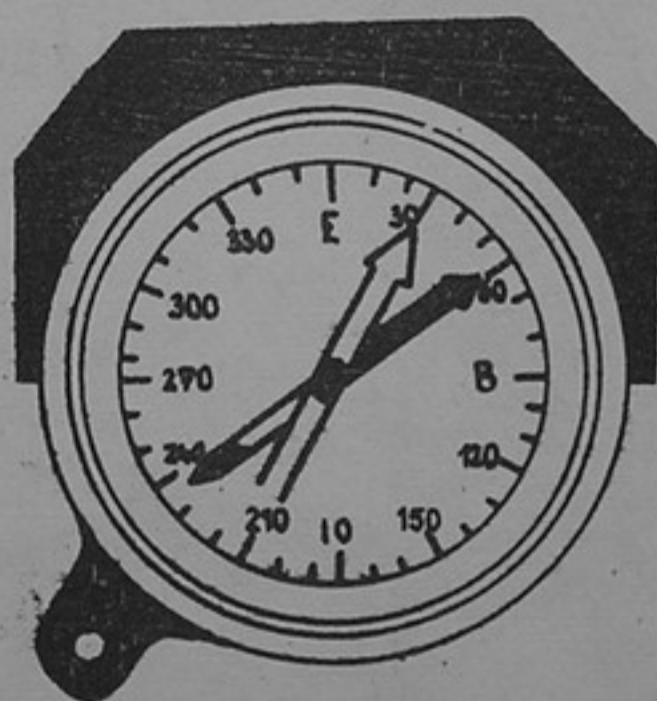
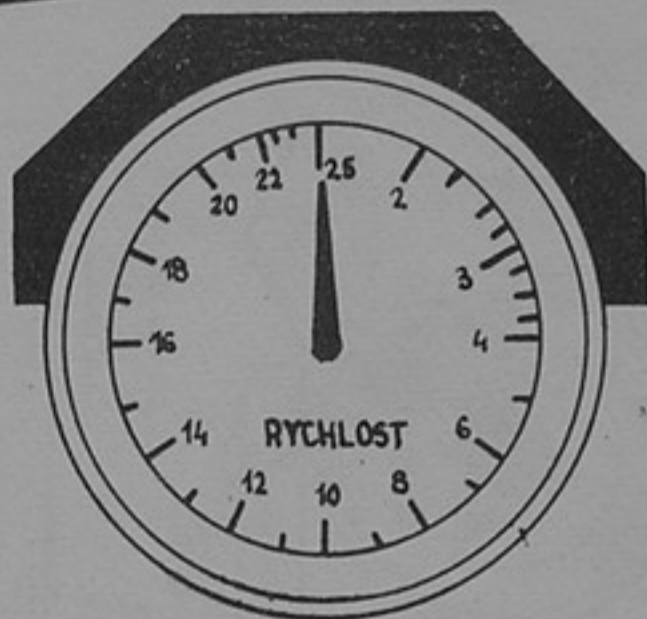


# LEVÝ PŘEDNÍ ŠTÍTEK

MODRÁ



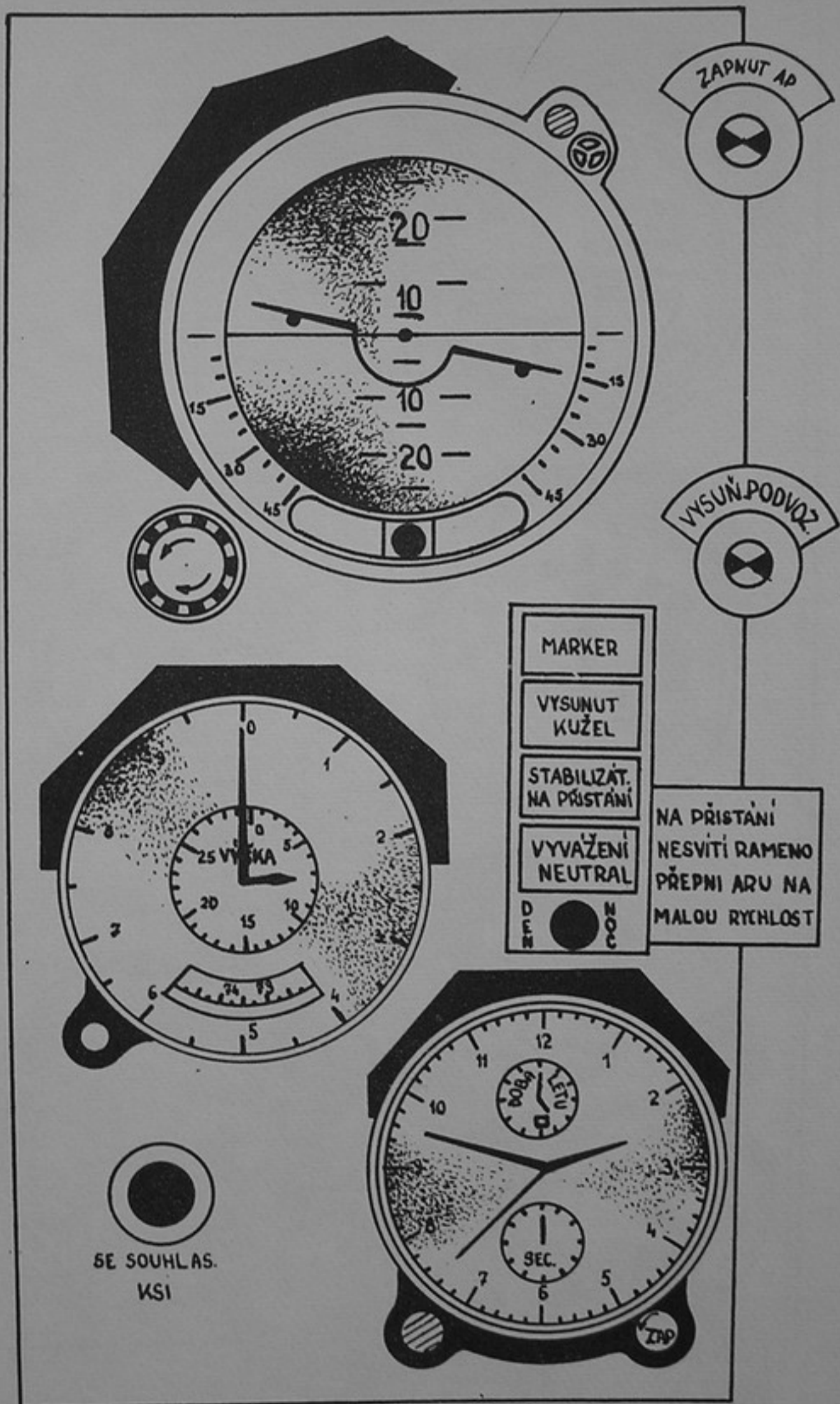
# LEVÁ ČÁST PŘÍSTROJOVE DESKY



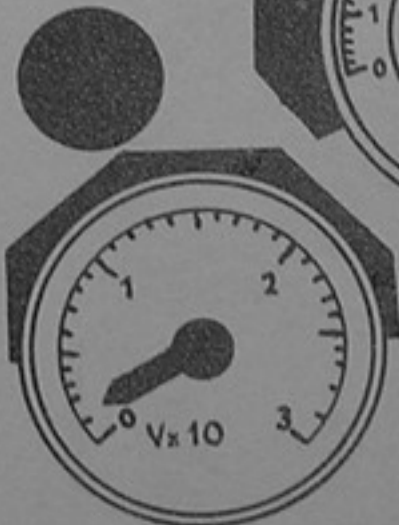
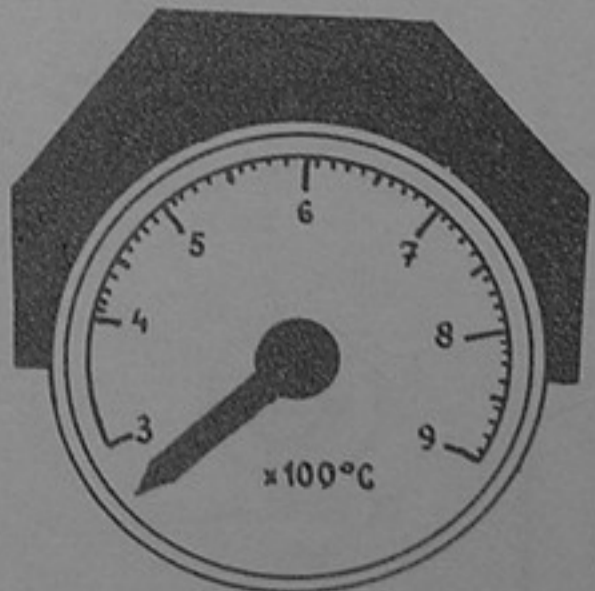
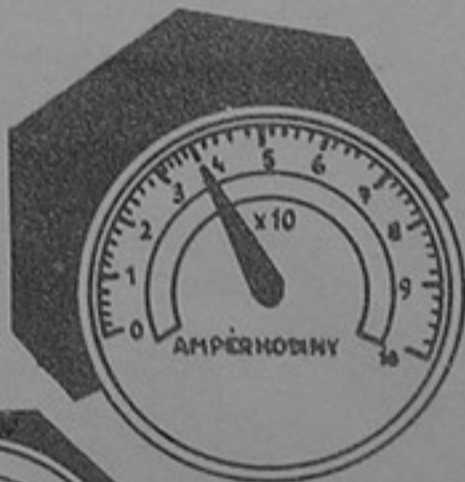
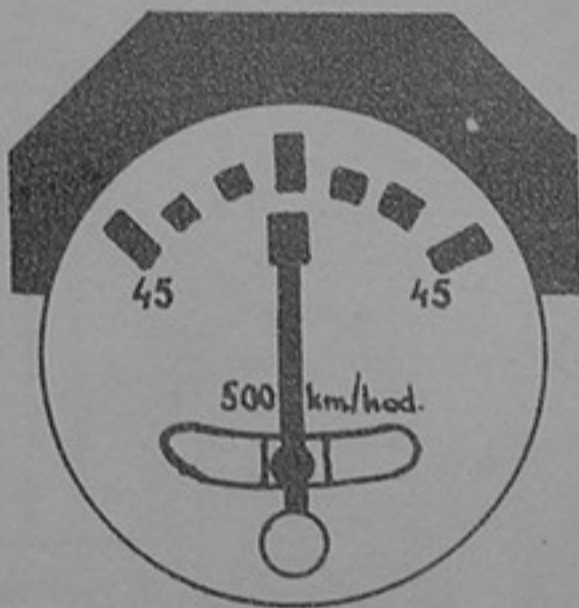
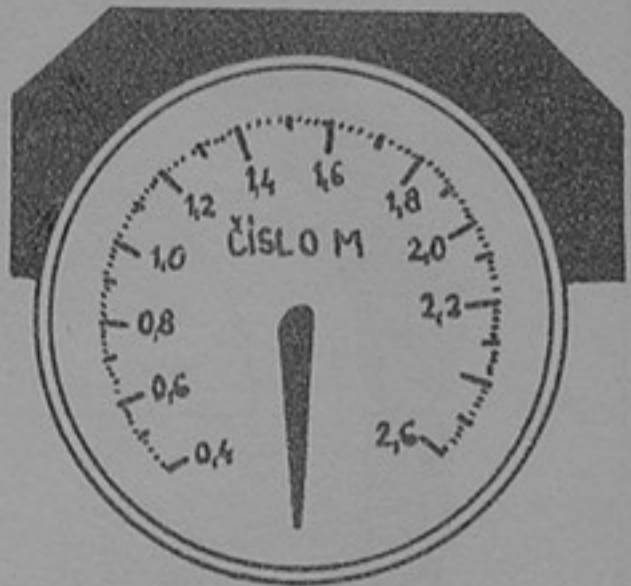
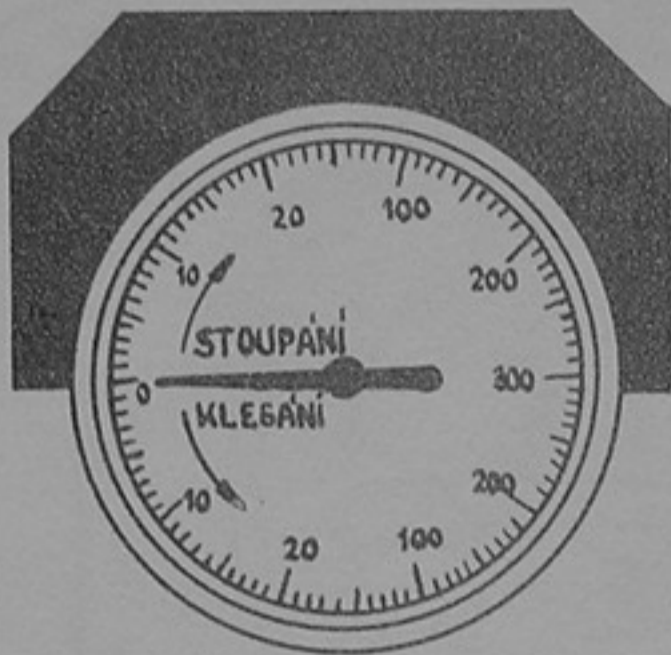
POČITAČ VZDÁLENOSTI V KM

0 0 4

# STŘEDNÍ ČÁST PŘÍSTROJOVÉ DESKY



# PRAVÁ ČÁST PŘÍSTROJOVÉ DESKY

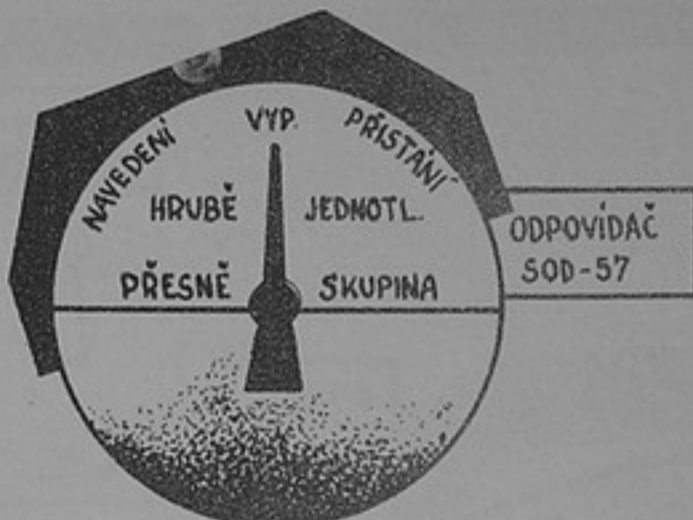




# PRAVÁ ČÁST PŘÍSTROJOVÉ DESKY

-73 T

VYP.  ZAP.  
VENTILÁTOR



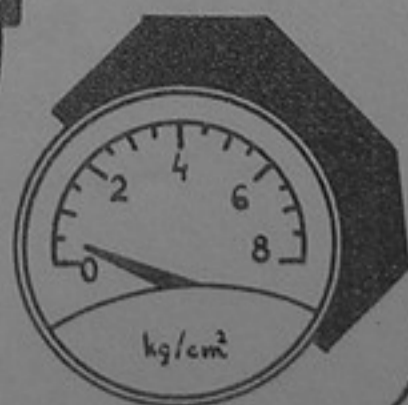
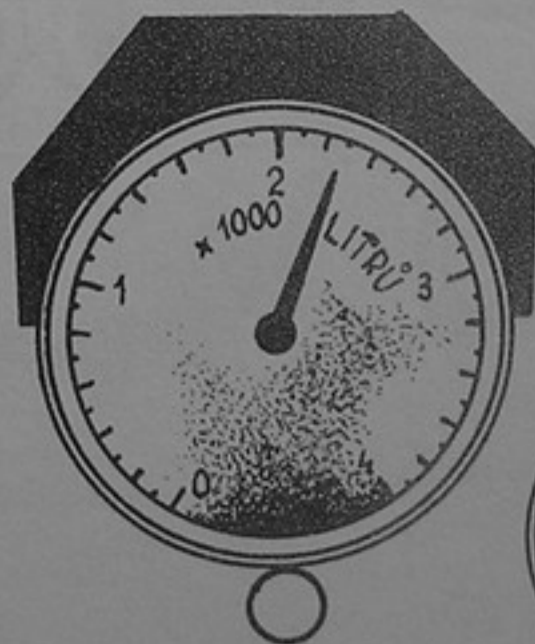
NAVEDENÍ VYP. PŘÍSTAVÍ  
HRUBĚ JEDNOTL.  
PŘESNĚ SKUPINA  
ODPOVÍDAČ 50D-57

VLNY

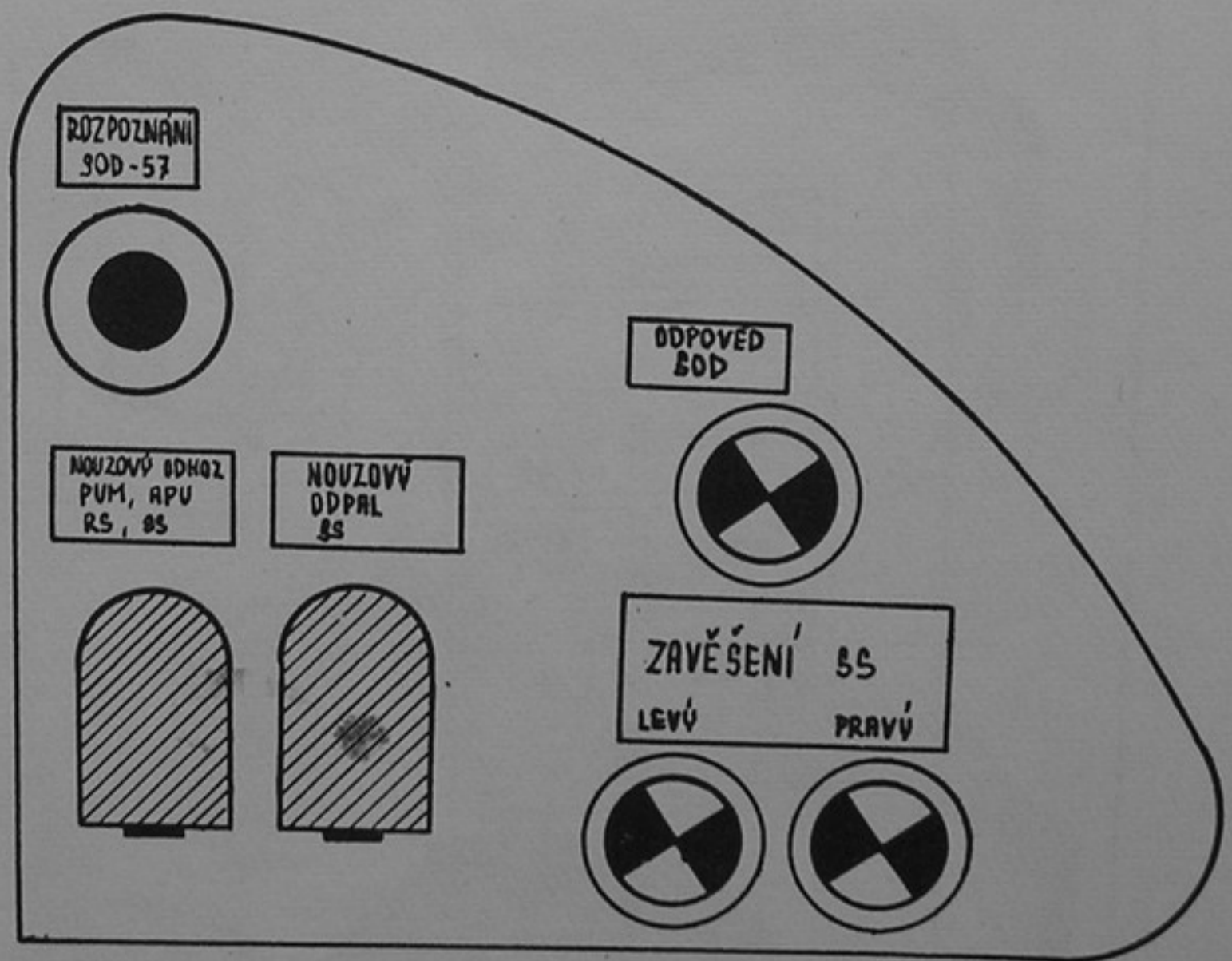


2  
1  
3

VYPNÍ ZAPALOVÁNÍ	3. SKUPINA
FORSÁŽ	
GENERÁTOR VYPNUT	HLAVNÍ NÁDRŽ
POŽÁR	ZBYTEK 500 P
NENÍ TLAK V BUSTR. SYST.	NENÍ TLAK V HLAVNÍM SYST.
NOC	<input type="radio"/>
DEN	<input checked="" type="radio"/>

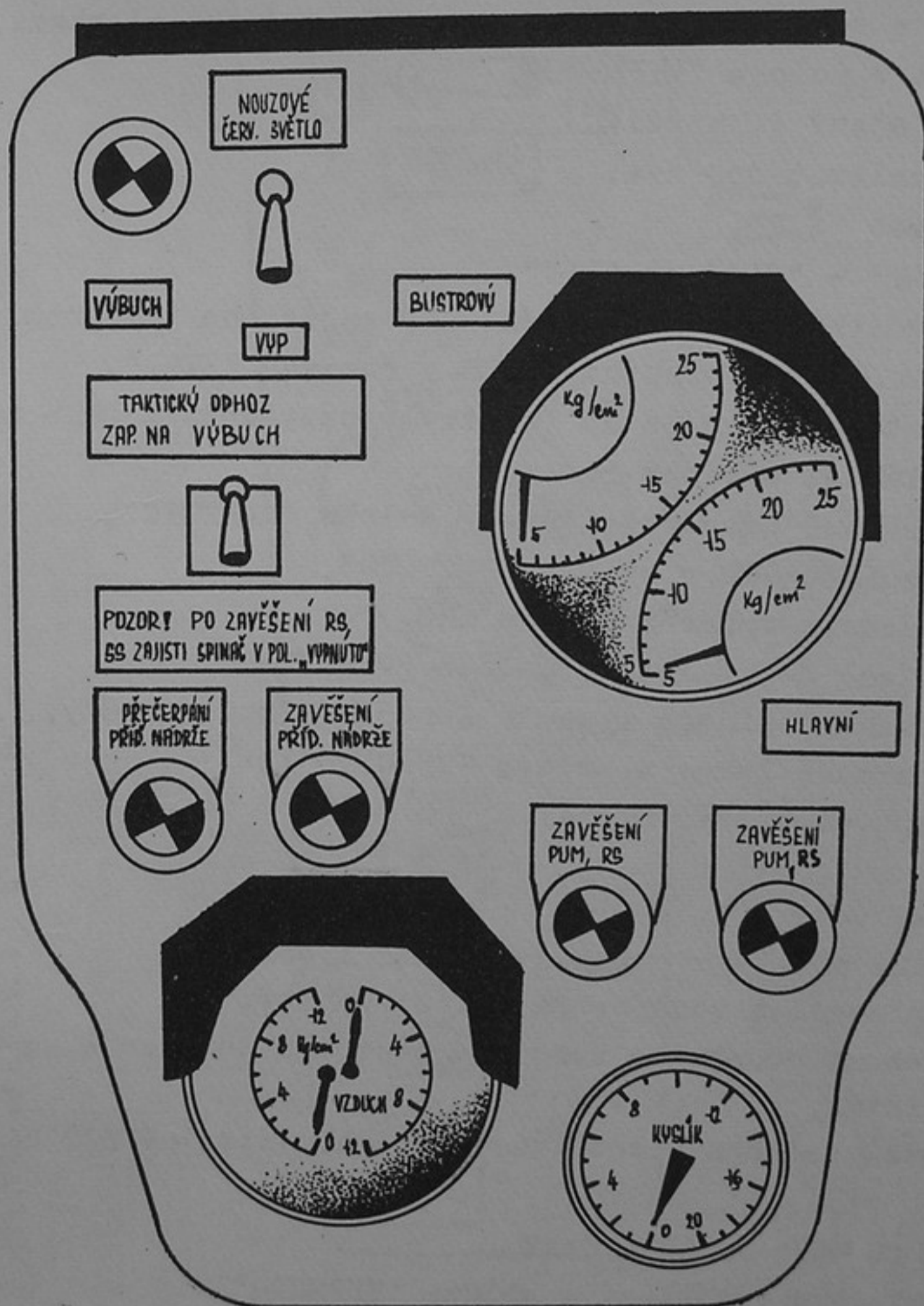


# PRAVÝ PŘEDNÍ ŠTÍTEK



//// ČERVENÁ

# PŘEDNÍ DOLNÍ ŠTÍTEK



Na pravé straně kabiny:

Na boční straně :

- vytápění kabiny v poloze "AUTOMAT",
- přepínač výkonu rádia v poloze "PLNÝ",
- páka odhozu krytu kabiny opatřena dvěma plombami,
- ARK v poloze "VYPNUTO",
- stlačený 1. kanál,
- hlasitost doprava,
- pásmo "ŠIR",
- "TLF" - "TLG" na "TLF",
- tlačítko výbuchu a tísně SRO zajištěno (plombami),
- dálk.vlnový přepínač BPRS v rozsahu "II-2",
- nastavení kanálu ŘL (kontrola nastavení kanálu na ovládací skřínce rádia,
- přepínač omezovače šumů v poloze "ZAPNUTO",
- přepínač SRO v poloze "VYPNUTO",
- nastavit správný kód na SRO,
- spínač autopilota v poloze "VYPNUTO",
- všechny spínače vypnuty a pod krytkou zapnuty,
- kabinová lampa v poloze "VYPNUTO",
- zapnout barospidograf.

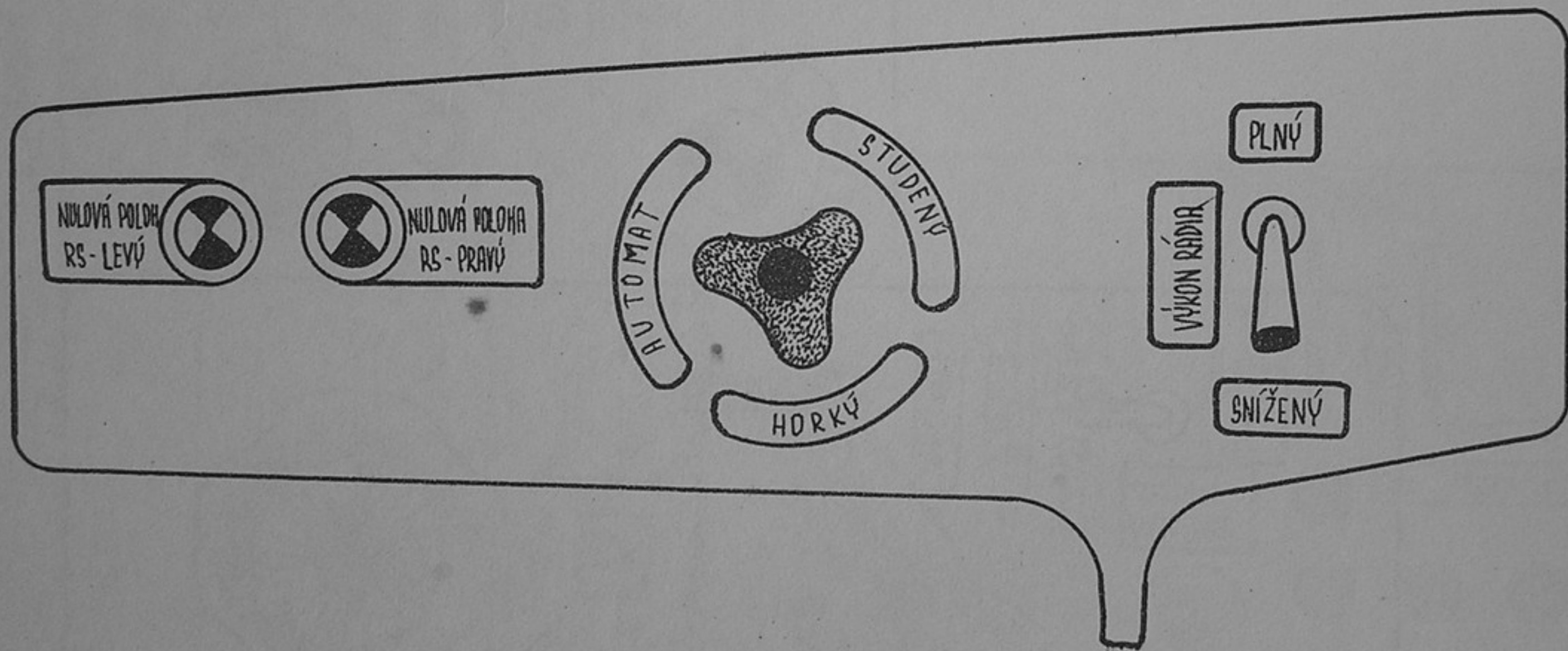
Pravý pult :

- páka přetlaku kabiny v přední poloze,
- spínače na vodorovném pultu vypnuty,
- kohout nouzového vysunutí podvozku dotažen a zajištěn,
- tlak vzduchu v obou instalacích minimálně 130 kp/cm<sup>2</sup>.

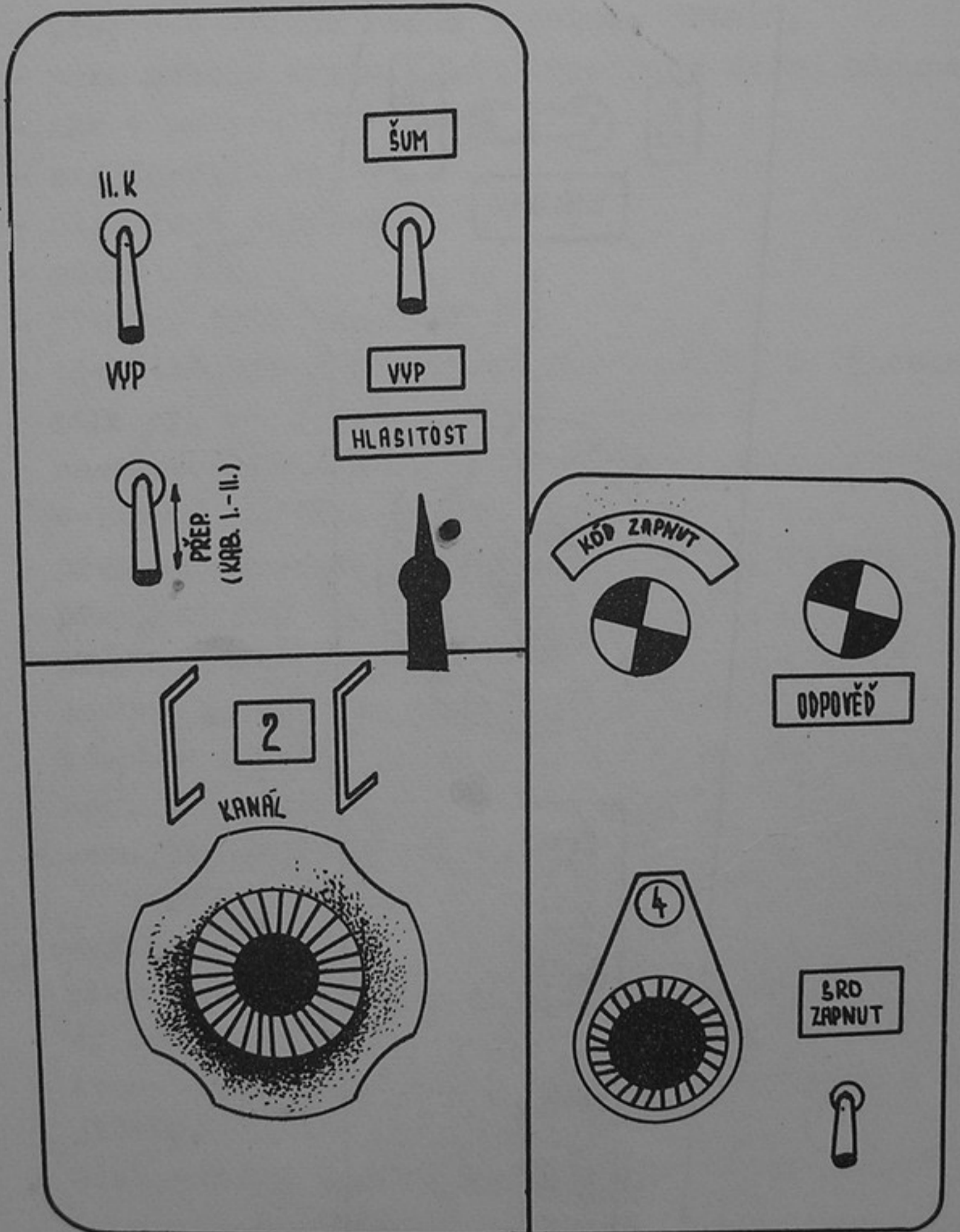
Dolní část palubní desky :

- nouzové osvětlení v poloze "VYPNUTO"
- přepínač "TAKTICKÝ ODHOZ" v poloze "VYPNUTO" a zajištěn,
- signální žárovky otočit doleva.

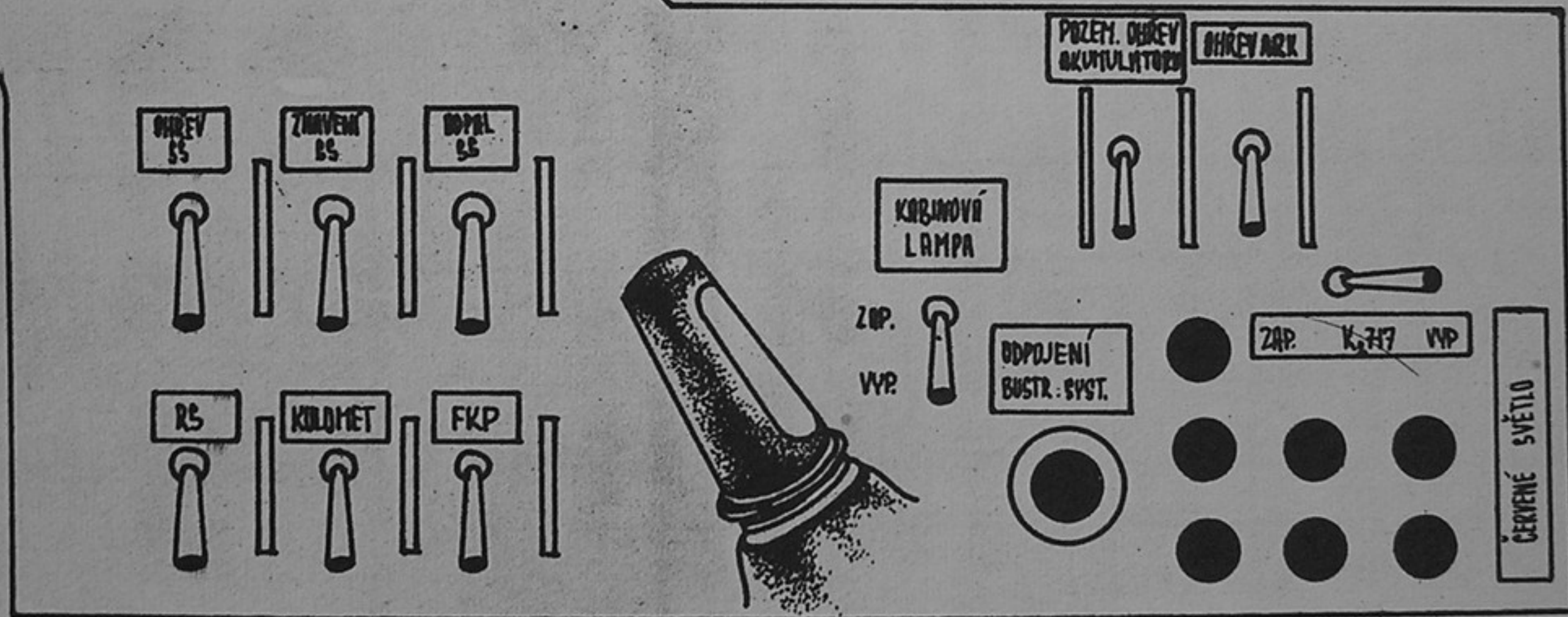
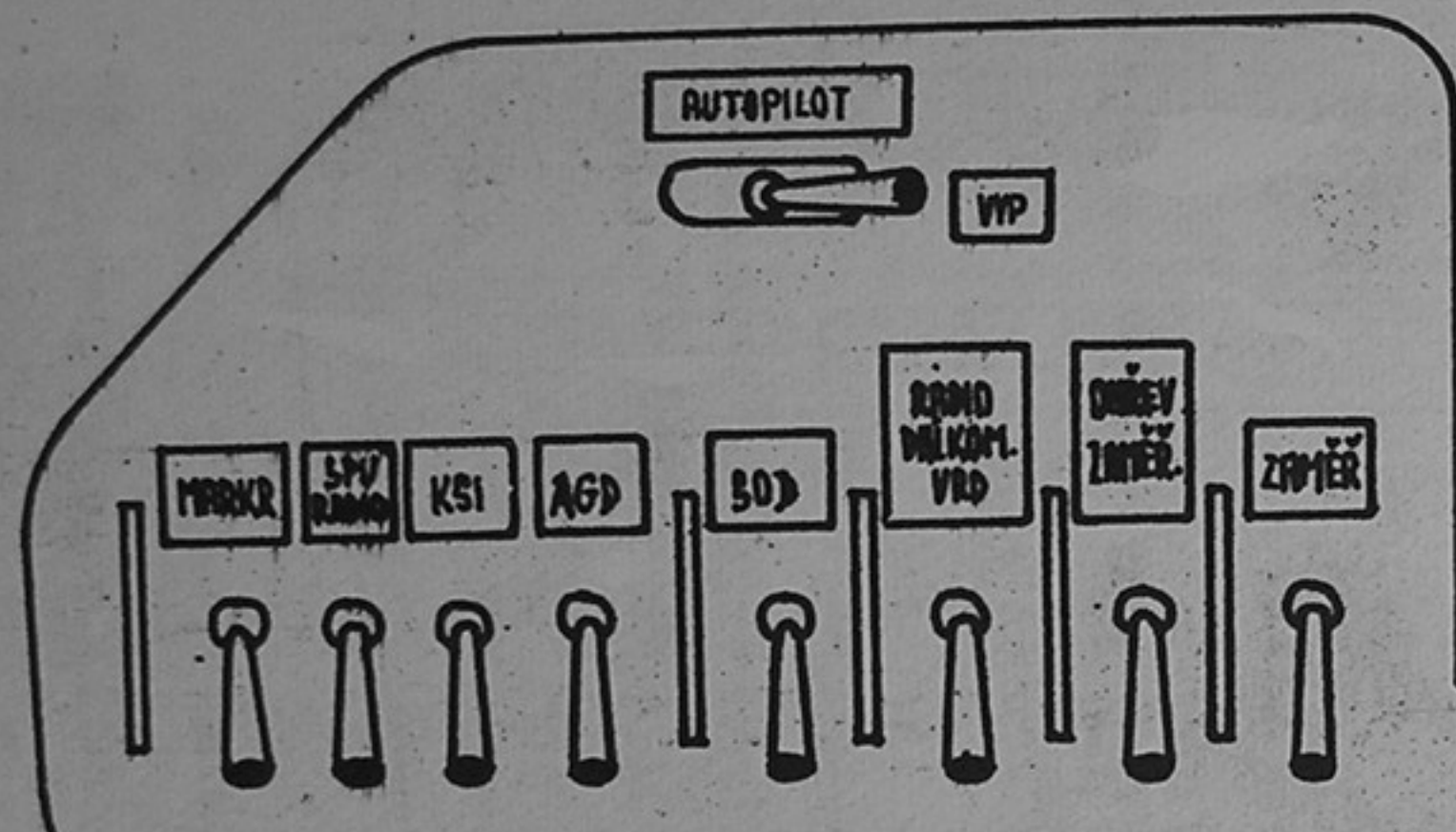
# PRAVÝ SVISLÝ PANEL



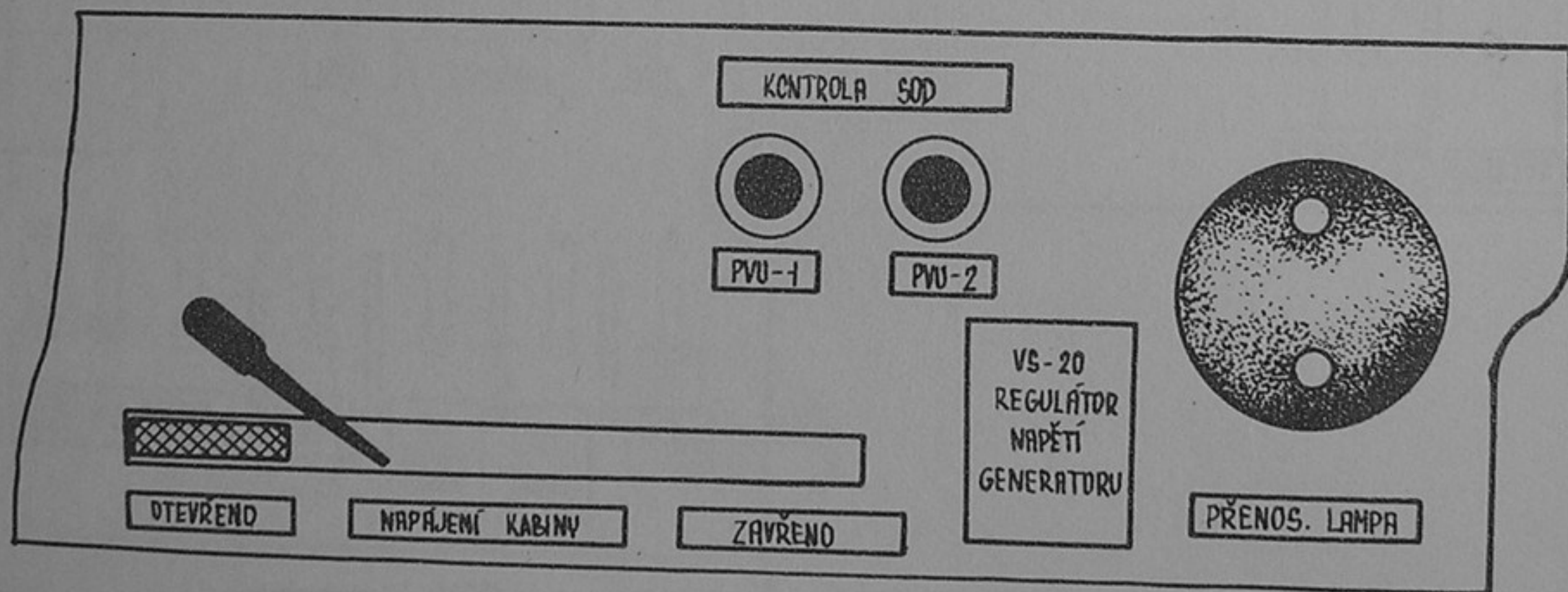
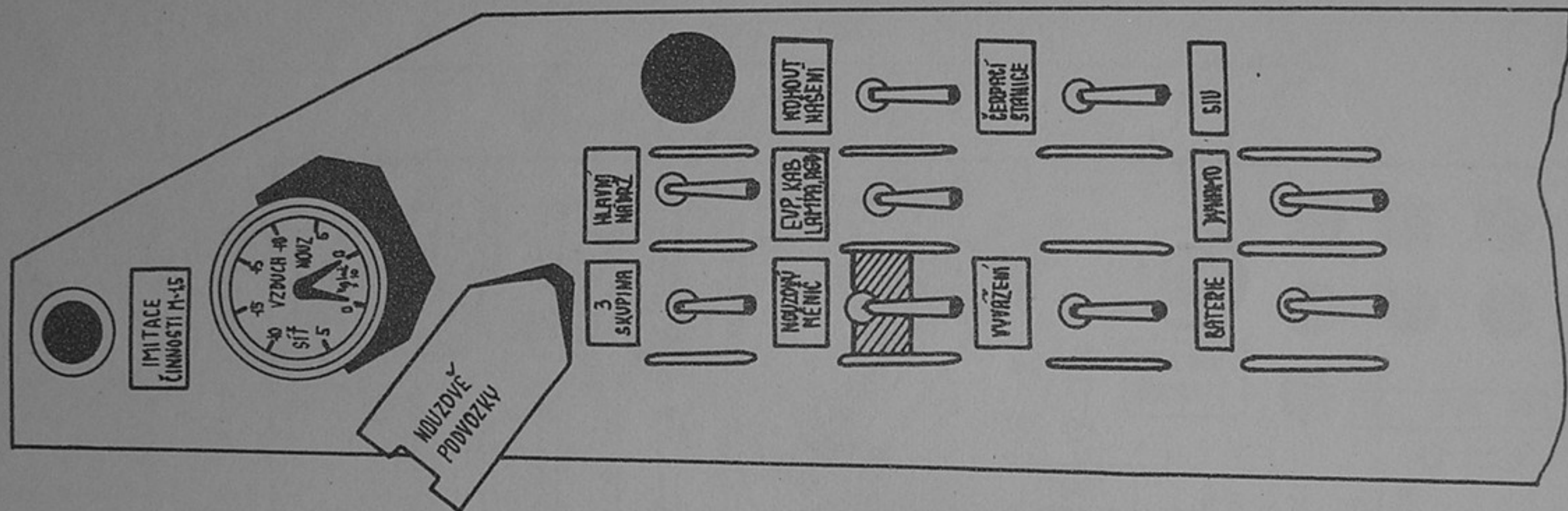
# OVLÁDACÍ PULT RSIU-5M A SRO



# PRAVÝ OVLÁDACÍ PANEL ZADNÍ



# PRAVY OVLADACÍ PULT





Potom přezkoušet směrové řízení se současným stlačením brzdové páky a kontrolovat tlak v brzdách.

## 6. Kontrola kabiny se zdrojem elektrické energie

Kontrola akumulátoru :

- zapnout AZS "AKUMULÁTOR"  
"RÁDIO - SPU"  
"HLAVNÍ NÁDRŽ"
- zkontrolovat napětí na voltmetru (min. 22 V),
- vypnout AZS "HLAVNÍ NÁDRŽ"  
"RÁDIO SPU"  
"AKUMULÁTOR"
- dát povel technikovi letounu zapojit na "rádio"  
(vnější zdroj el. energie),
- po odpovědi technika "ZAPNUTO" a kontrole rozsvícení zelené žárovky na vnějším zdroji zapnout AZS :  
"AKUMULÁTOR"  
"GENERÁTOR"  
"RÁDIO - SPU"  
"ARK"

Kontrola kyslíkového vybavení :

- upevnit kyslíkovou masku na obličej,
- 2 - 3 x nadechnout a vydechnout, kontrolovat úbytek kyslíku na IK-18 a jeho funkci,
- stisknout hadici kyslíkové masky a přezkoušet těsnost masky.

Kontrola výškového vybavení : (přetlakové dýchání)

- zkontrolovat vyhřívání průhledového štítku tlačítkem ohřevu,

- na DU-2 nastavit "100 %",
- přepnout páčku z polohy "NEUTRÁL" do polohy "PŘETLAK DO ODĚVU", utěsnit 2 otvory na regulátoru kyslíku,
- směrem doleva otočit kolečko přívodu kyslíku do hermetické přilby (masky), hluboce se nadechnout a vydechnout,
- kontrola tlaku na manometru nucené dodávky kyslíku s maskou minimálně  $500 \text{ kp/m}^2$  s GŠ minimálně  $1.000 \text{ kp/m}^2$ , při vdechu se ručička vychyluje vlevo o 100 až  $120 \text{ kp/m}^2$ , při výdechu se vrací do původní polohy,
- otočit kolečkem přívodu kyslíku směrem doprava, uvolnit otvory na regulátoru kyslíku a přestavit páčku do polohy "NEUTRÁL",
- dýcháním kontrolovat normální činnost IK-18,
- uvolnit masku nebo sejmut štítek hermetické přilby a DU-2 přepnout do polohy "SMĚS" nebo "100 %" (podle potřeby - viz Let-1-1, čl. 369).

#### POZNÁMKA :

- Kyslíkové vybavení se kontroluje před každým letem.
- Přetlakové dýchání jen na lety nad výšku 11.000 m a k plnění bojového úkolu.

#### Zkouška světelné signalizace :

- Stlačit tlačítko kontroly T-10, T-4 a PPS-2.

#### Kontrola ARK :

- Na skřínce rádia (levá strana) přepnout dvoupolohový přepínač do polohy "RÁDIO - ARK".
- Stlačit tlačítko prvního kanálu ARK (VPRS vlastního letiště) a tlačítko přepínání ARK (přední, zadní kabina).

- Zvýšit hlasitost a odposlechnout signál VPRS.
- Přepínač "VZDÁLENÁ - BLIŽNÁ" přepnout do polohy "BLIŽNÁ".
- Zkontrolovat signál a je-li správný přepnout do polohy "VZDÁLENÁ".
- Přepínač druhu činnosti na ovlád. pultu RSIU přepnout do polohy "RÁDIO".
- Vypnout ARK.

#### Zkouška rádia :

- Přesvědčit se, že okénko přepínání rádia svítí a nastavit kanál pro spojení s VKV zaměřovačem.
- Navázat spojení s VKV zaměřovačem.
- Nastavit pracovní kanál řídicího létání.
- Navázat spojení s VS.
- Hlásit instruktorovi připravenost ke spouštění motoru.
- Žádat řídicího létání o spuštění motoru.

#### 7. Spuštění motoru

- Po povolení spouštění od ŘL, vypnout "RÁDIO".
- Dát povel technikovi letounu " ZDROJ KE SPOUŠTĚNÍ".
- Po ohlášení technika letounu "KE SPUŠTĚNÍ PŘIPRAVEN",  
na pravém pultu zapnout :
  - "VYVÁŽENÍ"
  - "EUP, KAB. LAMPA, POŽÁR, AGD"
  - "POŽÁRNÍ KOHOUT, HAŠENÍ"
  - "HLAVNÍ NÁDRŽ"
  - "ČERPADLO 3. SKUPINY NÁDRŽÍ"

na levém pultu zapnout

"SPOUŠTĚCÍ AGREGÁTY"

- Kontrola na T-10 (svítí žárovky)

"NENÍ TLAK V ZESILOVAČI"

"NENÍ TLAK V HLAVNÍM HYDRAULICKÉM SYSTÉMU"

"GENERÁTOR VYPNUT"(bliká žárovka)

- Na voltmetru musí být napětí 28 až 29 V.

- Zvednout ruku na znamení instruktorovi, že je vše připraveno ke spouštění.

#### DŮLEŽITÉ UPOZORNĚNÍ :

Na pravém horizontálním pultu se nesmí před spuštěním zapnout :

"ČERPADLO NP-27"

"NOUZOVÝ MĚNIČ"

#### BOD 0 - 1 SPUŠTĚNÍ MOTORU

- Pilot spolu s instruktorem odjistí POM z polohy "STOP" a pilot ji přestaví do polohy "VOLNOBĚH".
- Na 2 - 3 sec. stlačit tlačítko "SPOUŠTĚNÍ" (na zemi) a zároveň stisknout stopky.
- Kontrolovat na T-10 rozsvícení žárovky "SPOUŠTĚNÍ".
- Při 10-ti až 15-ti % RVT kontrolovat zvyšování tlaku oleje.
- Při 25 % RVT kontrolovat tlak v hydraulických systémech ( $195 \text{ kp/cm}^2$  - zhasnou žárovky na T-10).

- Kontrolovat teplotu výstupních plynů (max. 650°C).
- Za 44 sec. zkontrolovat zhasnutí žárovky "SPOUŠTĚNÍ MOTORU" na T-10.

POZNÁMKA :

Motor musí automaticky, bez visení otáček a klepání plynule přejít na volnoběžné otáčky.

DOBA SPOUŠTĚNÍ :

- Při spouštění z letištního zdroje 40 až 60 sec.
- Při spouštění z vlastního zdroje max. 80 sec.

BOD 2 - 3 KONTROLA VOLNOBĚHU :

- Tlak oleje min. 1 kp/cm<sup>2</sup>.
- Teplota výstupních plynů max. 420°C.
- Otáčky RNT (N<sub>1</sub>) 33 ± 2 %.
- Doba použití max. 10 min.

Po spuštění motoru na pravé straně postupně zapnout : "NP-27" (na pravém pultu)

"SRO"

"SOD", "AGD" (počkat do zhasnutí sig. žárovky na ukazateli AGD-1 a dále zapínat)

"KSI", "SPU-RÁDIO", "MRP"

"ARK"

## 8. Motorová zkouška

Ohřívání motoru, kontrola řízení a hydraulických systémů :

- Zasunout a vysunout vztlakové klapky, kontrolovat signalizaci na PPS-2 a podle poklesu tlaku hydrauliky.
- Vysunout a zasunout vzdušné brzdy, kontrola na PPS-2 a podle poklesu tlaku hydrauliky.
- 3 x až 4 x vychýlit řídicí páku při zapnutém zesilovači křidélek (tlak nesmí poklesnout pod  $180 \text{ kp/cm}^2$ ).
- Při úhlopříčných pohybech řídicí pákou zkontrolovat pokles tlaku v hlavním hydraulickém systému a systému zesilovačů.
- Tlačítkem na pravé straně kabiny odpojit instalaci systému zesilovačů a příčnými pohyby řídicí páky se přesvědčit, zda ručička ukazatele tlaku (levá) stojí a hlavního hydraulického systému se pohybuje.
- Zkontrolovat funkci vyvažovacího mechanismu stlačením tlačítka na řídicí páce k sobě a od sebe do zhasnutí signální žárovky na T-4 "VYVÁŽENÍ V NEUTRÁLU", přičemž řídicí páka musí sledovat pohyb tlačítka. Potom stlačením tlačítka k sobě nastavit vyvažovací mechanismus do neutrální polohy (žárovka musí svítit).
- Vychýlit řídicí páku na maximální výchylku od sebe a k sobě, kontrolovat, zda se nezadrhává a neustále svítí žárovka na T-4 "VYVÁŽENÍ V NEUTRÁLU". Při zhasnutí nutno vyvážit znovu dopředu a vracet zpět do opětného rozsvícení signalizace na tablu.

Část motorové zkoušky od bodu 0 do bodu 3 provádí pilot před každým letem.

Ovladatelnost motoru od bodu 3 do bodu 15 dle grafu motorové zkoušky přezkoušuje technik letounu před prvním letem. Pilot pouze v případě, kdy motor nebyl přezkoušen technikem letounu.

#### BOD 3 - 4 OVLADATELNOST MOTORU

- Plynulým pohybem POM během 15 až 20 sec. zvýšit otáčky motoru na 88 až 90 % podle  $N_1$ . Přitom se otáčky motoru nesmí zpoždovat za pohybem POM.

#### BOD 4 - 5 OHŘEV MOTORU

- Po dobu nejméně 1 min. V tomto čase :
- Zkontrolovat dodávku vzduchu do kabiny takto :
  - = utěsnit kabinu,
  - = přepínačem "VYTÁPĚNÍ KABINY" přezkoušet přívod teplého a studeného vzduchu,
  - = přepnout přepínač do polohy "AUTOMAT",
  - = odhermetovat kabinu

#### BOD 6 - 7 MAXIMÁLNÍ REŽIM

Během 15 až 20 sec plynulým pohybem POM dosáhnout maximálního režimu (6). Přitom se otáčky motoru nesmí zpoždovat za pohybem POM. Doba použití režimu je 8 až 10 sec.

Zkontrolovat :

- otáčky RNT ( $N_1$ ) musí být v rozmezí 100 až 101 %,

- teplota plynů  $710^{\circ}\text{C}$  max. při záporné teplotě vzduchu a  $730^{\circ}\text{C}$  max. při kladné teplotě vzduchu,
- tlak oleje  $3,5 + 1 \text{ kp/cm}^2$ .

BOD 7 - 8 PŘECHOD NA VOLNOBĚH

Plynulým pohybem POM snížit otáčky motoru na volnoběh.

BOD 8 - 9 VOLNOBĚH

Hodnoty stejné jako v bodu 2 - 3.

BOD 9 - 10 AKCELERACE

- Během 1, 5 až 2 sec. přesunout POM z volnoběhu na maximální režim.
- Doba nárustu otáček z volnoběžných na  $N_1$  99 % je  $13 \pm 1,5$  sec.
- Překmit otáček povolen do  $N_1$  106,5 % max.
- Překmit teploty výst. plynů povolen do  $730^{\circ}\text{C}$  max.
- Doba použití maximálního režimu 15 sec. max.

BOD 10 - 11 PŘECHOD NA REŽIM  $N_1$ -85 %

Plynulým pohybem POM převést motor na otáčky začátku automatické regulace  $N_1 = 85,2$  %.

BOD 12 - 13 AKCELERACE  $N_1$ -85 % až "MAXIMÁL"

Během 1,5 až 2 sec. z otáček  $N_1=85,2$  % převést motor do max. otáček. Doba nárustu otáček z  $N_1$ -85 % do  $N_1$ -99 % od okamžiku přesouvání POM je 8 až 11 sec.



BOD 13 - 14 MAXIMÁLNÍ REŽIM

Hodnoty a doba použití je totožná s body 9 - 10.

BOD 14 - 15 PŘECHOD NA VOLNOBĚH

Plynulým pohybem POM upravit chod motoru na volnoběžné otáčky.

BOD 15 VOLNOBĚH - CHLAZENÍ

- a) Při tomto režimu lze přezkušovat nafukování kabiny chladným - teplým vzduchem dle bodů č. 4 - 5 a vyjíždět ze stojánky; (nebo)
- b) chladit motor 1 - 2 min. před vypnutím motoru.

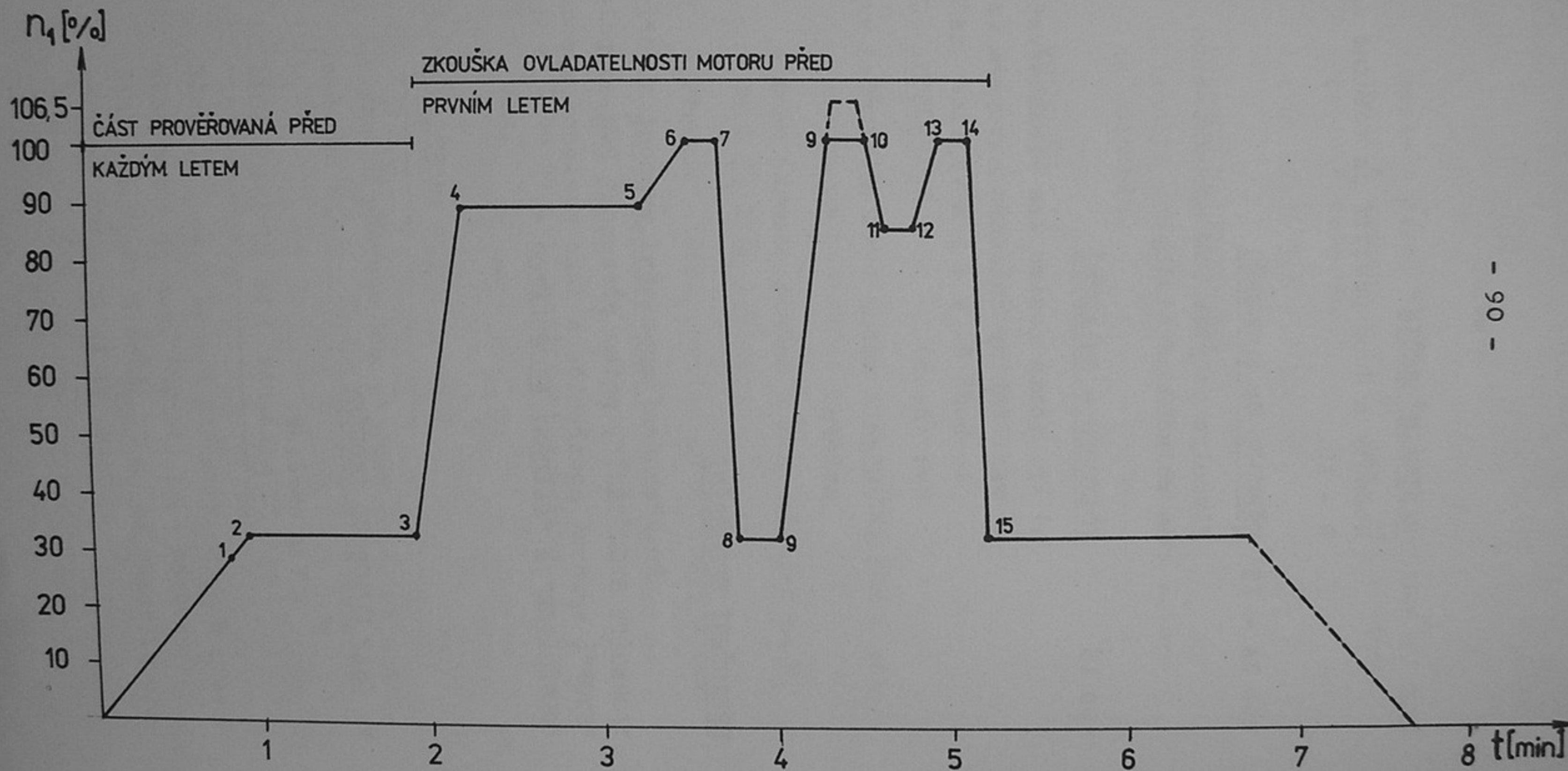
PŘERUŠENÍ SPOUŠTĚNÍ

Po přerušení spouštění vypnout nejdříve "AGREGÁTY SPOUŠTĚNÍ", potom přesunout POM do polohy "STOP", vypnout spotřebiče a jako poslední vypnout "GENERÁTOR" a "PALUBNÍ AKUMULÁTOR."

9. GRAF MOTOROVÉ ZKOUŠKY

Viz obrázek.

# GRAF MOTOROVÉ ZKOUŠKY



## 10. Příprava k pojiždění

- Nasadit masku nebo štítek utěsněné přilby.
- Vypnout brzdu příďového kola.
- Sesouhlasit tlačítkem KSI.
- Kontrola vztlakových klapek v poloze "VYSUNUTO".
- Spínač "AUTOMATICKÉ BRZDĚNÍ KOL" zapnut.
- Zavření kabiny :  
uzavírací páku kabiny přesunout do přední polohy a vtlačit směrem do výřezu nahoru,  
páčku hermetizace přestavit směrem k sobě a nahoru  
(pod uzavírací páku kabiny).  
Správnost uzavření kabiny zkontrolovat takto :  
= přetlakem v kabině na přístroji,  
= podle zasunutí čepů do otvorů v rámu pevné části kabiny a podle zasunutí uzamykací páky provozního zámku do speciálního výřezu pro její zajištění.
- Dát povel k odstranění klínů a sít.
- Hlásit řídícímu létání uzavření kabiny a vyžádat povolení k pojiždění.

### POZNÁMKA :

- Před vyjetím pilot kontroluje volnost prostoru před letounem.
- Regulovčík musí dávat znamení k pojiždění.
- Mechanik letounu stojí před pravým křídlem.
- Technik letounu stojí před levým křídlem a zdraví.

### UPOZORNĚNÍ :

Je z a k á z á n současný dopředný pohyb páky ovládání zámku krytu kabiny a páčky hermetizace kabiny tlakem na páčku hermetizace kabiny !

## 11. Pojíždění

- Uvolnit brzdu.
- Zvyšovat otáčky.
- Po ujetí letounu z místa asi o 1 m zabrzdit.
- Upravit otáčky 80 %  $n_2$
- Povolit brzdu v přímém směru vyjet ze stanoviště a snížit otáčky motoru na volnoběh za zarážku
- Vyšlápnutím směrového kormidla na doraz a současným zabrzděním otočit letoun do směru pojíždění.

Rychlost pojíždění :

- Při zatáčení 5 km/h.
- V přímém směru : = bez podvěsů 30 km/h.  
= s podvěsy 15 km/h

POZNÁMKA :

- Nedopustit prudké zabrzdění jednoho kola .
- Při pojíždění věnuje pilot pozornost překážkám na pojížděcí dráze i v její blízkosti a pojíždí tak, aby byl schopen včas zastavit.
- Vzdálenost mezi pojíždějícími letouny musí být taková, aby nedošlo k nasáání zvířeného prachu a nečistot. Minimální bezpečná vzdálenost je 100 m.
- Na čáře předběžného vzletu letouny zastavují takto :
  - = první letoun zastavuje na vyznačené "STOP" čáře a další letouny zastaví ve vzdálenosti 100 m,
  - = řídicí létání může vzhledem k místním podmínkám, šířce pojížděcí dráhy a vlivu větru stanovit řazení letounu na "STOP" čáře tak, aby byla zajištěna bezpečná vzdálenost mimo oblast výtokových plynů a umožněna kontrola letounu technikem.

## 12. Vypnutí motoru

- Přesunout POM do polohy "STOP" a stisknout stopky.
- Vypnout všechny spotřebiče (před AGD vypnout KSI).
- Vypnout "GENERÁTOR".
- Vypnout "PALUBNÍ AKUMULÁTOR".
- Po ohlášení technika motor "V KLIDU" zjistit dobu doběhu a tuto zapsat do deníku přípravy letounu.

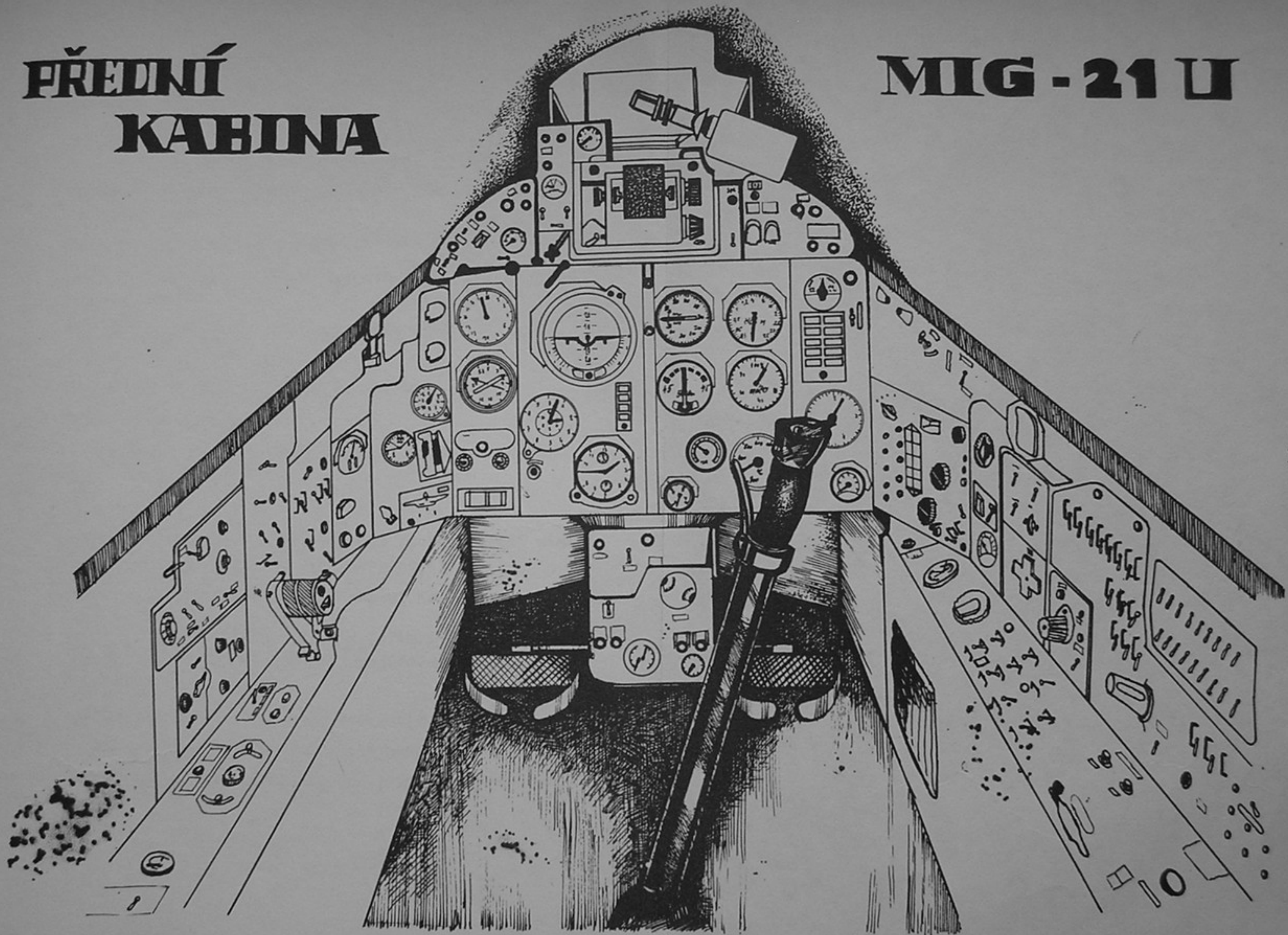
### POZNÁMKA :

Bylo-li při pojíždění použito větších otáček  $n_1$  než 60 %, je nutno motor před vypnutím ochladit. Chlazení provést v režimu "VOLNOBĚH" po dobu 2 až 3 min.

Při vypínání motoru dbát, aby vítr nefoukal do výtokové trysky.

# PŘEDNÍ KABINA

# MIG-21U



### HLAVA III.

#### PROVEDENÍ LETU

Důležité úkony před vyjetím na VPD :

- Zastavit letoun a držet stisknutě brzdy (technik prohlíží letoun).
- Zkontrolovat uzavření a zahermetování kabiny.
- Zkontrolovat zapnutí všech spínačů a množství vzduchu v instalacích.
- Šikmými pohyby řídicí páky prověřit správnou funkci hydraulických systémů.
- Přesvědčit se o volnosti po 4. zatáčce.
- Žádat vstup na dráhu.
- Po povolení vstupu na dráhu zapnout přistávací světlo-

POZNÁMKA :

- 1/ Pilot žádá vstup na dráhu až když technik stojí mimo letoun a dává znamení o jeho schopnosti.
- 2/ Přistávací světlo smí být zapnut na zemi max. 5 min.

Důležité úkony před vzletem :

- Srovnat letoun do směru vzletu pojížděním po přímce 20 - 30 m.
- Zapnout brzdu předového kola a plynule zastavit.
- Zabrzdit letoun na max. (srovnané nohy).
- KSI ukazuje správný vzletový kurs, ARK na VPRS.
- Stopnout čas.

- Žádat ŘL o povolení vzletu.

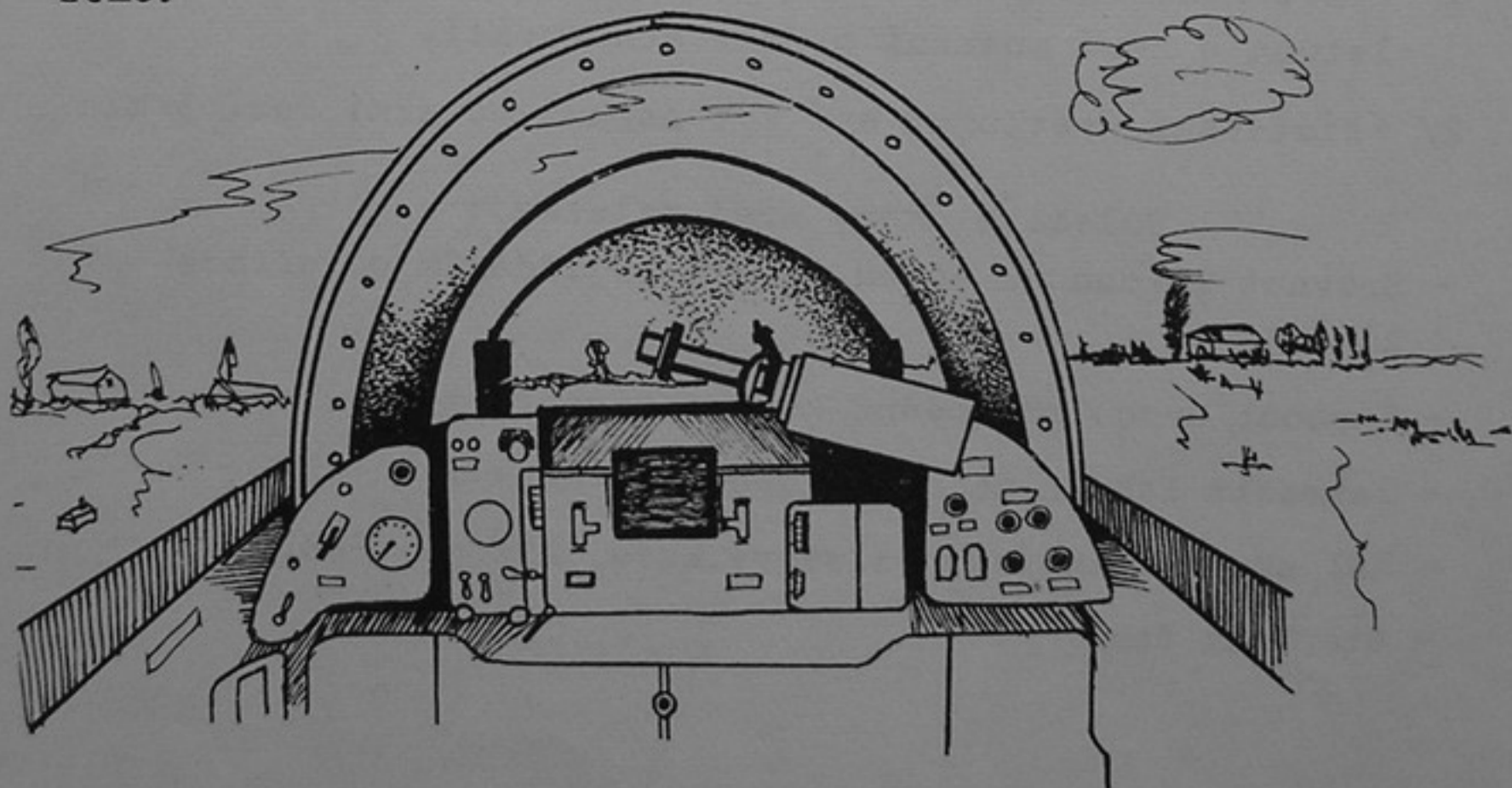
## 1. VZLET.

-----

Po povolení vzletu přesunout POM na režim "MAXIMÁL" a po ustálení režimu zkontrolovat :

- otáčky  $N_1$  100 až 101 %,
- teplota výstupních plynů max. 710 až 730° (dle teploty vnějšího vzduchu),
- tlak oleje  $3,5 + 1 \text{ kp/cm}^2$ .

Potom uvolnit brzdy a zahájit vzlet. Z počátku rozjezdu udržovat řídicí páku v neutrální poloze a přímý směr pomocí brzd. Po zvýšení rychlosti na 100 km/h udržovat směr pomocí směrového kormidla, Při rychlosti 180 až 200 km/h přitahovat řídicí páku do 2/3 úplného chodu a udržovat ji v této poloze do začátku zvedání příďového kola, které se odpoutá od země při rychlosti 250 až 270 km/h. Plynulým povolením řídicí páky upravit normální vzletový úhel pro správné odpoutání letounu od země.





POZNÁMKA:

- 1/ Při správném vzletovém úhlu se jeví základna zaměřovače v rovině s přírodním horizontem.
- 2/ Vzhledem k různé členitosti terénu se pilotovi může promítat tato čára horizontu s menšími rozdíly výšky.

V průběhu narůstání rychlosti je nutné udržet stálé natažení letounu. K tomu je třeba úměrně povolovat řídicí páku až do rychlosti odpoutání letounu, která je bez podvėsů 320 km/h.

POZNÁMKA :

Vzlet se dvěma bloky UB-16-57U a nebo se dvěma samonaváděcími raketami se neliší od vzletu bez podvėsů, jen rychlost odpoutání je 330 km/h.

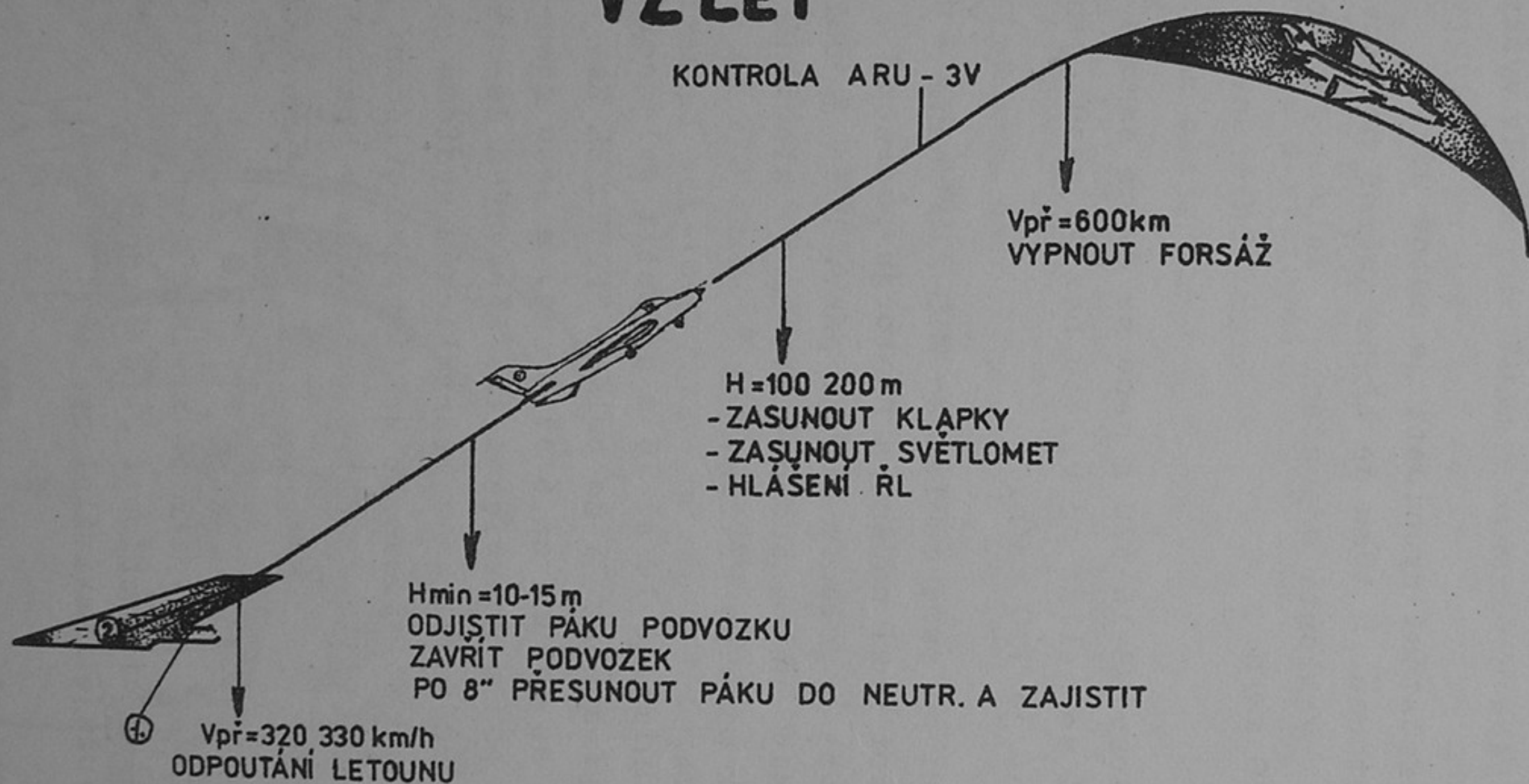
Po odpoutání od země má letoun MiG-21U snahu samovolně zvětšovat úhel náběhu a proto je potřebné tento jev vylučovat povolením řídicí páky. Dále je důležité udržovat stálý úhel stoupání. Letoun je stabilní a nemá tendenci k pádu po křídle.

Ve výšce minimálně 10 až 15 m odjistit ovládací páku podvozku a přesunout ji do polohy "PODVOZEK ZASUNUT". Podvozek se zasune za 6 až 8 sec. a jeho zasunutí kontrolovat podle rozsvícení tří červených žárovek na PPS a podle vzrůstu tlaku v hydraulickém systému na 210 kp/cm<sup>2</sup>. Po zasunutí podvozku vrátit páku ovládací do neutrálu, zajistit ji a zkontrolovat tlak v brzdách (musí být na nule).

POZNÁMKA:

- 1/ Rychlost zasouvání podvozku je závislá na rychlosti letu. Se vzrůstající rychlostí letu se doba zavírání podvozku prodlužuje. Maximální rychlost může být 550 km/h.
- 2/ Při větší rychlosti nemusí dojít k zasunutí podvozku. V tomto případě je třeba ponechat ovládací páku pod-

# VZLET



- ①  
ZABRZDIT LETOŮN  
KONTROLA ZAVŘENÍ A ZAHERMET. KABINY  
KONTROLA ZAPNUTÍ VSECH POTREBNÝCH SPINAČŮ  
KONTROLA VZDUCH. A HYDR. SYSTÉMU  
KONTROLA VOLNOSTI PO 4. ZATÁČCE  
ŽÁDAT VSTUP NA DRÁHU  
ZAPNOUT PRIST. SVĚTLOMET

- ②  
ZABRZDIT  
BRZDA PŘÍD. KOLA ZAPNUTA  
KSI, ARK  
ŠTOPNOUT ČAS  
ŽÁDAT O POVOLENÍ K VZLETU

vozku v poloze "ZASUNUT" a snížit rychlost letu pod 550 km/h (výpnout forsáž).

- 3/ Na zemi je zakázána pilotovi jakákoliv manipulace s pákou ovládní podvozku.

V průběhu dalšího stoupání v rozmezí  $V_{př}=390$  až 600 km/h kontrolovat, zda se přestavuje rameno ARU-3V (zhasne "STABILIZÁTOR NA PŘISTÁNÍ" a ručička se posune z levého dorazu směrem doprava). Ve výšce 100 až 200 m zasunout vztlakové klapky, kontrolovat činnost SOD-57M a zasunout světlo.

#### UPOZORNĚNÍ :

- Nepřestavila-li se výstupní tryska při vzletu s maximálním režimem chodu motoru do polohy pro maximální režim (minimální průměr), což se pozná podle teploty výstupních plynů, která klesne pod  $450^{\circ}\text{C}$  a podle otáček RNT převyšujících otáčky RVT o 8 až 10 %, vzlet je zakázán.
- Po odpoutání letounu až do výšky 50 - 100 m ukazuje výškoměr a variometr záporné údaje. Výškoměr -50 m a variometr klesání do 5 m/sec.

#### a) Vzlet s forsáží

Činnost před vzletem je stejná až do přesunutí POM do polohy "MAXIMÁL". Po ustálení maximálního režimu a jeho kontrole přesunout POM do polohy "PLNÁ FORSÁŽ" až za zarážku. K zapnutí forsáže dojde v průběhu 6 až 8 sec.

Průběh zapnutí forsáže:

- rozsvítí se signalizace na T-10 "FORSÁŽ",
- otáčky RNT a RVT klesají až do zapálení forsáže se současným poklesem teplot výstupních plynů,
- Po zapálení forsáže mohou otáčky RNT překmitnout do 106,5 % na dobu maximálně 5 sec.

- Přírůstek tahu pociťuje pilot jako trhnutí letounu.
- Dochází k ustálení otáček RNT a RVT a ke zvýšení teplot výstupních plynů.
- Po kontrole forsážního režimu (otáčky  $N_1$  max. 101 %, teplota výstupních plynů max.  $730^{\circ}$ ) uvolnit brzdy.

Letoun má velmi krátký rozjezd. Tím, že prudce narůstá rychlost, dochází ke změně účinnosti stabilizátoru a letoun má snahu samovolně zvětšovat úhel náběhu. Kdyby pilot toto zvýšení účinnosti stabilizátoru neopravil povolováním řídicí páky, mohlo by dojít k přetažení letounu a poškození spodního kýlu. Po odpoutání od VPD letoun rychle přechází do prudkého stoupání, které je nutno upravit tak, aby se rychlost zvyšovala pozvolna a bylo možno včas zasunout podvozek. Úhel stoupání po vzletu nesmí být větší než  $25^{\circ}$ . Po zasunutí podvozku a jeho kontrole pokračovat ve stoupání. Forsáž je možno vypnout po dosažení  $V_{př}$  min. 600 km/h.

#### UPOZORNĚNÍ :

Nedošlo-li k zapálení forsáže (nebylo pociťováno charakteristické trhnutí, teplota výstupních plynů je pod  $450^{\circ}\text{C}$ , otáčky RNT převyšují otáčky RVT o více než 8 až 10 %) vzlet je zakázán.

#### b) Vliv větru na vzlet

Vítr proti směru vzletu :

Silný nárazový protivítr o síle 15 až 25 m/sec. způsobuje krátký rozjezd.

Vítr po směru vzletu :

Vzlet se zadním větrem se v podstatě neliší od normálního vzletu. Zvýší se pouze délka rozjezdu letounu.

Stranový vítr :

Stranový vítr do síly 10 m/sec. pod úhlem  $90^\circ$  k VPD nemá na vzlet podstatný vliv.

Stranový vítr o síle nad 10 m/sec. způsobuje naklánění a zatáčení letounu proti větru. Pro udržení směru v začátku rozběhu je potřebné používat brzdy a částečně vychýlit řídicí páku proti směru větru. Se zvýšením rychlosti se snaha letounu k zatáčení a naklánění značně snižuje.

UPOZORNĚNÍ :

Při vzletu s bočním větrem je třeba méně zvedat příďové kolo a odpoutání uskutečňovat při zvýšené rychlosti o 10 až 20 km/hod.

### c) Chyby při vzletu

Nedodržení směru :

- špatně postavený letoun na VPD,
- hrubé použití směrového kormidla,
- nesprávné sledování směru vzletu (rozdělení pozornosti).

Rozkývání letounu kolem příčné osy :

- hrubé pohyby řídicí páky při natažení letounu.

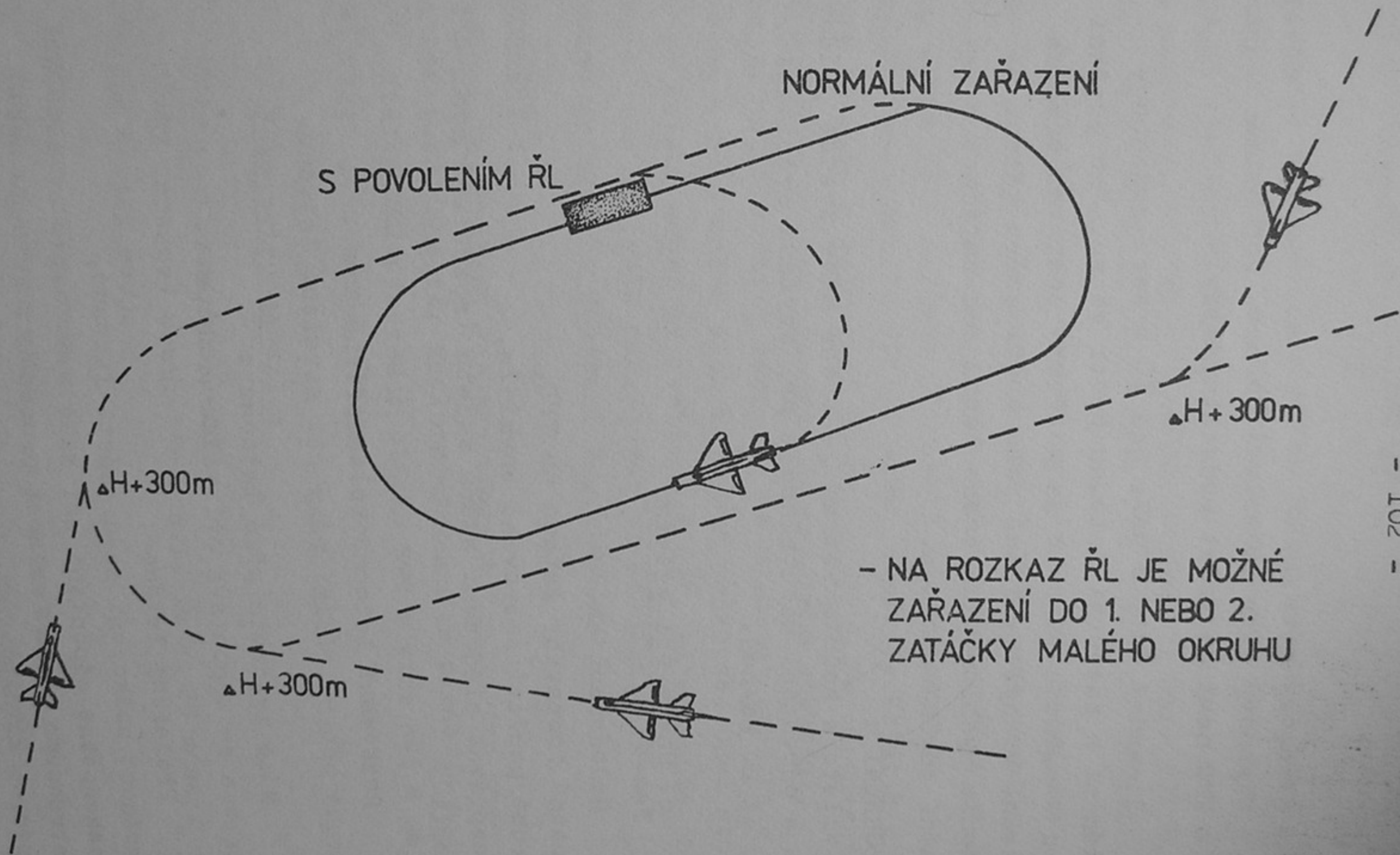
Málo zvednutá příď letounu :

- letoun se odpoutává při velké rychlosti.

Přetažený letoun :

- možnost poškození zadní části letounu,
- nebezpečné odpoutání při malé rychlosti, zvláště při stranovém větru (možnost prosednutí letounu nebo pád po křídle).

# ZAŘAZENÍ DO OKRUHU



- NA ROZKAZ ŘL JE MOŽNÉ  
ZAŘAZENÍ DO 1. NEBO 2.  
ZATÁČKY MALÉHO OKRUHU

Stoupání pod malým úhlem :

- nemusí dojít k úplnému zasunutí podvozku,
- letoun se dlouho nachází v oblasti zvýšeného výskytu ptactva.

## 2. LET PO OKRUHU A PŘÍPRAVA NA PŘISTÁNÍ

První a druhou zatáčku točit spojitě s náklonem  $45^{\circ}$  ve výšce 500 m. Letoun dotočit souběžně s VPD. Směr kontrolovat podle OB a KSI. Po okruhu udržovat rychlost 600 km/h. Teprve před vysunutím podvozku ji snížit na 550 km/h.

Na úrovni VPD kontrolovat :

- tlak v hydraulických systémech,
- tlak vzduchu v hlavním a nouzovém vzduchovém systému,
- množství paliva,
- zapnutí automatu brzdění kol a brzdu příďového kola,
- v y s u n o u t p o d v o z e k .

Po přesunutí ovladače podvozku do polohy "PODVOZEK VYSUNUT" zvýšit otáčky motoru na 93 až 100 % (pro udržení rychlosti 500 km/h) a zkontrolovat vysunutí podvozku podle rozsvícení zelených signálních žárovek, podle vysunutí mechanického ukazatele příďového kola a podle obnovení tlaku v hlavním hydraulickém systému na  $210 \text{ kp/cm}^2$ . Ovladač podvozku ponechat ve vysnuté poloze až do vypnutí letounu na stanovišti. Vysunutí podvozku ohlásit ŘL, dotáhnout ramenní popruhy a vyvážit letoun.

Rozpočet na přistání :

Třetí zatáčku točit ve vodorovném letu při rychlosti 500 km/h nad určeným místem a nebo na úrovni VPRS s náklonem maximálně  $45^{\circ}$  o úhel  $100 - 110^{\circ}$  tak, aby letoun směřoval do místa zahájení 4. zatáčky. Po ukončení 3. zatáčky upravit otáčky  $N_1$  80 až 85 %, vysunout vztla-

kové klapky, přistávací světlo a klesat s vertikální rychlostí 3 až 5 m/sec.

4. zatáčku zahájit ve výšce 400 m s postupným klesáním při rychlosti 450 km/h a ukončit ji ještě před průletem VPRS. Po srovnání 4. zatáčky upravit otáčky  $N_1$  75 % a snižovat rychlost tak, aby průlet nad VPRS byl ve výšce 300 m (minimálně 200 m) při rychlosti 420 až 400 km/h.

UPOZORNĚNÍ :

Maximální náklon 4. zatáčky  $45^\circ$ .

Zatáčku točit s koordinovaným použitím řízení.

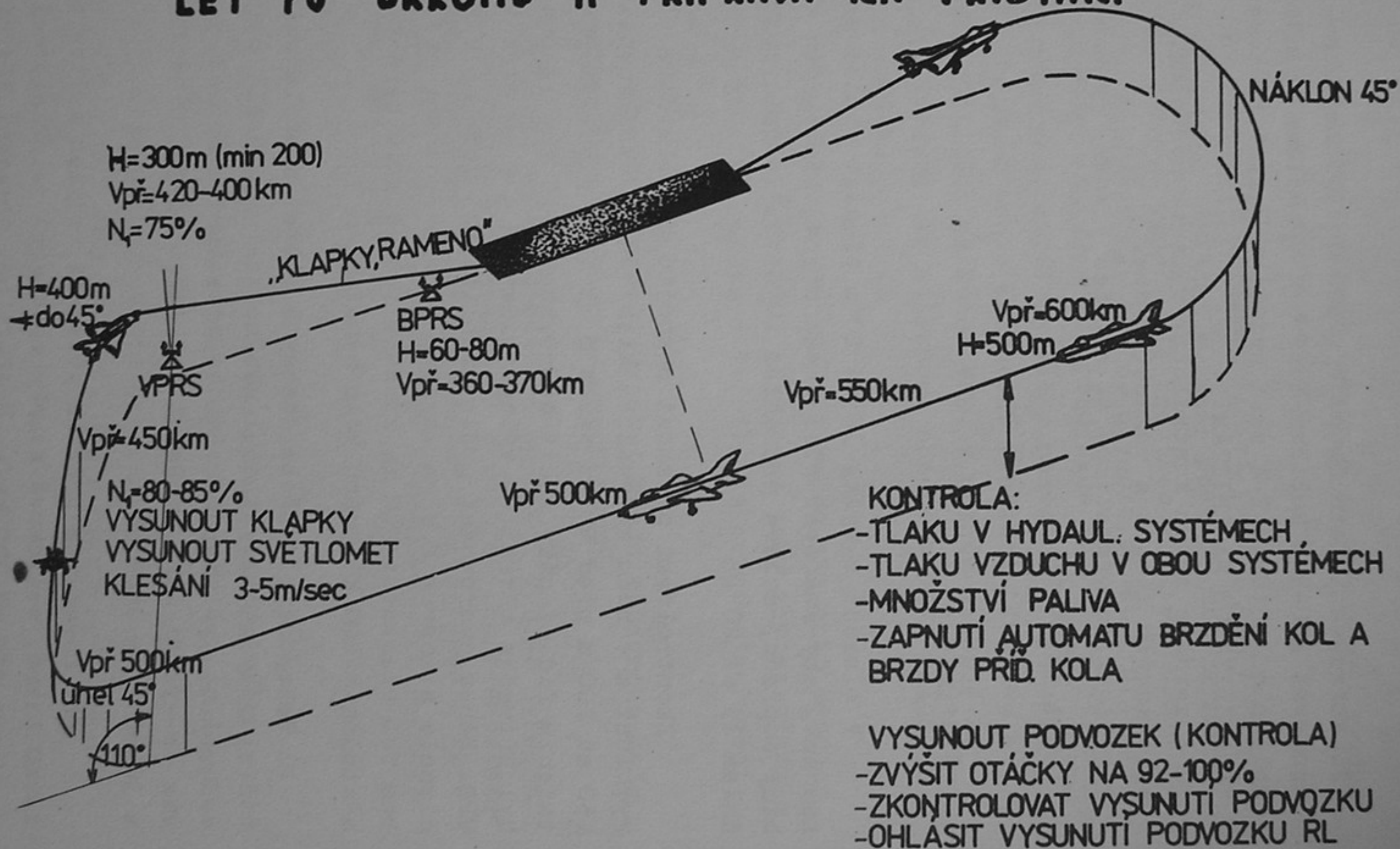
Po průletu VPRS kontrolovat a ohlásit ŘL "KLAPKY, RAMENO" a pokračovat v klesání pod stálým úhlem s postupným snižováním rychlosti a výšky. Nad BPRS má být výška 60 až 80 m a rychlost 360 až 370 km/h.

POZNÁMKA :

- Letoun po okruhu se nachází v oblasti druhého režimu letu a proto je velmi důležitá přesná koordinace kormidel v zatáčkách. Je z a k á z á n o nadměrně používat směrového kormidla k opravě směru (možnost pádu letounu do vývrtky).
- Dojde-li k energickému klonění letounu při vysouvání vztlakových klapek, je nutno tyto ihned zasunout, opakovat okruh a přistát se zasunutými klapkami. (Po dobu vysouvání klapek musí pilot držet prst v blízkosti ovladače).
- Rozsvítí-li se po vysunutí klapek na štítku PPS signální žárovka "VYSUŇ PODVOZEK" znamená to, že podvozek není vysunut a nebo je vysunut neúplně. V tomto případě je třeba opakovat okruh, ohlásit skutečnost ŘL, úplně vysunout podvozek a přistát.



# LET PO OKRUHU A PŘÍPRAVA NA PŘISTÁNÍ



- Při zbrzdění letounu od  $V_{př}$  600 do 390 km/h kontrolovat ARU-3V. Ručička musí být vychýlena úplně doleva a na tablu T-4 musí svítit signální žárovka "STABILIZÁTOR NA PŘISTÁNÍ".
- Po 4. zatáčce znovu kontrolovat vysunutí podvozku, vztlakových klapek a volnost dráhy.
- Rozdělení pozornosti po 4. zatáčce : Směr, rychlost, výška, otáčky.

### 3. PŘISTÁNÍ

-----

V klesání z výšky 30 až 20 m přenést pohled na zem tak, aby směřoval přes levou přední část krytu kabiny dopředu, doleva pod úhlem 10 až 15° a dolů pod úhlem 15 až 20°.

Zkontrolovat přesnost rozpočtu na přistání, rychlost a v bodu vyrovnání, který je ve vzdálenosti 150 až 200 m před VPD, z výšky 8 až 10 m plynulým přitažením řídicí páky začít podrovnání tak, aby letoun byl přiveden k zemi ve výšce maximálně 1 m na okraji VPD. Během podrovnání podle přibližování letounu k zemi plynule stahovat POM na zarážku a po podrovnání nad prahem VPD přesunout POM za zarážku (stisknutím zarážky a stažením POM k dorazu volnoběhu).

Ve výdrži je třeba postupně klesat a přitahováním řídicí páky zvětšovat úhel náběhu tak, aby došlo k dosednutí na dvě hlavní kola bez prosednutí. Pohled na zem ve výdrži musí směřovat pod úhlem 15 až 20° doleva a 30 až 40 m dopředu.

Při normálním profilu přistání (zbytek paliva pod 1.200 litrů, vztlakové klapky vysunuty) je přistávací rychlost 260 až 290 km/h. Není-li při přistání řídicí

páka dostatečně přitažena, zvyšuje se přistávací rychlost a prodlužuje výběh letounu.

Po dosednutí udržovat řídicí páku v té poloze, v níž byla před dosednutím. Směr pohledu pilota zůstává stejný jako ve výdrži. Se začátkem ustáleného dojezdu (po ujetí 150 až 200 m) plynule spustit příďové kolo, přenést pohled přímo před sebe dopředu a stisknutím brzdové páky začít brzdit s postupným zvyšováním tlaku v brzdách podle snižování rychlosti dojezdu a podle vzdálenosti od konce VPD. V nutném případě ke zkrácení dojezdu lze stisknout brzdovou páku úplně již od začátku brzdění.

Při rychlosti 280 km/h je možno vypustit brzdící padák a intenzitu brzdění regulovat tak, aby se využilo účinku brzdícího padáku a šetřilo se brzdové zařízení letounu.

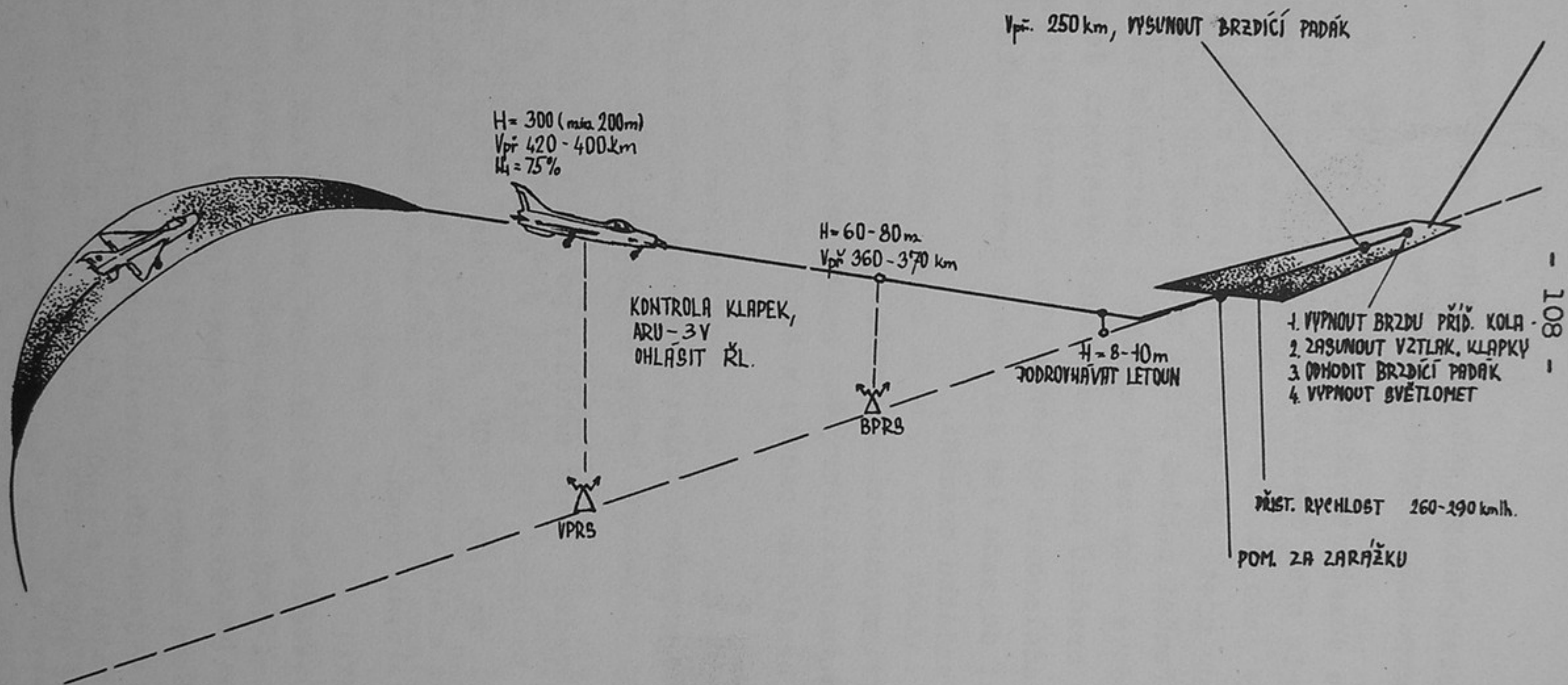
Po ukončení dojezdu vypnout brzdu příďového kola, zasunout vztlakové klapky a opustit VPD.


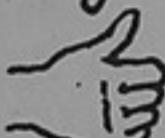
Brzdící padák odhodit po opuštění VPD na určeném místě, uvolnění VPD ohlásit ŘL a pojíždět na stanoviště letounů. Na čáře "STOP" přezkoušet činnost brzd a na určeném místě vypnout motor. Po každém vypnutí motoru zkontrolovat doběh.

#### POZNÁMKA:

- Pro dosažení maximálního brzdícího účinku je možno po spuštění příďového kola úplně stlačit brzdovou páku, vypustit brzdící padák (max.  $V_{př} = 280$  km/h) a zasunout vztlakové klapky.
- Délka dojezdu při normálním přistání bez použití brzdícího padáku je 1.000 až 1.200 m a s brzdícím padákem 800 až 900 m.

# PŘISTÁVÍ



- Brzdící padák použít vždy při delším přistání, při přistání na mokrou VPD, při menší účinnosti brzd a při zadním větru. Za bezvětří nebo při slabém protivětru do 5 m/sec. se použití padáku doporučuje. Při silném protivětru a správném přistání není třeba brzdící padák používat.
- V případě, že pilot špatným rozpočtem brzdění a použitím brzdícího padáku předčasně ukončil výběh před opuštěním VPD a nelze dále pro odpor padáku pokračovat, je třeba zajet k okraji VPD a tam padák odhodit.
- Sběrač padáků dává následující znamení :
  -  = ruka v pěst, palec směřuje dolů znamená, že brzdící padák je vlečen,
  -  = ruka v pěst, palec směřuje nahoru znamená, že brzdící padák je odhozen.

#### UPOZORNĚNÍ :

Sníží-li se otáčky RVT pod 58 až 61 %, přejde výstupní tryska automaticky do forsážní polohy. Následkem toho dojde ke snížení tahu a zhoršení akcelerace motoru. Posune-li se POM dopředu, přejde výstupní tryska do polohy maximálního režimu (minimální průměr) až při otáčkách RVT 65 až 68 %.

#### a) Vliv větru na přistání

Rozpočet na přistání při stranovém větru:

Stranový vítr na přistání vylučovat včasným nebo pozdějším točením 4. zatáčky a to tak, aby letoun po 4. zatáčce směřoval vždy na tu stranu dráhy odkud vítr vane.

Přistání se stranovým větrem:

Přistání do síly větru 10 m/sec. z 90° na směr VPD není obtížné. Snos letounu je nutno odstraňovat skluzem proti větru (náklon do 15°).

Při stranovém větru o síle větší než 10 m/sec. je nutno snos letounu odstraňovat současně skluzem a kursem proti směru větru. Ke konci výdrže se skluz zmenšuje tak, aby v okamžiku dosednutí byl náklon úplně odstraněn a nožní řízení bylo v neutrální poloze.

#### POZNÁMKA:

- Po položení příďového kola na VPD vychýlit řídicí páku proti směru větru, čímž se směrová stabilita zvýší a odlehčí se velmi zatížené protilehlé kolo.
- Brzdící padák se spodním uložením je možné používat i při silnějším stranovém větru. S vrchním uložením při silném stranovém větru působí trhnutí s letounem a stáčení proti větru. Proto při silném stranovém větru brzdící padák s horním uložením používat až při rychlosti 200 km/h a nebo jej nepoužívat vůbec.
- Na trhnutí s letounem proti větru při vysunutí padáku je nutno reagovat brzdami a křidélky.
- Přistání s boční složkou větru do 10 až 15 m/sec. zvyšuje dojezd o 15 až 20 %.

Rozpočet na přistání při silném protivětru nebo s větrem zezadu:

Vliv větru vylučovat již přetočením a nebo nedotočením 3. zatačky a při silném protivětru zvýšenými otáčkami motoru v průběhu celého dokončení letu. Přistání není obtížné, pokud není vítr nárazový.

Při silném protivětru při přistávání z výšky 20 až 30 m hlavně sledovat rychlost a výšku letu. Při vyrovnávání je nutné více sledovat přibližování země a

nedopustit zvětšení úhlu náběhu a případné vysoké vyrovnání nebo vyplavání. POM přesunout na "VOLNOBĚH" těsně před dosednutím. Není chybou dojde-li k dotyku kol s VPD ještě před úplným stažením POM.

**POZNÁMKA:**

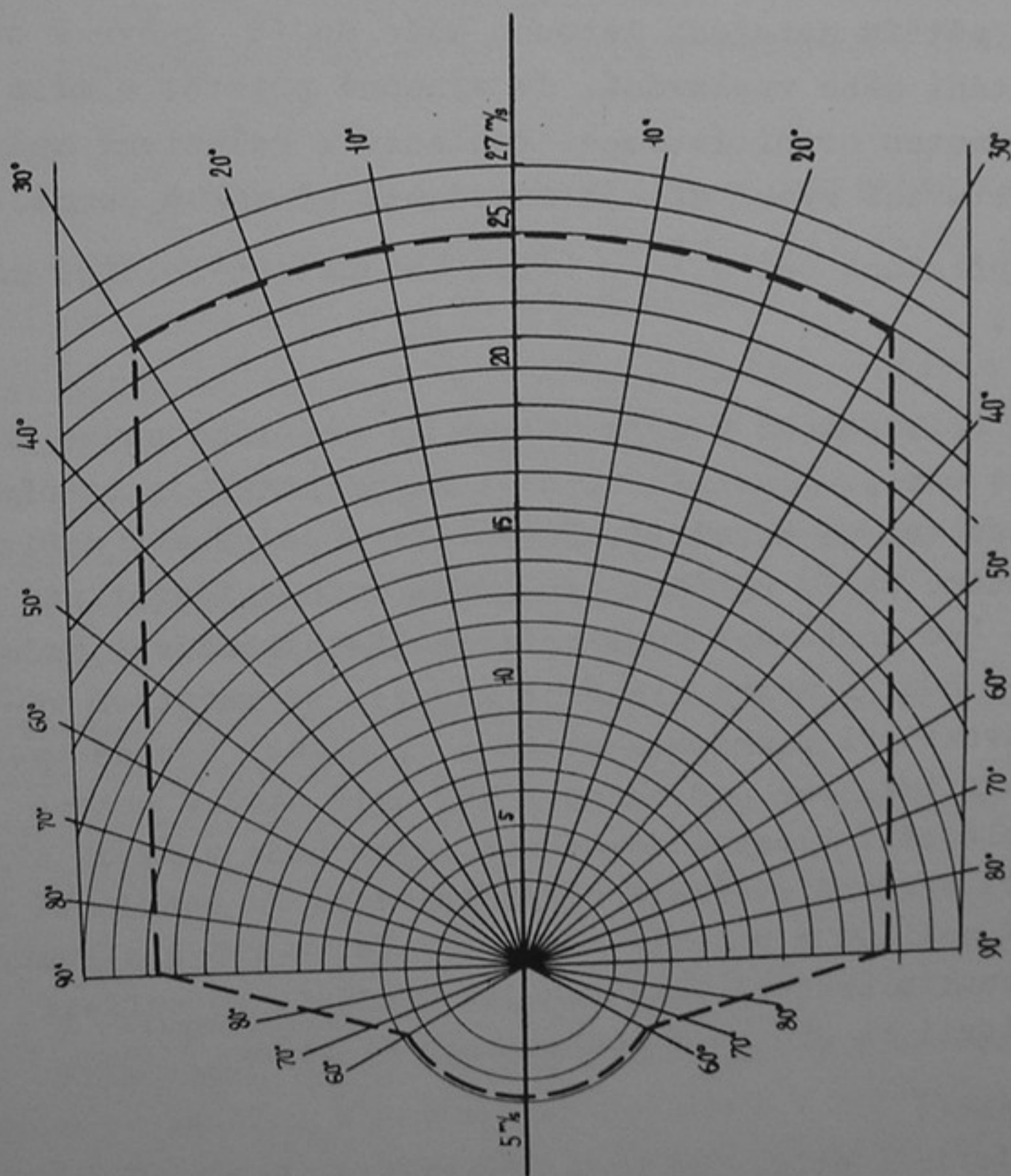
- Při velmi silném protivětru má pilot dojem, že musí letoun více přidržovat než přitahovat řídicí páku.
- Při větším natažení letounu může dojít znovu k od-poutání nebo vyplavání. Je výhodné přistát s méně zvednutou přídílí letounu. Vzhledem k relativně malé přistávací rychlosti je dosednutí převážně jemné.
- Po přistání při silném větru nepoužívat brzdící pa-dák.

Přistání se zadním větrem je povoleno pouze do síly 4 m/sec. Vlastní rozpočet na přistání je totožný s rozpočtem za bezvětří. Je důležité dodržovat naříze-né otáčky po 4. zatáčce (je snaha tyto snižovat pod 75 %. Pro snižování rychlosti je třeba používat vzdušné brzdy. POM je možno stahovat zároveň se začátkem vy-rovnávání při zachování místa a rychlosti v bodu vy-rovnání tak, aby nad okrajem VPD byly otáčky motoru na volnoběh. Vlastní dosednutí potom bude v pásmu přistá-ní při správně zvednuté přídílí letounu. Po dosednutí a ujetí asi 100 m položit přídlové kolo na VPD a plynulým stisknutím brzdové páky zahájit brzdění. Po snížení rychlosti na 250 km/h použít brzdící padák.

**POZNÁMKA:**

- Zjistí-li pilot, že bude přistání delší, nesmí povolit řídicí páku a dosednout s málo nataženou přídílí nebo na 3 body při velké rychlosti. Letoun může odskočit a tím se prodlouží dojezd.

# MAX. PŘÍPUSTNÁ RYCHLOST VĚTRU PŘI PŘÍSTÁNÍ A VZLETU VZHLEDEM K ÚHLU VĚTRU K OSE VPD



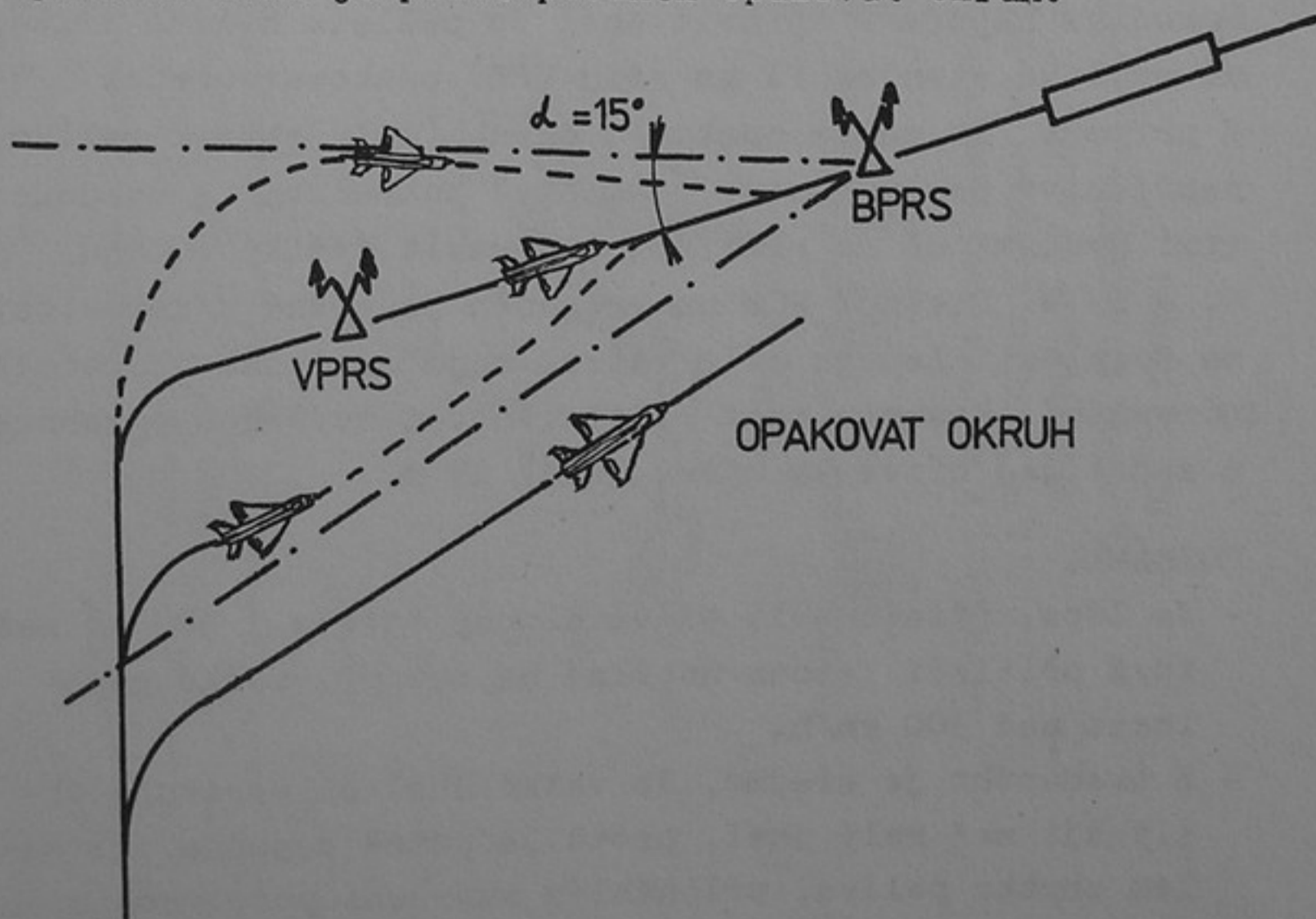


- Při dlouhém přistání nebo při přistání s velkou rychlostí je snaha pilotů předčasně použít brzdící padák. Ten se však může při vysunutí nad povolenou rychlost utrhnout a jeho účinku pak nelze vůbec využít. Nemusí dojít k ubrzdění letounu na VPD.
- Má-li pilot pochybnost o udržení letounu na VPD, je nutno pro zvýšení účinnosti brzd zasunout vztlakové klapky a vypnout motor. Situaci ohlásit ŘL a požádat jej o případné zvednutí zachytného zařízení.

### b) Oprava chyb při přistání

Oprava směru:

Dojde-li k chybě ve směru do  $15^\circ$  (nesprávným točením 4. zatáčky) může pilot chybu opravit zatáčkou s náklonem do  $20^\circ$ , avšak nejpozději do průletu bližné přívodné radiostanice (1 km před VPD). Při větších chybách ve směru, nebo když se nepodaří opravit směr do průletu BPRS je pilot povinen opakovat okruh.



### Malý úhel:

Může být způsoben nedodržením místa ukončení 4. zatáčky před VPD (zpravidla ve větší vzdálenosti), malou výškou po dotočení 4. zatáčky a nebo zvýšeným klesáním po 4. zatáčce. Tuto chybu opravit zvýšením otáček motoru a zmenšením úhlu klesání tak, aby průlet BPRS byl ve výšce 60 až 80 m. Další klesání upravit tak, aby v bodu vyrovnání byla výška letu 8 až 10 m, rychlost 330 až 340 km/h.

### Velký úhel :

Chybu může způsobit pilot tím, že nedodrží výšku začátku a ukončení 4. zatáčky, nebo ji ukončí v menší vzdálenosti k VPD než 4 km, (Zpravidla důsledek předčasného otočení 4. zatáčky a zmenšování náklonu,) nebo také tím, že méně klesá po 4. zatáčce.

Chybu opravit ihned zvětšením úhlu klesání a případným vysunutím vzdušných brzd (nesnižovat otáčky pod 70 % -  $N_1$ ) tak, aby nad BPRS byla výška 80 m. Pokud se nepodaří opravit úhel do průletu bližné přívodné rádiové stanice (1 km před VPD) opakovat okruh. V případě, že nelze opakovat okruh (malý zbytek paliva, nepříznivé povětrnostní podmínky) pokračovat s vysunutými brzdami až do přistání a upravit otáčky motoru  $N_1$  - 65 %. Stažení POM na volnoběh je možné v závislosti na rychlosti letu a síle větru, nejdříve však na začátku vyrovnání, kterému musí pilot věnovat zvýšenou pozornost a začít jej dříve ve výšce 10 až 15 m.

### POZNÁMKA :

- Je lépe, přistane-li pilot dlouhý (třeba i 300 m) než když přitlačí letoun násilně na zem při velké rychlosti nad 300 km/h.
- Z uvedeného je zřejmé, že velký úhel se opravuje obtížněji než malý úhel, proto je nutné zejména při malém zbytku paliva, při náhlém zhoršení povětrnostních

# VYSOKÉ PODROVNÁNÍ

- PŘÍČINY: - RYCHLÉ PŘITAHOVÁNÍ ŘÍDÍCÍ PÁKY PŘI ZAČÁTKU PODROVNÁNÍ  
- VELKÁ RYCHLOST LETOUNU A PILOT PŘITAHUJE ŘP STEJNĚ JAKO PŘI NORMÁLNÍ RYCHLOSTI  
- PILOT SE ZLEKL ZEMĚ A RYCHLEJI PŘITÁHL ŘP  
- PILOT NA PŘISTÁNÍ ODHADUJE VÝŠKU POHLEDEM PŘES ČELNÍ SKLO



- OPRAVA: 1, V POČÁTKU PODROVNÁVÁNÍ CHYBU OPRAVIT ZMENŠENÍM RYCHLOSTI PŘITAHOVÁNÍ ŘP  
2, PO UKONČENÍ PODROVNÁNÍ VE VÝŠCE NAD 1,5m (LETOUN NEKLESÁ K ZEMI VLIVEM VELKÉ RYCHLOSTI)  
JEMNĚ POVOLIT ŘP A VZÁPĚTÍ JI PŘITAHOVAT (VIZ OBR)  
3, JAKMILE BYLO PODROVNÁNÍ UKONČENO VE VĚTŠÍ VÝŠCE A PŘI MALÉ RYCHLOSTI, JE NUTNO ZVÝŠIT  
OTÁČKY MOTORU

podmínek nebo při přistání na mokrou dráhu se této chyby vyvarovat.

**P A M A T U J !**

- Všechny chyby v rozpočtu na přistání se musí pilot snažit opravit včas, do průletu BPRS.
- Pokud se nepodaří chybu opravit včas, je pilot povinen opakovat okruh.
- Jen v krajní nouzi může pilot opravit chybu po průletu BPRS ve výškách pod 100 m, zpravidla za pomoci ŘL nebo PŘL.
- Je zakázáno opravovat velkou rychlost nebo velkou výšku na přistání stažením POM do polohy "volnoběh", protože doba akcelerace motoru je dlouhá. Po stažení POM po průletu BPRS na volnoběh se již nepodaří zvýšit otáčky motoru včas a zpravidla dochází k přistání před VPD.

**Vysoké podrovnání :**

Dojde-li k vysokému podrovnání (nad 1 m), je nutno přerušit přitahování řídicí páky a potom podle přiblížování letounu k zemi normálně přistát.

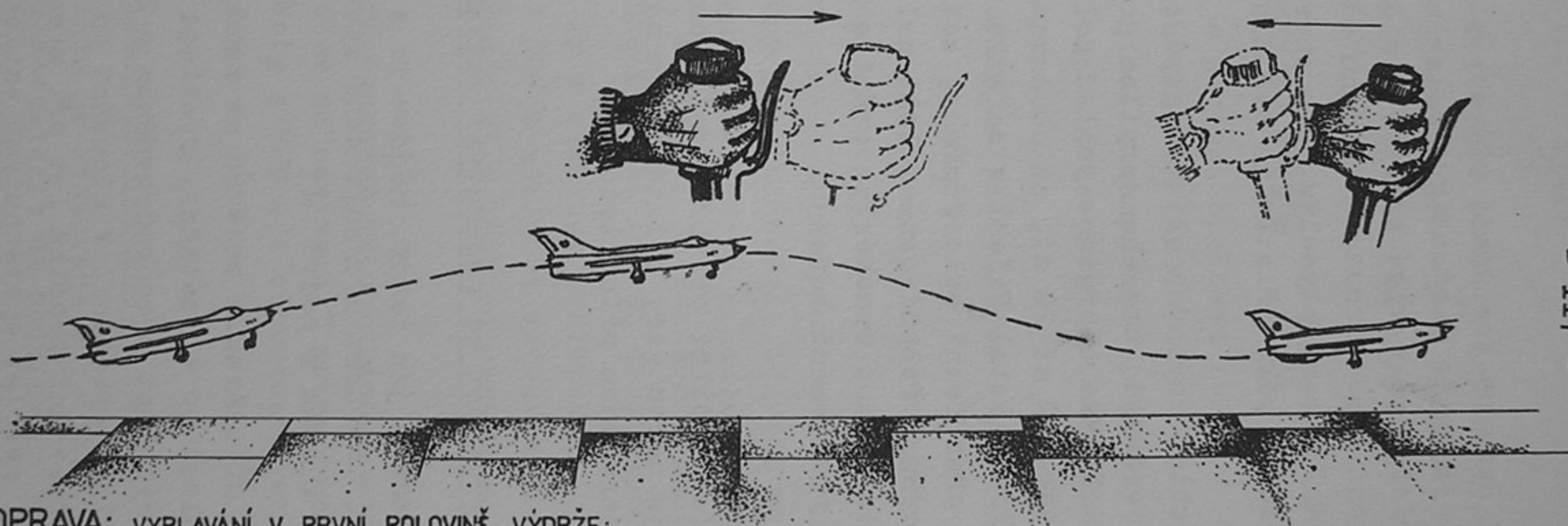
**Vyplavání nebo odskok :**

Dojde-li ve výdrži nebo při dosednutí chybou pilotování letadla k vyplavání nebo odpoutání letounu od země, je nutno tuto chybu odstranit v závislosti na rázu vyplavání nebo odpoutání od země jedním z těchto způsobů:

- 1/ Ve výdrži nebo po dosednutí při zvýšené rychlosti přerušit v okamžiku vyplavání, nebo odpoutání letounu od země další stoupání, potom podle přiblížování letounu k zemi normálně přistát na dvě hlavní kola.

# VYPLAVÁNÍ, ODSKOK

- PRÍČINY: - PODROVNÁNÍ PŘI VELKÉ RYCHLOSTI  
- PRUDKÉ PŘITÁHNUTÍ ŘP PŘI ZJIŠTĚNÍ NÍZKÉHO PODROVNÁNÍ  
- NESPRÁVNÝ POHLED Z KABINY PŘI PODROVNÁNÍ



OPRAVA: VYPLAVÁNÍ V PRVNÍ POLOVINĚ VÝDRŽE:

- PLYNULE POVOLIT ŘP A VZÁPĚTÍ JI PŘITÁHOVAT TAK, ABY SE LETOUN ZNOVU DOSTAL DO VÝŠKY 0,5-1 m (viz obr.)

VYPLAVÁNÍ VE DRUHÉ POLOVINĚ VÝDRŽE:

- ŘP „PŘIDRŽET“ A PŘI PŘIBLÍŽENÍ K ZEMI JI OPĚT PŘITÁHOVAT

2/ Ve výdrži nebo po dosednutí při normální nebo menší rychlosti je nutno v okamžiku vyplavání nebo odskoku podržet řídicí páku v té poloze, v níž byla v okamžiku vyplavání nebo odpoutání letounu od země. Podle přibližování k zemi plynulým, ale energickým přitažením řídicí páky přistát na dvě hlavní kola.

Většinu chybných přistání způsobuje špatné rozdělení pozornosti, kterého se pilot dopouští tím, že při přistání včas nepřenesse pohled doleva na sledování země (výška 30 až 20 m), za současného sledování směru a rychlosti letu. Piloti v začátku výcviku mají snahu hledět přes čelní sklo dopředu, což vede k nesprávnému odhadu výšky při podrovnání letounu. Nesprávný odhad výšky způsobí buď vysoké vyrovnání a nebo tvrdé přistání bez podrovnání letounu.

#### P A M A T U J !

- Je-li pilot při přistání dlouhý nebo krátký, je nutno vždy přistávat normálně se správně nataženou přídílí letounu.

#### c) Přistání se zasunutými vztlakovými klapkami

Je možné jen tehdy, nejdou-li z jakékoliv příčiny vysunout. (Porucha hydraulického systému, klonění při vysouvání klapek a pod.)

Při přistávacím manévru se zasunutými klapkami musí být rychlost po 4. zatáčce, rychlost klesání z přímého směru a rychlost před podrovnáním o 20 km vyšší než při normálním přistání. V klouzání po 4. zatáčce do začátku podrovnání probíhá let při mírně zvětšených úhlech sklonu, než let s vysunutými vztlakovými klapkami, což zhoršuje výhled. Bod podrovnání je třeba volit ve větší vzdálenosti od prahu VPD. Rovina klouzání bude

při tom méně strmá ( výška průletu nad BPRS je 40 až 60 m) a dosednutí nastane při vyšší rychlosti než při přistání s vysunutými vztlakovými klapkami.

d) Opakování okruhu

Pilot je povinen opakovat okruh :

- na rozkaz ŘL nebo instruktora,
- jsou-li na VPD jiné letouny, nebo překážky,
- při nepřesném rozpočtu na přistání, které nelze opravit do BPRS,
- při zjištění závady na přistávacím zařízení.

Činnost pilota při opakování okruhu :

Opakování okruhu je možné z libovolné výšky až do výšky podrovnání. Po rozhodnutí opakovat okruh je nutno beze změny úhlu klouzání, převést motor do maximálního režimu ( $N_1$  - 100 %) a podle míry zrychlování zmenšovat úhel klouzání. Po dosažení rychlosti 350 až 370 km/h plynule převést letoun do stoupání.

- Ve výšce 10 až 15 m zasunout podvozek.
- Ve výšce 100 až 200 m zasunout vztlakové klapky, světlo a pokračovat v letu po okruhu.

POZNÁMKA :

Bylo-li rozhodnutí opakovat okruh učiněno pozdě, je nutno po zvýšení otáček na "maximální" pokračovat v přistání až do dotyku koly s VPD a s odpoutáním od země po získání rychlosti.

e) Let po velkém okruhu

Výška letu je stanovena v letištním řádu a nebo ji stanoví v závislosti na podmínkách ŘL. Zařazení do velkého okruhu je vždy tečnou do některé zatáčky tak,

aby malý okruh zůstal uvnitř dráhy velkého okruhu.

Z velkého do malého okruhu se pilot zařazuje zásadně v přímém letu po 4. zatáčce (s povolením ŘL, kterého žádá 5 km před VPD) a klesáním tak, aby nad prahem VPD měl výšku stanovenou pro let na malém okruhu (500 m).

Vyjimky o zařazení do malého okruhu v závislosti na vzdušné situaci může ŘL nařídit.

Pokud pilot neobdržel povolení k zařazení pokračuje letem po velkém okruhu ve stanovené výšce.

f) Let po okruhu s vysunutým podvozkem

Po vzletu převést letoun do stoupání 10 až 15 m/sec. a kontrolovat ARU-3V. Ve výšce 100 m zasunout vztlakové klapky a světlo. První zatáčku točit spojitě s druhou ve výšce 150 až 200 m při rychlosti 500 km/h, otáčkách  $N_1 - 95 - 100 \%$  a náklonem  $35^\circ$ . Po dosažení výšky 450 m začít převádět letoun do vodorovného letu tak, aby výška letu po okruhu byla 500 m. Rychlost letu s vysunutým podvozkem udržovat 500 km/h. Ostatní zásady letu po okruhu jsou shodné s tím, co již bylo v této hlavě rozebráno.

g) Let po okruhu pro první samostatné lety

Tohoto letu se využívá pro seznámení pilota se způsobem uskutečnění prvního samostatného letu, s orientačními body v prostoru letiště a se způsobem zařazení do okruhu pro přistání.

Výšku letu po okruhu určí řídicí létání. Zpravidla to bývá výška v rozmezí 1.000 až 4.000 m. Po vzletu pokračovat přímo a ve stoupání upravit rych-



lost 800 km/h podle slabé ručičky, otáčky  $N_1 \approx 90\%$ . Nad určeným bodem točit zatáčku o  $180^\circ$  s náklonem  $45^\circ$  až  $60^\circ$  (v souladu s názorninou) a ohlásit tuto činnost ŘL. Směr letu po okruhu kontrolovat podle OB, KSI a dokončení zatáčky směrem k letišti podle ARK. (Směna VS a ŘP dávají pilotovi potřebné povely a informace.) Po spotřebování paliva na určený zbytek, ohlásit ukončení ŘL, klesat do výšky 800 m a zařadit se do okruhu.

POZNÁMKA :

Polohu letiště, orientační body na okruhu, body točení zatáček, velikosti okruhu a jiné údaje prostuduje pilot podle schemat a názornin.

h) Lety s neúplně doplněným letounem

S neúplně doplněným letounem jsou povoleny maximálně 3 lety po okruhu k nácviku vzletu a přistání, při čemž :

- Letoun musí být doplněn palivem nejméně na 1.700 litrů.
- Před prvním přistáním musí být zbytek paliva nejvíce 1.200 litrů.
- Při druhém a třetím letu nezasouvat podvozek (chlazení kol).
- Letoun musí být bez podvėsů.
- Před třetím vzletem musí být zbytek paliva nejméně 800 litrů, tlak ve vzduchovém systému nejméně  $70 \text{ kp/cm}^2$ .
- Padák použít až po třetím přistání. (V případě nutnosti i dříve, avšak další lety jsou zakázány.)

Neúplné naplnění letounu palivem je povoleno maximálně 4 x po sobě. Potom je nutné úplné kontrolní naplnění.

## UPOZORNĚNÍ :

Mezi jednotlivými lety po okruhu je nutné :

- Po přistání nepoužívat padák.
- Před dalším letem na určeném místě nechat letoun zkontrolovat (je možné i doplnění vzduchem).

DŮ na čáře předběžného vzletu:

- Vyvážení v neutrálu.
- Stabilizátor na přistání (svítí).
- Vzdušné štítky zasunuty.
- Vztlakové klapky vysunuty.
- Zbytek paliva (minimálně 800 litrů).
- Tlak vzduchu (minimálně  $70 \text{ kp/cm}^2$ ).

## POZNÁMKA :

Po přistání zůstává páka ovládání podvozku v poloze "VYSUNUT" (pilotovi je zakázána jakákoliv manipulace ovladačem podvozku na zemi).

### i) Let po okruhu k nácviku rozpočtu na přistání (přiblížení)

Celý let až do místa opakování je shodný s již rozebraným letem po okruhu. Před třetí zatáčkou hlásit : ... "PODVOZEK VYSUNUT, POVOLTE NA PŘIBLÍŽENÍ". V určeném místě (výšce) na rozkaz instruktora opakovat okruh.

## POZNÁMKA :

- Tohoto nácviku se používá pro získání návyků z nejobtížnější fáze letu.
- Činnost pilota musí být přesná, zaměřená hlavně na dodržení směru, rychlosti, otáček a výšky. S letounem je možno opakovat okruh ze všech fází letu po 4. zatáčce až do bodu podrovnání.

- Dostal-li pilot rozkaz k opakování okruhu v bodu podrovnání nebo těsně před dosednutím, pokračuje v přistání s tím rozdílem, že místo, aby stáhl POM za zarážku přesune ji plynule do režimu maximálních otáček.

#### 4. JEDNODUCHÁ A VYŠŠÍ PILOTÁŽ

##### Všeobecné ustanovení

Obraty jednoduché a vyšší pilotáže lze procvičovat s letounem bez podvěsů i s podvěsy.

V této stati je rozebrána pilotáž s letounem bez podvěsů a s řízenými samonaváděcími raketami.

Při pilotáži letounu MiG-21U s velkými úhly náběhu při podzvukových rychlostech vzniká slabé třesení, jehož intenzita se mírně zvětšuje s přitahováním řídicí páky. Dalším přitahováním řídicí páky vzniká kymácení letounu z křídla na křídlo, pro jehož odstranění je nutno povolit řídicí páku tak, aby kymácení ustalo.

Za účelem plného využití manévrovacích vlastností tohoto letounu je nutná pilotáž při úhlech náběhu odpovídajících oblasti mírného třesení. Aby se zabránilo pádu letounu při těchto úhlech náběhu, nesmí pilot ve všech výškách při zbytku paliva 2.000 litrů a menším překročit přetížení uvedené v tabulce.

g	1,5	2,0	2,5	3,0	4,5	6,0	7,0
V př	350	400	450	500	600	700	770

Před nácvikem obrátů jednoduché a vyšší pilotáže je nutno vyvážit letoun při přístrojové rychlosti 800 km/h ve výšce 5.000 m a utáhnout poutací systém.

Při obratech spojených s velkou úhlovou rychlostí otáčení kolem podélné osy věnovat zvláštní pozornost koordinaci vychylování kormidel. Nevychylovat nožní řízení proti otáčení a nepřipustit prudké podélné výchylky řídicí páky.

Ztráta rychlosti v horním bodě vertikálních obrátů vyžaduje od pilota přesné a úměrné pohyby kormidly (nožní řízení musí být v neutrálu).

Při sestupných obrátech je nutno si uvědomit, že chyba při vchodu (vyšší rychlost, vyšší režim motoru, menší výška vchodu a rovněž časově dlouhý vchod s menším přetížením v obrátu ) nemusí být vždy opravitelná pro nedostatek výšky.

Ke kontrole pilotážních obrátů musí pilot využívat také umělý horizont, který umožňuje v každé poloze letounu přesně zjistit hodnoty úhlu náklonu, úhlu střemhlavého letu a úhlu stoupání.

#### Odlety do pracovních prostorů a přílety zpět

- Rozmístění a ohraničení pracovního prostoru je určeno "Letištním řádem" příslušného letiště.
- Do prostorů odlétávat z tečny okruhu při stálém stoupání. Na maximální režim stoupat rychlostí  $V_p - 900$  km/h a na forsážní režim s rychlostí  $V_p - 950$  km/h.
- Po ukončení úkolu v pracovním prostoru sklesat do výšky stanovené letištním řádem (nebo do výšky upřesněné ŘL, VS podle konkrétní situace). Tuto výšku dosáhnout bezprostředně před opuštěním pracovního prostoru směrem k základně a v této výšce pokračovat do velkého okruhu.

#### Činnost pilota v pracovním prostoru

- Zhodnotit povětrnostní situaci (když podmínky nevyhovují, ohlásit ŘL a řídit se jeho pokyny).
- Vyvážit letoun a utáhnout poutací systém.
- Prověřit volnost prostoru.

- Zkontrolovat zasunutí podvozku, vztlakových klapek a vzdušných brzd.
- Zkontrolovat motorové přístroje.
- Vyhledat vhodný orientační bod nebo orientační čáru.
- Zahájení zahlásit ŘL.

V průběhu plnění úkolu:

- Kontrola motorových přístrojů.
- Kontrola zbytku paliva.
- Upřesnění polohy v pracovním prostoru. (VS, VKV zaměřovač.)
- Ohlásit ŘL.

Po splnění úkolu :

- Kontrola motorových přístrojů.
- Kontrola zbytku paliva.
- Návrat kontrolovat podle údajů ARK, KSI a VKV-zam.
- Upravit výšku návratu.
- Ukončení ohlásit ŘL.

### Zásady činnosti v pracovním prostoru

- Dodržovat přidělený pracovní prostor podle pozemních orientačních bodů (povelů VS).
- Jednotlivé obraty TP zahajovat tak, aby v průběhu jejich plnění nebyl narušen pracovní prostor.
- Po každém obratu (komplexu obrátů) se zorientovat.
- Dodržovat stanovenou výšku a rychlost pro jednotlivé prvky a stanovený postup cvičení.
- Motorové přístroje, kontrolní žárovky a tabla kontrolovat systematicky v průběhu plnění cvičení a každých 10 minut navázat spojení s ŘL.
- Sledovat vývoj počasí, jeho zhoršování ohlásit ŘL a řídit se jeho pokyny.
- Při všech letech věnovat maximální pozornost sledování vzdušného prostoru (zvláště prostorů letišť, letových cest a linií).

- Pilot hlásí instruktorovi všechny vzdušné cíle, které zpozoroval.
- Dodržovat zásady při přebírání a předávání řízení podle PPLP.

### JEDNODUCHÁ PILOTÁŽ

#### Zatáčky :

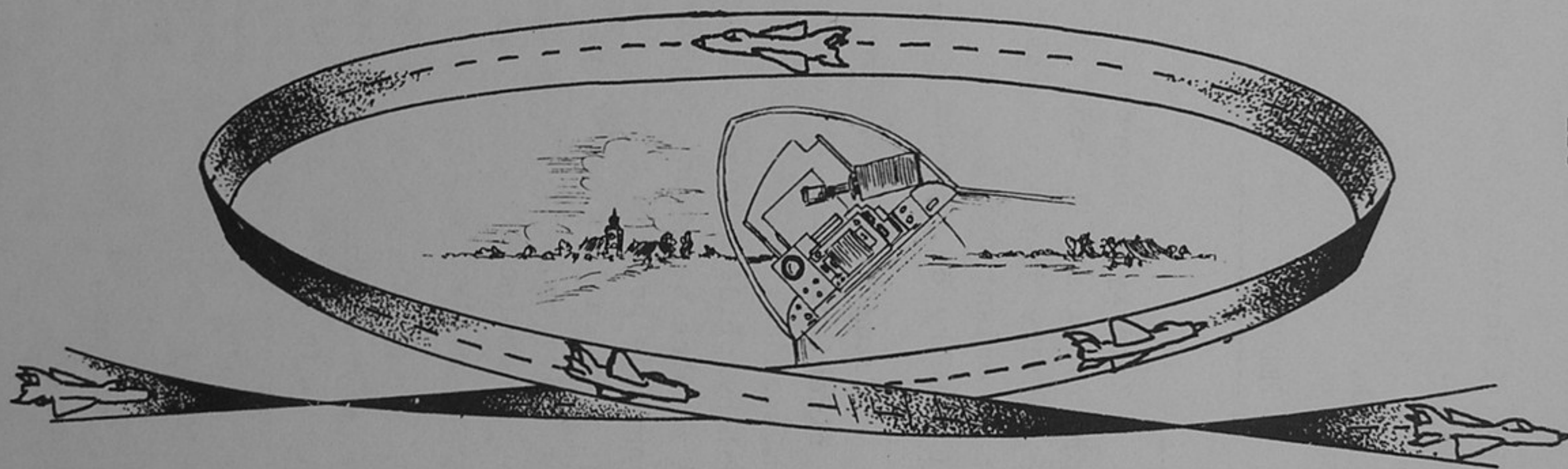
Zatáčky a vodorovné osmičky s náklonem  $45^{\circ}$  cvičit při rychlosti  $V_{př} - 650$  km/h. Před uvedením letounu do zatáčky je nutno upravit režim motoru, rychlost a zvolit si orientační bod pro vchod do zatáčky a srovnání zatáčky do přímého letu.

Potom koordinovaným pohybem řídicí páky a nožního řízení převést letoun do zatáčky se současným zvyšováním otáček motoru. Správnost zatáčky kontrolovat podle polohy přídě letounu a skutečného horizontu. Při správné zatáčce se spodní roh odrazového skla zaměřovače ASP-5 pohybuje po čáře skutečného horizontu. Náklon, rychlost a výška letu se kontroluje podle umělého horizontu, rychloměru, variometru a výškoměru. Odchytky od určených parametrů se odstraňují změnou náklonu a změnou úhlové rychlosti.

Letoun se srovnává do přímého směru koordinovaným pohybem řídicí páky a nožního řízení se současným snižováním otáček motoru tak, aby se rychlost neměnila. Prakticky se pilotáž letounu v zatáčce neliší od pilotáže jiného letounu. Chyby v technice pilotáže se projevují větším stoupáním a klesáním letounu v zatáčce (neustálený let v zatáčce), což je důsledek velké setrvačnosti letounu. Rozdíl mezi levou a pravou zatáčkou není žádný.

# ZATÁČKA S NÁKLONEM 45°

$V_{př} = 650 \text{ km/hod}$





Zatáčky a vodorovné osmičky s náklonem  $60^\circ$  cvičit při  $V_{př} - 650$  km/h. Technika je stejná jako u zatáčky s náklonem  $45^\circ$ . Zvláštností však je, že dochází k třesení letounu již při malých násobcích přetížení, což je způsobeno malou zálohou stability v přetížení. Toto je nebezpečné jen při hrubém přitažení řídicí páky, které způsobí, že se letoun začne kolébat z křídla na křídlo a pilot je tak varován před možností pádu do vývrtky. V takovém případě je nutno ihned povolit řídicí páku a zmenšit úhel náklonu.

Při přechodu z jedné zatáčky do druhé se nesmí překročit úhlová rychlost otáčení letounu kolem podélné osy více jak  $90^\circ$  za 1 vteřinu, aby nedošlo k setrvačnému otáčení.

Při větších úhlech náklonu než  $60^\circ$  dochází ke snižování rychlosti během zatáčky.

Vybrání zatáčky je nutno začít 20 až  $30^\circ$  před zvoleným orientačním bodem. Maximální násobek přetížení ve výškách do 5.000 m je 2,8 a ve výšce 10.000 m 1,2. Při větším přetížení nelze udržet stálou rychlost na režimu "MAXIMÁL".

Charakteristické chyby :

- Přetažení řídicí páky doprovázené varovným třesením s následujícím kolébáním letounu, což lze odstranit povolením řídicí páky a snížením úhlové rychlosti.
- Nedodržení výšky a rychlosti, což se odstraňuje zmenšením (zvětšením) náklonu a úhlové rychlosti.

Jestliže během zatáčky dojde k velkým odchylkám v rychlosti a výšce, je nutno zatáčku přerušit, převést letoun do vodorovného letu a zatáčku začít znovu.

Mezní zatáčka o 360° podle tahu :

Je správná zatáčka při maximálním tahu motoru (s forsází), stanovenou rychlostí.

Mezní zatáčka s maximálním tahem :

Nejvýhodnější rychlost je  $V_{př} - 800$  km/h ve výškách 3.000 až 4.000 m, náklon dosahuje 65 - 70° při přetížení přibl. 3 g. S výškou se hodnota maximálně možného náklonu, přetížení a přístrojové rychlosti snižuje. Ve výšce 5.000 až 6.000 m je  $V_{př} - 700$  km/h, náklon 60°, přetížení 2,5 - 2 g. Ve výšce 10.000 m je maximální  $V_{př} - 620$  km/h ( $M = 0,95$ ), přetížení 1,2 g, což odpovídá max. možnému náklonu 30 - 40° v režimu "MAXIMÁL".

Stanovenou rychlost v zatáčce o 360° při nezměněné poloze POM udržovat změnou náklonu (přetížení) a nebo změnou polohy POM při stálém náklonu (přetížení).

Zatáčku vybírat koordinovaným pohybem řízení a současně snižovat tah motoru tak, aby letoun přešel do vodorovného letu beze změny rychlosti letu.

Mezní zatáčka s forsážním tahem :

Ve výšce 3.000 m při POM v poloze "PLNÁ FORSÁŽ" je nejvýhodnější rychlost  $V_{př} - 800$  km/h, náklon 75 - 80°, přetížení 5 g. Udržet v průběhu celé zatáčky.

Ve výšce 5.000 m při plné forsáži a při rychlosti  $V_{př} - 800$  km/h je přetížení 4,5 g a náklon do 75°.

Ve výšce 10.000 m je možné točit zatáčku s úhlem náklonu do 70°, při  $V_{př} - 620$  km/h ( $M = 0,95$ ) a při přetížení 3 - 3,5 g. V této zatáčce je třeba v případě nebezpečí překročení čísla "M" snížit režim

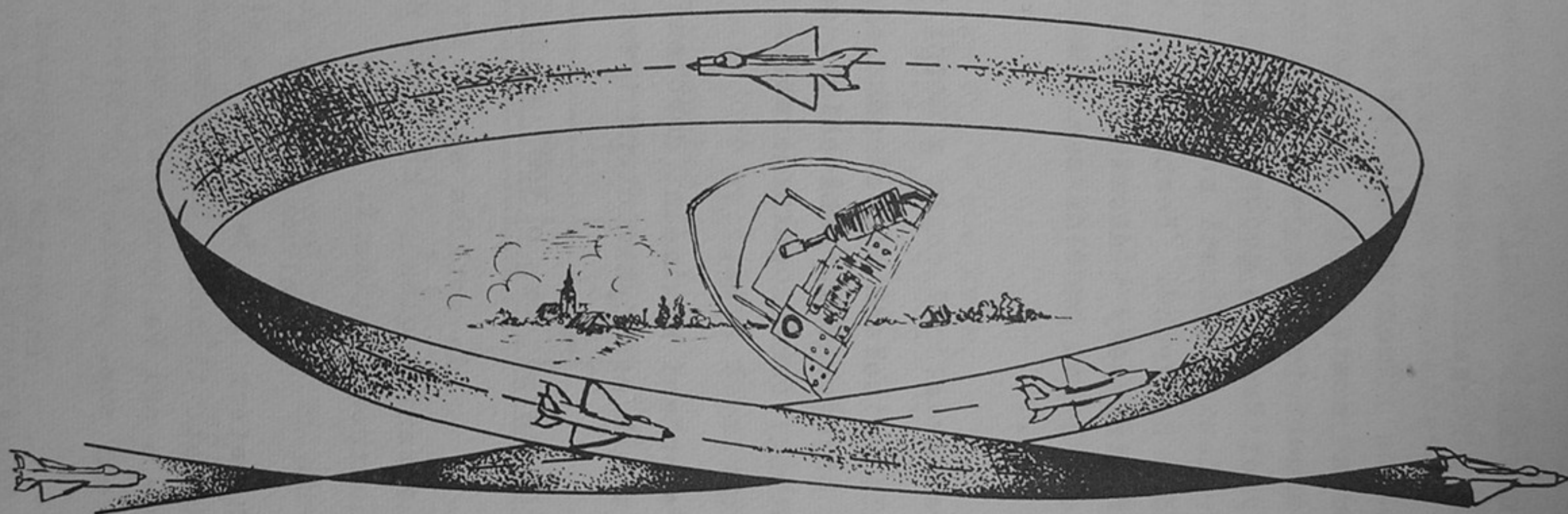
# MEZNÍ ZATÁČKA O 360° PODLE TAHU

S MAXIMÁLNÍM REŽIMEM

H(m)	Vpř	NÁKLON	PŘETÍŽENÍ
3000-4000	800	65-70°	3
5000-6000	700	60°	2,5-2
10000	620	30-40°	1,2

S FORSÁŽNÍM REŽIMEM

H(m)	Vpř	NÁKLON	PŘETÍŽENÍ
3000	800	80°	5
5000	800	75°	4,5
10000	620	70°	3-3,5



na "MINIMÁLNÍ FORSÁŽ", nebo včas přerušit točení a vypnout forsážní režim.

Technika pilotáže v zatáčkách s forsážním režimem je stejná jako v zatáčkách na maximální režim. Po zapnutí forsáže je nutno ihned točit zatáčku s daným přetížením a nedovolit zvýšení rychlosti. Nebezpečí překročení rychlosti zvuku vzniká při převedení z jedné zatáčky do druhé. Přejechod musí být energický, s povolením řídicí páky a nesmí být překročena úhlová rychlost otáčení kolem podélné osy. (Maximální rychlost je  $90^\circ / \text{sec.}$ )

Charakteristické chyby v mezní zatáčce s fors. režimem:

- Málo přitažená řídicí páka, velký přírůstek rychlosti. (S přibývajícím rychlostí se snižuje účinnost stabilizátoru, řídicí páku je možno přitáhnout až do plné výchylky k sobě.)
- Překročení maximální dovolené rychlosti v dané výšce a vznik aerodynamického třesku.

#### Zrychlená zatáčka o $360^\circ$ s maximálním přetížením

Je zatáčka se snižováním rychlosti a se zmenšováním poloměru křivosti dráhy letu při maximálním přípustném přetížení.

Zrychlené zatáčky o  $360^\circ$  při subsonických rychlostech letu je možno cvičit s jakýmkoliv násobkem v oblasti třesení, bez překročení hodnot uvedených v tabulce a při velkých přístrojových rychlostech, bez překročení max. povolené přístrojové rychlosti.

Intenzita snižování rychlosti letounu ve zrychlené zatáčce o  $360^\circ$  závisí na přetížení, režimu práce motoru a poloze vzdušných brzd.

Ve zrychlené zatáčce o  $360^\circ$  při subsonické rychlosti s násobky většími než 5 až 6 g je řídicí páka prakticky úplně dotažena. Letoun se přitom nedostává do oblasti třesení. Je třeba mít na paměti, že při snížení rychlosti pod "M" 0,9 letoun s plně přitaženou řídicí pákou samovolně zvyšuje násobky, což se dá snadno odstranit včasným zmenšením síly na přitahování řídicí páky.

V počátečním výcviku procvičovat tyto zatáčky ve výškách 3.000 až 5.000 m s těmito parametry :

- režim motoru "MAXIMÁL",
- rychlost vchodu do zatáčky  $V_{př} = 800$  km/h,
- rychlost při ukončení zatáčky  $V_{př} = 450$  km/h,
- náklon v zatáčce dosahuje hodnot  $70 - 80^\circ$ ,
- násobek přetížení při vchodu do zatáčky 5 - 6 g,
- v průběhu zatáčky hodnotu přetížení postupně snižovat v závislosti na přístrojové rychlosti tak, aby nebyly překročeny údaje v tabulce !

g	6,0	4,5	3,0	2,5
$V_{př}$	700	600	500	450

± poloměr zatáčky se mění od 1.000 m do 650 m.

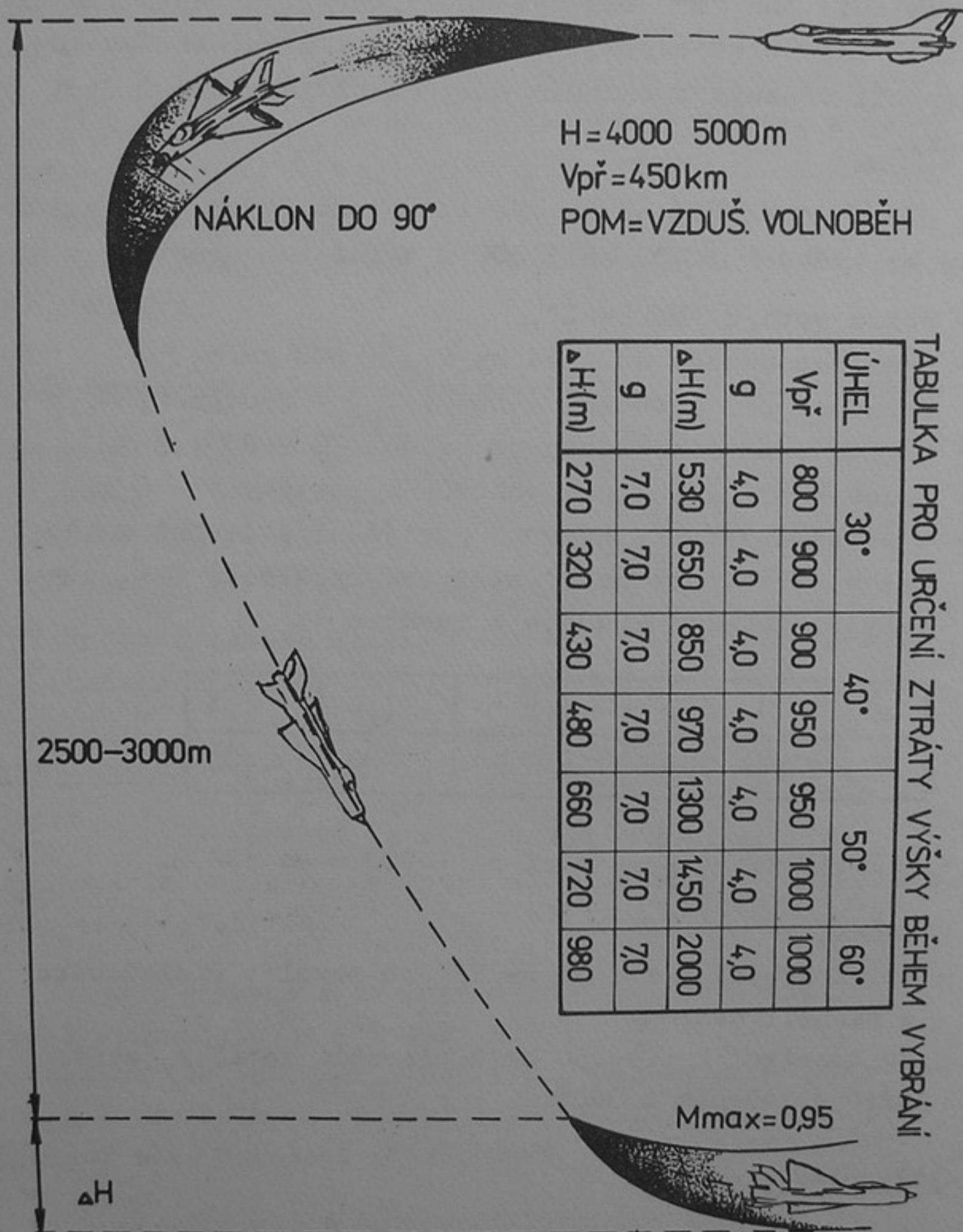
**POZNÁMKA :**

- Při kolébání z křídla na křídlo povolit řídicí páku a zmenšit náklon.
- Po dosažení  $V_{př} = 450$  km/h přerušit zatáčku ještě před dotočením o  $360^\circ$ .

Střemhlavý let :

Je pilotážní obrat, při němž letoun klesá se stálým úhlem sklonu dráhy.

# STŘEMHLAVÝ LET



NÁKLON DO 90°

H=4000 5000m

Vpř=450km

POM=VZDUŠ. VOLNOBĚH

TABULKA PRO URČENÍ ZTRÁTY VÝŠKY BĚHEM VYBRÁNÍ

ÚHEL	30°		40°		50°		60°
Vpř	800	900	900	950	950	1000	1000
g	4,0	4,0	4,0	4,0	4,0	4,0	4,0
$\Delta H(m)$	530	650	850	970	1300	1450	2000
g	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0
$\Delta H(m)$	270	320	430	480	660	720	980

Mmax=0,95

H

Střemhlavý let lze procvičovat s úhly max. do  $60^\circ$ . Střemhlavý let s úhlem sklonu dráhy do  $30^\circ$  se nazývá mírný a s úhlem nad  $30^\circ$  strmý.

Vchod do střemhlavého letu se uskutečňuje ze zatáčky, ze zvratu a nebo z polozvratu.

Přechod do úhlu klesání  $40^\circ$  je možný ze zatáčky s náklonem do  $90^\circ$ .

Přechod do úhlu klesání nad  $40^\circ$  ( $45^\circ$ ,  $50^\circ$  a  $60^\circ$ ) je možný pouze zvratem nebo polozvratem.

Střemhlavé lety procvičovat z výšky 4.000 m až 5.000 m s rychlostí vchodu  $V_{př}$  - 450 km/h a otáčkami vzdušného volnoběhu. Ztráta výšky je přibližně 2.500 až 3.000 m.

Ztráta výšky je závislá na počáteční rychlosti při vybírání, na úhlu klesání a na použitém násobku přetížení.

Pro dodržení minimální přístrojové výšky po ukončení cviku je nutno k této výšce přičíst ztrátu výšky uvedenou v tabulce.

Úhel střemhlavého letu řídit podle údajů umělého horizontu. Otáčky motoru zvyšovat až po vybrání letounu ze střemhlavého letu. Maximální rychlost při vybírání je  $M = 0,95$ .

Přechod do střemhlavého letu zatáčkou (náklon max.  $90^\circ$ ):

Používá se pro úhly klesání 20 až  $40^\circ$ . Směr letu před vchodem volit  $60 - 90^\circ$  stranou od orientačního bodu, na který bude střemhlavý let směřovat.

Po upravení rychlosti se letoun plynulým koordinovaným pohybem kormidel převede do zatáčky.

Během druhé poloviny zatáčky v závislosti na velikosti úhlu střemhlavého letu se letoun převede do klesání a sníží se otáčky motoru, (na vzdušný volnoběh). Po dotočení zatáčky na zvolený orientační bod se srovná náklon letounu a podle údajů umělého horizontu se upraví určený úhel klesání.

Po potřebném snížení výšky letu, nebo při dosažení určené rychlosti se letoun plynulým přitažením řídicí páky převede do vodorovného letu. Před začátkem vybírání střemhlavého letu je nutno podle umělého horizontu zkontrolovat polohu letounu a srovnat náklon.

Po vybrání střemhlavého letu a při přechodu do vodorovného letu je třeba v závislosti na rychlosti plynule zvýšit otáčky motoru.

#### Vchod do střemhlavého letu polozvratem :

Používá se pro úhly klesání větší než  $40^{\circ}$ . Směr letu před vchoodem volit  $30$  až  $60^{\circ}$  stranou od orientačního bodu, na který má střemhlavý let směřovat. Začátek vchoodu je totožný se začátkem zvratu. Otočení kolem podélné osy je přibližně o  $120$  až  $150^{\circ}$  s přitahováním řídicí páky do klesání a mírným přelétnutím zvoleného bodu. Pak koordinovaným a plynulým pohybem řízení srovnat letoun na zvolený bod.

#### Vchod do střemhlavého letu zvratem :

Používá se rovněž pro úhly klesání nad  $40^{\circ}$ . Směr letu volit na orientační bod. Začátek otočení kolem podélné osy je závislý na požadovaném úhlu klesání. Manévr zahájit otočením letounu o  $180^{\circ}$  kolem podélné osy a přitahováním do potřebného klesání. V přitahování pokračovat až do prolétnutí zvoleného bodu, potom povolením



řídící páky zastavit letoun ve stálém úhlu a plynulým otočením (půlvýkrutem) upravit směr střemhlavého letu.

### Charakteristické chyby :-

- Nedodržení úhlu střemhlavého letu.
- Střemhlavý let s náklonem.
- Překročení maximální dovolené rychlosti. (0,95 M)
- Nedodržení výšky vybrání.

### Svíčka :-

Je pilotážní obrat, při němž letadlo stoupá se stálým úhlem sklonu dráhy.

Svíčka s úhlem sklonu dráhy do  $30^\circ$  se nazývá mírná a s úhlem nad  $30^\circ$  strmá.

Svíčku lze procvičovat v celém rozsahu výšek při maximálním i forsážním režimu chodu motoru při rychlosti vchodu, která nepřevyšuje maximální přípustnou rychlost. V závislosti na výšce, rychlosti vchodu a na režimu chodu motoru může být úhel svíčky do  $80^\circ$ . Svíčky s úhly nad  $60^\circ$  je nutno cvičit pouze s plnou forsáží při minimální  $V_{př}$  - vchodu = 900 km/h.

Po zrychlení letounu do stanovené rychlosti plynulým přitažením řídící páky vytvořit a ustálit potřebný úhel stoupání. Velikost úhlu a skutečnost, že let probíhá bez náklonu kontrolovat podle umělého horizontu a EUP-53.

Rychlost začátku vybírání ze svíčky v závislosti na úhlu stoupání a režimu chodu motoru je uvedena v grafu.

Vybrání letounu ze svíčky s úhlem stoupání  $30$  až  $40^\circ$  se uskutečňuje zatáčkou, do které se převede

# SVÍČKA

Vpř min 350 km/h

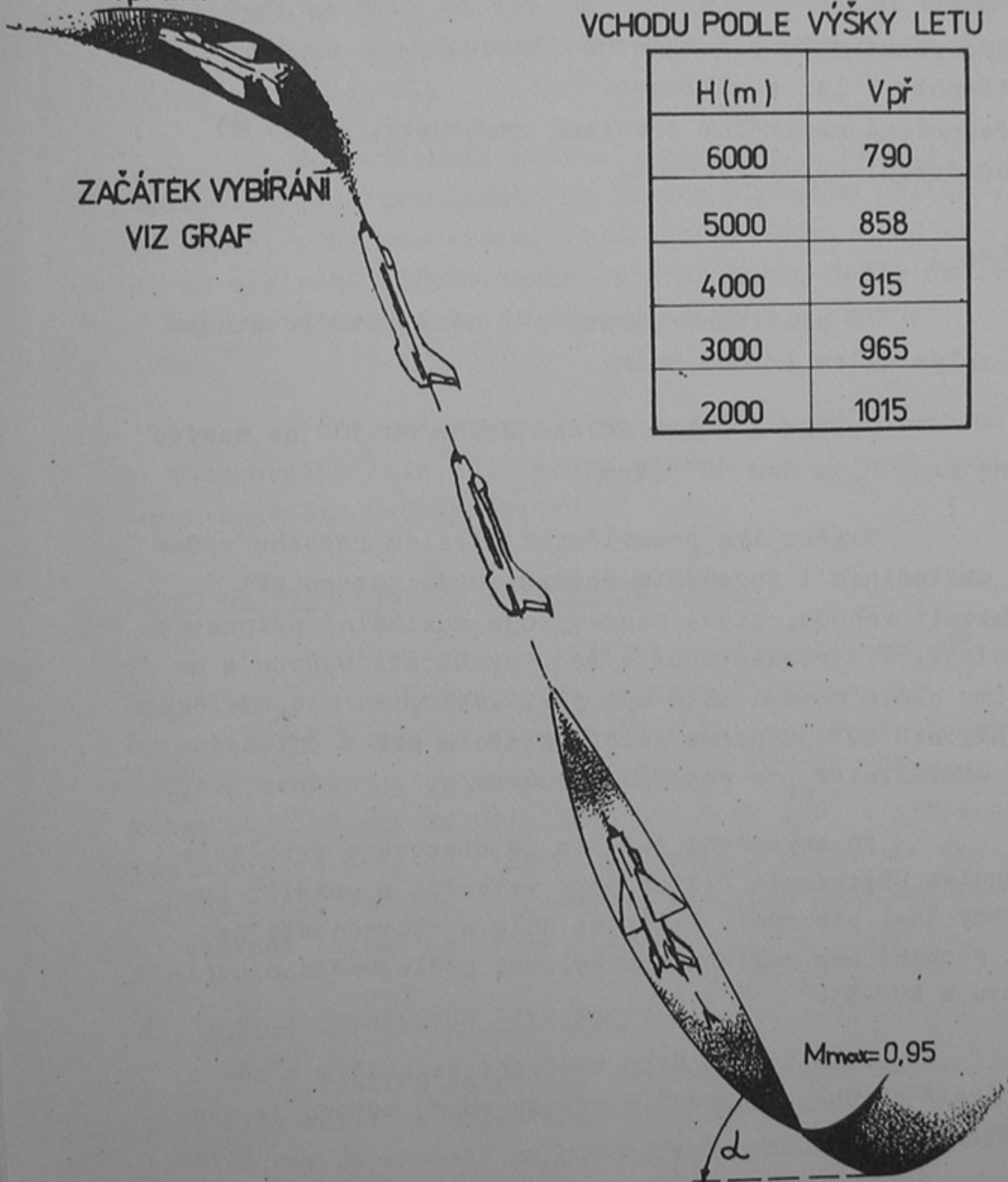
ZAČÁTEK VYBÍRÁNÍ  
VIZ GRAF

TABULKA POVOLENÝCH Vpř  
VCHODU PODLE VÝŠKY LETU

H (m)	Vpř
6000	790
5000	858
4000	915
3000	965
2000	1015

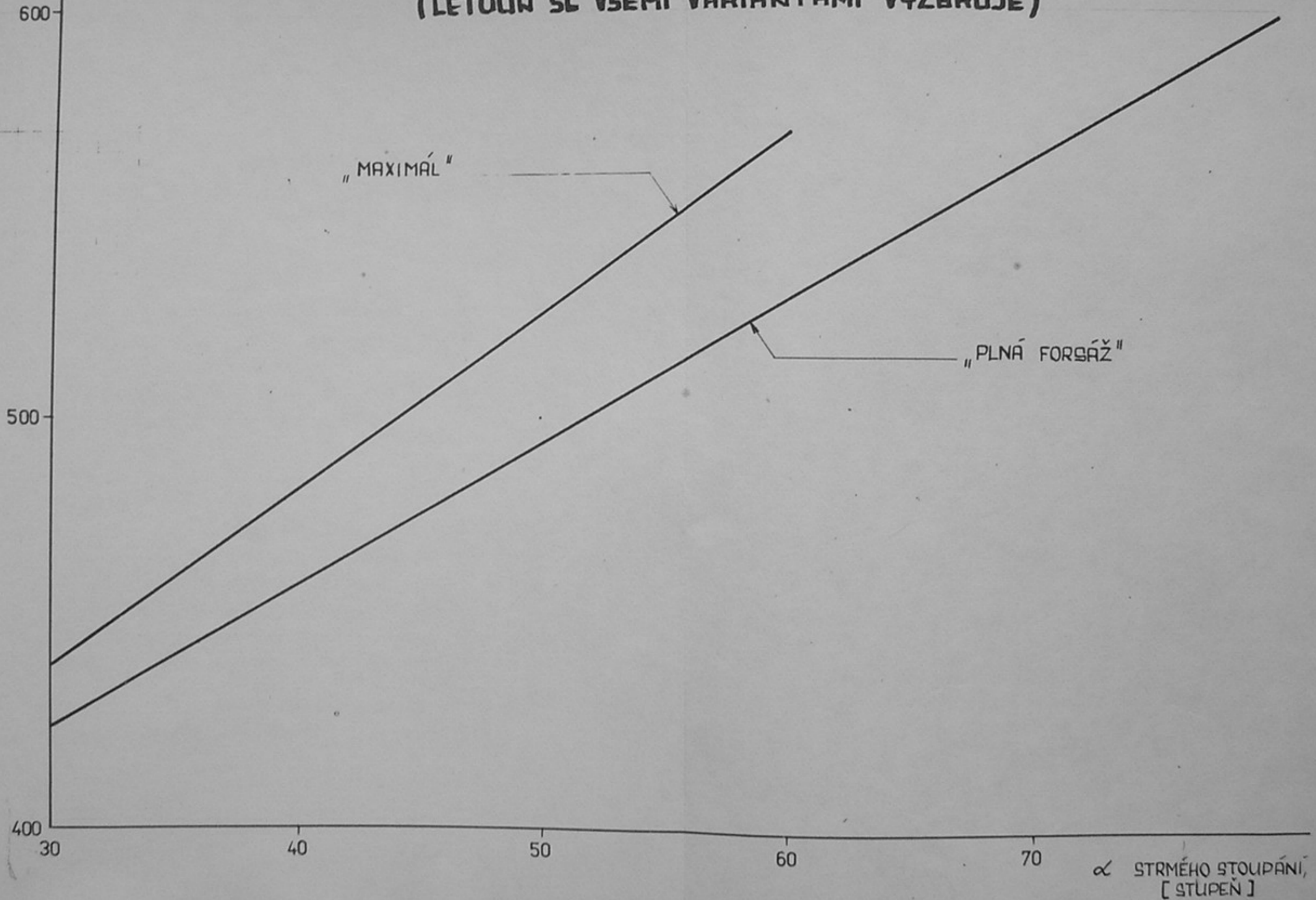
$M_{max} = 0,95$

$d$



Vpř počátku vybrání ze strmého stoupání, km/h

# PŘÍSTROJOVÁ RYCHLOST POČÁTKU VYBRÁNÍ ZE SVÍČKY (LETOUN SE VŠEMI VARIANTAMI VÝZBROJE)



koordinovaným vychýlením řídicí páky a pedálů se současným spuštěním přídě na horizont a vybráním ze zatáčky.

Vybrání letounu ze svíčky s úhlem stoupání 40 až 80° uskutečňovat otočením letounu kolem podélné osy o 180° se současným spuštěním přídě na horizont a s následujícím otočením znovu o 180°. (Dvěma půlvýkru-ty.)

Zisk výšky závisí na rychlosti vchodu, na úhlu svíčky a na režimu chodu motoru.

#### POZNÁMKA :

- Při vybírání svíčky nedopustit přetížení blízké nule.
- Pro letoun MiG-21U je povoleno jen po dobu 1 - 2 sec. ( $g = 0 \pm 0,2$ ).

#### Charakteristické chyby :

- Pozdní začátek vybírání letounu ze svíčky, což způsobí snížení rychlosti pod 350 km/h po vybrání.
- Nedodržení úhlu stoupání.
- Vybírání letounu ze svíčky se záporným násobkem vlivem špatné koordinace kormidel.

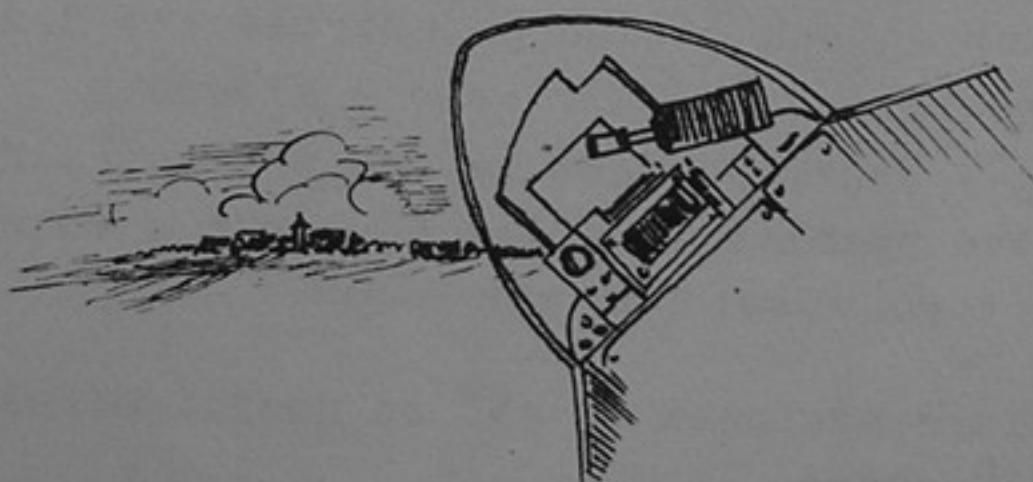
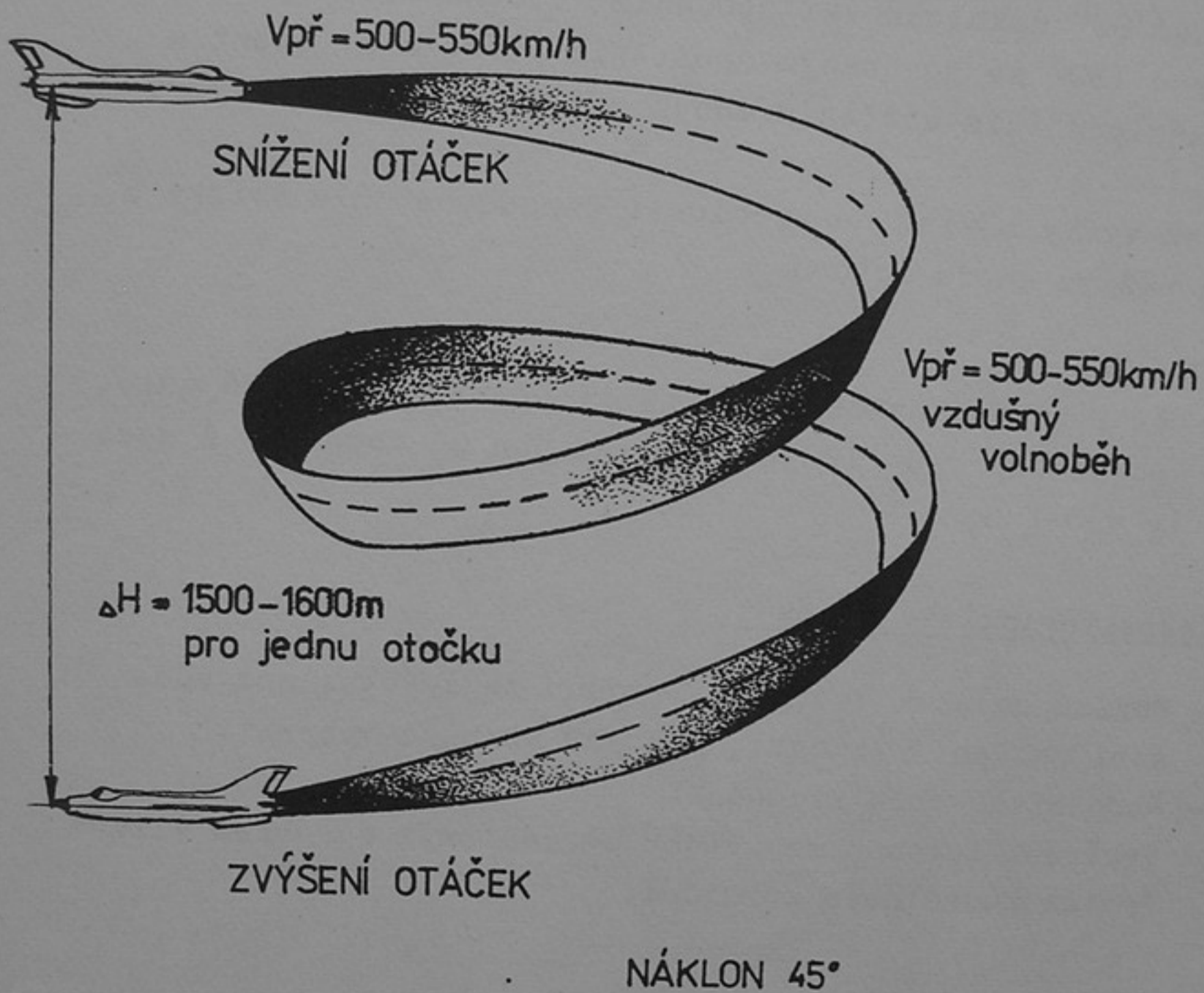
#### Spirála :

Je pilotážní obrat, při němž se letadlo pohybuje v provozních úhlech náběhu po spirálovité dráze se stoupáním (vzestupná spirála), nebo s klesáním (sestupná spirála). Nejvýhodnější náklon pro spirálu je 45° při přístrojové rychlosti 550 až 500 km/h s volnoběžným režimem motoru. (Sestupná spirála.)

Spirála s náklonem do 45° se nazývá mírná a s náklonem nad 45° ostrá.

# SPIRÁLA

- 141 -



Z výšky 5.000 m ztrácí letoun za jednu otáčku spirály 1.500 až 1.600 m. Před vchodem do cviku upravit klouzání při  $V_{př}$  - 550 - 500 km/h, načez koordinovaným vychýlením řídicí páky a směrového kormidla převést letoun do spirály.

Snížování nebo zvyšování rychlosti ve spirále se uskutečňuje změnami úhlu sklonu letounu vzhledem k horizontu (zvednutím nebo spuštěním přídě letounu). Letoun se ze spirály vybírá koordinovaným vychýlením řídicí páky a nožního řízení se současným zvýšením otáček motoru při přechodu letounu do vodorovného letu. Otáčky motoru lze zvýšit i po odstranění náklonu, t.j. v klouzání.

Při vybírání letounu ze strmé spirály s úhlem sklonu podélné osy vzhledem k horizontu nad  $30^\circ$  je nutno zpočátku odstranit náklon a potom vybrat letoun ze střemhlavého letu.

#### Charakteristické chyby :

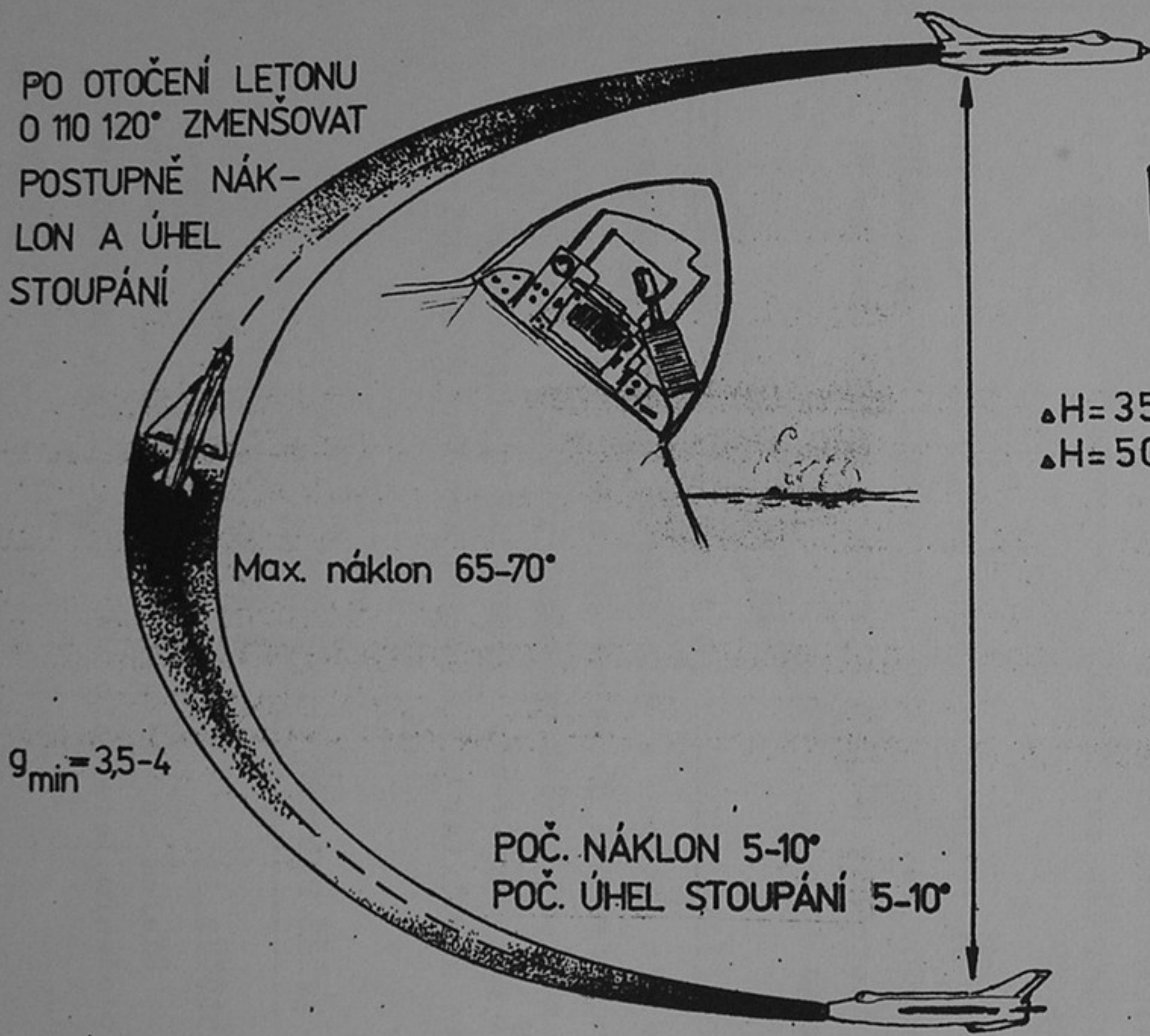
- Zvětšováním náklonu a úhlu klesání narůstá rychlost a letoun přechází do strmé spirály.
- Pozdní zvýšení otáček motoru - ztráta rychlosti.
- Vybrání pod stanovenou výšku může být způsobeno tím, že pilot nepočítal s potřebnou ztrátou výšky při vybírání.

#### VYŠŠÍ PILOTÁŽ

#### Bojová zatáčka :

Účelem bojové zatáčky je dosáhnout maximální výšku s otočením letadla o  $180^\circ$  a ukončit s manévrovací rychlostí.

PO OTOČENÍ LETONU  
O 110 120° ZMENŠOVAT  
POSTUPNĚ NÁK-  
LON A ÚHEL  
STOUPÁNÍ



Vpř min, 350km/h

# BOJOVÁ ZATÁČKA

▲H= 3500 4000m /maximál/  
▲H= 5000 5500m /forsáž/

Max. náklon 65-70°

$g_{min} = 3,5-4$

POČ. NÁKLON 5-10°  
POČ. ÚHEL STOUPÁNÍ 5-10°

Vpř s max. režimem 1000 km/h  
Vpř s forsáží 800 km/h

TABULKA POVOLENÝCH  
PŘÍSTROJOVÝCH RÝCHLOSTÍ  
V ZÁVISLOSTI NA H

H	Vpř	Vp	Mmax
10 000	620	1020	0,95
8 000	695	1040	0,95
5 000	858	1080	0,95
4 000	915	1100	0,95
3 000	965	1110	0,95
2 000	1015	1125	0,95
1 000	1075	1140	0,95

Bojovou zatáčku procvičovat s maximálním, nebo forsážním režimem chodu motoru a s rychlostí nepřevyšující maximální přípustnou ve vodorovném letu v dané výšce.

Rychlost získat střemhlavým letem nebo zvratem. Před vchodem do bojové zatáčky upravit potřebný režim chodu motoru, zrychlit letoun do stanovené rychlosti (s forsážním režimem při  $V_{př} - 800$  km/h, s maximálním režimem při  $V_{př} - 1.000$  km/h), načež plynulým přitažením řídicí páky převést letoun do stoupání 5 až  $10^{\circ}$ , potom upravit náklon 5 až  $10^{\circ}$  a koordinovaným pohybem řídicí páky a nožního řízení vést letoun po vzestupné spirále. Maximální náklon může být ke konci druhé třetiny 65 až  $70^{\circ}$ . Jakmile se letoun otočí o 110 až  $120^{\circ}$ , postupně zmenšovat úhly náklonu a sklonu současným vychýlením řídicí páky po úhlopříčce od sebe a do strany proti zatáčce a koordinovat výchylky kormidel tak, aby letoun byl převeden do vodorovného letu přesně o  $180^{\circ}$  při přístrojové rychlosti nejméně 350 km/h.

Násobek přetížení dosahuje hodnot 3,5 - 4 g.

#### POZNÁMKA :

- Technika levé nebo pravé bojové zatáčky je stejná jak při maximálním, tak i při forsážním chodu motoru.
- Letoun nastoupá na maximální režim 3.500 až 4.000 m a na forsážní režim 5.000 až 5.500 m.

#### Charakteristické chyby :

- Příliš energické přitahování řídicí páky k sobě na začátku obratu. Vzniká varovné třesení a kólébání letounu. K odstranění této chyby je nutno zmenšit přitahování řídicí páky.
- Velký náklon při začátku zatáčky a malý úhel stoupání letounu způsobují malý zisk výšky a ukončení obratu při



- velké rychlosti,
- Nedotočení letounu o  $180^{\circ}$  způsobuje špatná koordinace kormidel.
  - Malá rychlost na konci obratu je způsobena nedodržením vstupních parametrů při vchodu a chybnou technikou pilotáže.
  - Ve druhé části bojové zatáčky pilot nezmenšuje náklon a následkem toho se letoun dostává na záda.
  - Srovnání letounu vysoko nad horizontem při malé rychlosti.

### Zvrat :

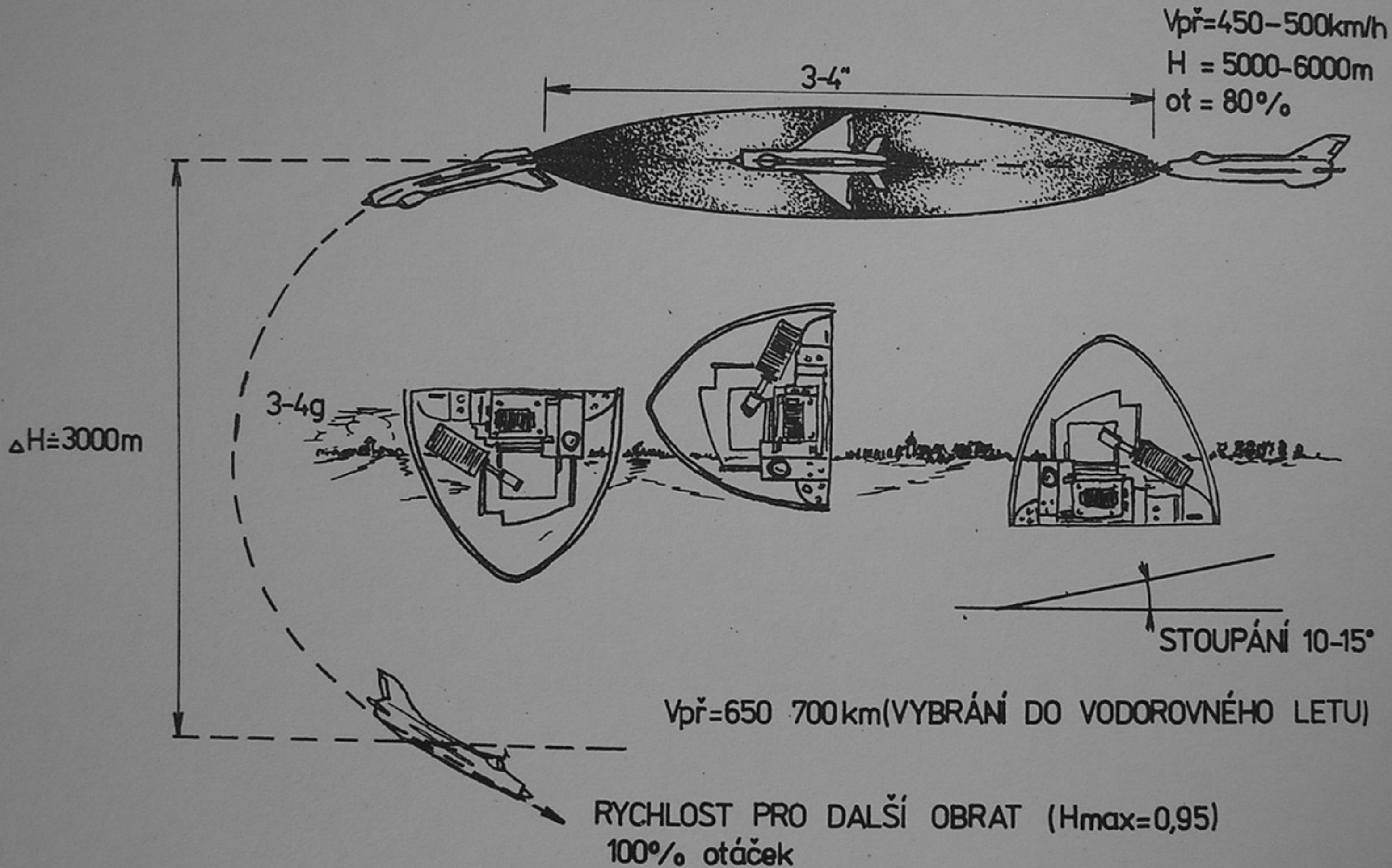
Zvrat je pilotážní obrat, při němž se letadlo otáčí kolem podélné osy o  $180^{\circ}$  s následujícím letem po sestupné dráze a s vybráním v opačném směru než je směr vchodu do zvratu.

Zvrat se vybírá do vodorovného letu, nebo do klesání k získání potřebné rychlosti a výšky pro další obrat techniky pilotáže.

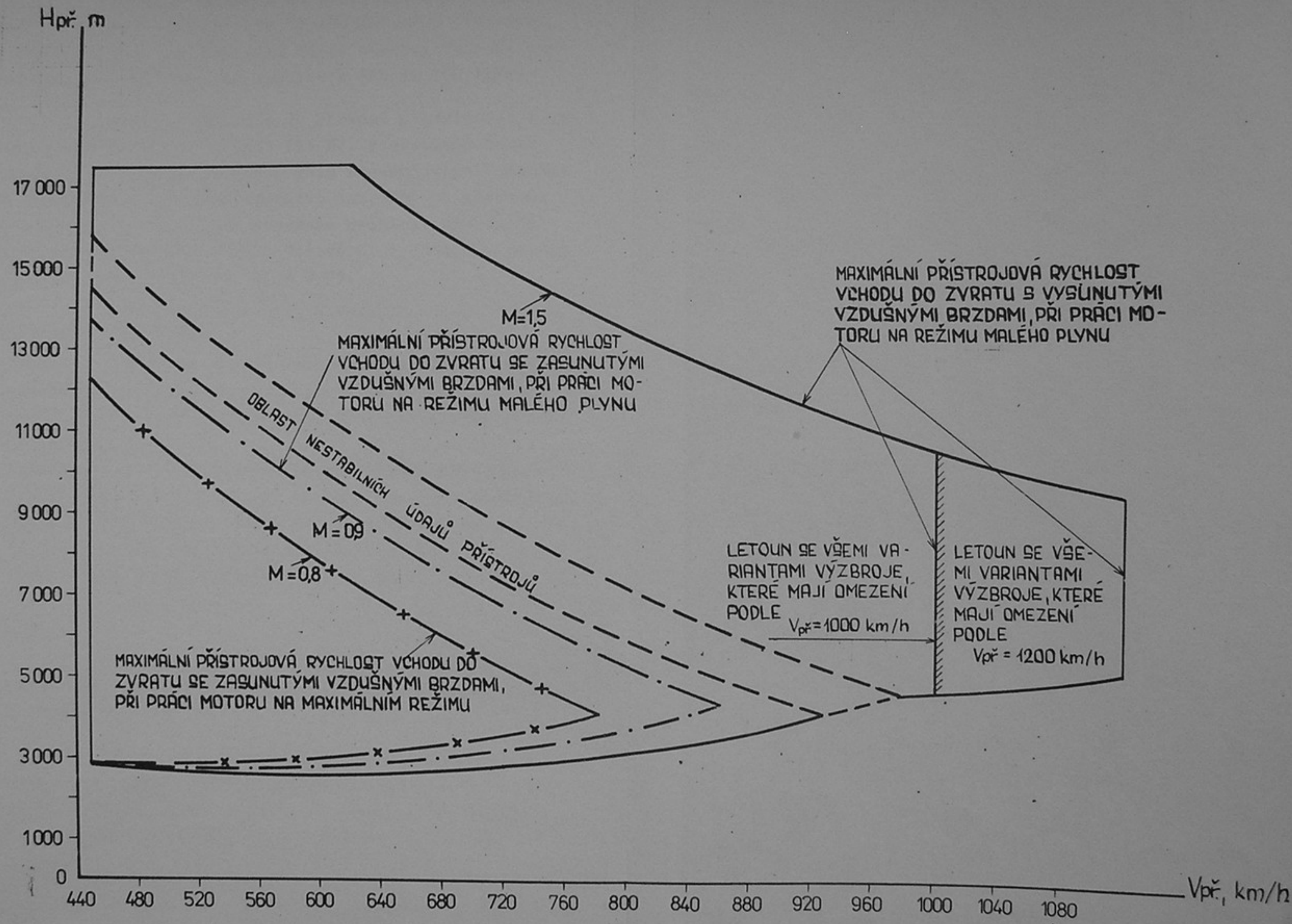
Zvraty procvičovat s přístrojovou rychlostí vchodu 450 až 500 km/h z výšky 5.000 až 6.000 m při otáčkách motoru 80 %. ( $N_1$ )

Před vchodem do zvratu upravit ve vodorovném letu stanovenou rychlost a výšku, plynulým přitažením řídicí páky převést letoun do stoupání pod úhlem 10 až  $15^{\circ}$ . Koordinovaným pohybem řídicí páky a nožního řízení během 3 až 4 sec. otočit letoun kolem podélné osy o  $180^{\circ}$  (na záda), kde letoun nepřidržovat a upravit potřebný režim chodu motoru. Po srovnání letounu podle skutečného horizontu začít přitahovat řídicí páku s přetížením, které odpovídá režimu mírného třesení, při čemž nepřekročit přetížení uvedená v tabulce a při větších přístrojových rychlostech nepřekročit maximální povolenou rychlost a provozní omezení.

# ZVRAT



# OBLAST MOŽNÉHO PROVEDENÍ ZVRATU LETOUN SE VŠEMI VARIANTAMI VÝZBROJE



g	1,5	2,0	2,5	3,0	4,5	6,0	7,0
V <sub>př</sub>	350	400	450	500	600	700	770

Zvrat s vybráním do vodorovného letu procvičovat v režimu chodu motoru "VOLNOBĚH". POM přesunout v okamžiku zahájení sestupné části obratu. Vybrání bude ukončeno při přístrojové rychlosti 650 až 700 km/h.

Zvrat s vybráním do klesání procvičovat v režimu chodu motoru "NOMINÁL" (93 %). V sestupné části obratu při dosažení kladného úhlu klesání zvýšit otáčky na 100 % ( $N_1$ ). Vybírání dokončit tak, aby po přechodu do vodorovného letu byla dosažena rychlost pro další vertikální vzestupný obrat. Maximální rychlost v dolním bodu je omezena číslem "M" = 0,95.

#### Charakteristické chyby :

- Náklon v poloze na zádech nebo ve střemhlavém letu způsobuje nepřesné vybrání letounu o  $180^\circ$ .
- Velká ztráta výšky následkem pomalého vybírání střemhlavého letu.
- Kolébání a pád letounu následkem hrubého přitažení řídicí páky a tím dosažení velkých násobků přetížení.
- Překročení rychlosti zvuku při pomalém přitahování řídicí páky a při maximálním režimu chodu motoru (pro vybrání je zapotřebí velké síly na řídicí páku).

#### Přemet :

Přemet je pilotážní obrat, při kterém letadlo opisuje uzavřenou křivku ve svislé rovině ležící nad bodem vchodu do přemetu.

Přemet lze procvičovat při maximálním i forsážním chodu motoru v rozsahu výšek a rychlostí uvedených na obrázku (graf) s podmínkou udržení rychlosti v horním bodu obratu min.  $V_{př} = 350$  km/h.

Přemet s maximálním režimem chodu motoru

procvičovat z  $H_{př} = 400$  až  $800$  m s rychlostí vchodu  $V_{př} = 1.050$  km/h. Před vchodem do přemetu opravit stanovenou rychlost a režim chodu motoru. Přemet zahajovat z vodorovného letu bez náklonu. Plynulým přitahováním řídicí páky dosáhnout v úhlu stoupání přetížení 4,5 až 5 g. Tempo přitahování řídicí páky na vzestupné části přemetu musí být takové, aby bylo udržováno stanovené přetížení 4,5 až 5 g do začátku třesení a dále udržovat letoun v režimu mírného třesení, při čemž nepřekročit přetížení uvedená v tabulce. Před dosažením horního bodu přemetu je třeba úsilí na řídicí páce zmenšovat. Rychlost v horním bodu přemetu musí být minimálně  $V_{př} = 350$  km/h a přetížení 1,5 g. Jakmile přídě letounu klesá pod horizont a přístrojová rychlost se zvýšila na 450 až 500 km/h, přesunout POM do polohy "VOLNOBĚH" a vybrat letoun podle stejných zásad jako při zvratu.

POZNÁMKA :

- Přemet s maximálním režimem je charakterizován rychlým klesáním rychlosti při přibližování letounu k hornímu bodu. Proto je nutné přesně a úměrně pohybovat řídicí pákou. Přetažením řídicí páky nastává varovné třesení a v dalším se letoun začne kolébat z křídla na křídlo. Nepatrným povolením řídicí páky se odstraní třesení i kolébání letounu. Nebezpečnější než přetažení je pomalé přitahování řídicí páky, zvláště ve střední části přemetu, které způsobí, že letoun má v horním bodě nepřipustně malou rychlost.
- Je-li v horním bodě přemetu  $H_{př} =$  menší než 3.000 m, zakončit obrat překrútem.

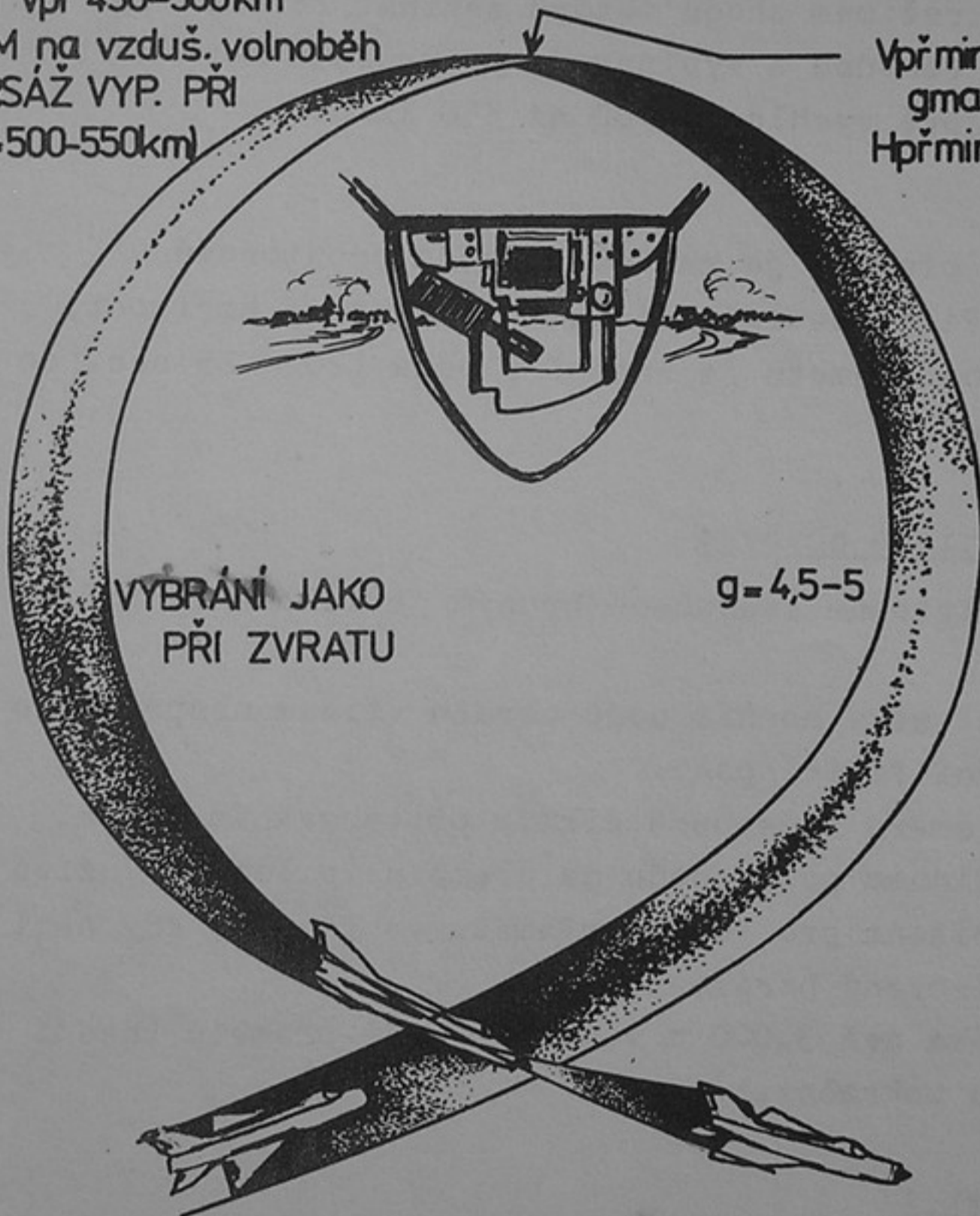
# PŘEMET

g	1,5	2,0	2,5	3,0	4,5	6,0	7,0
Vpř	350	400	450	500	600	700	770

TAB. MAX. PŘETÍŽENÍ (g)  
V ZÁVISLOSTI NA Vpř

PŘI Vpř 450-500km  
POM na vzduš. volnoběh  
(FORSÁŽ VYP. PŘI  
Vpř=500-550km)

Vpř min = 350km/h  
gmax = 1,5g  
Hpř min = 3000m



FORSÁŽ ZAPÍMAT 5-6" PŘED ZAHÁJENÍM

PŘEMET S MAX. REŽIMEM

Hpř (m)	400	600	800
Vpř (km/h)	1050	1050	1050

PŘEMET S FORS. REŽIMEM

Hpř (m)	do 1000	1500	2000	2500
Vpř (km/h)	850	900	950	950

### Přemet s forsážním režimem chodu motoru.

Technika pilotáže při přemetu s forsážním režimem chodu motoru se neliší od přemetu na maximální režim. Jen zisk výšky na vzestupné části je větší o 2.000 až 2.500 m. Při odděleném procvičování přemetu s forsážním režimem chodu motoru zapínat forsáž 5 až 6 sec. před vchodem a vypínat ji po průletu horního bodu při přístrojové rychlosti 500 až 550 km/h.

#### POZNÁMKA :

Zvláštností přemetu je značně ztížená prostorová orientace. Pilot nevidí křídla ani skutečný horizont, při čemž doba přemetu je značně dlouhá (20 - 25 sec. do horního bodu).

#### Charakteristické chyby :

- Kolébání letounu způsobené hrubým přitahováním řídicí páky.
- Malá rychlost v horním bodě obratu vlivem nesprávného přitahování řídicí páky.
- Chyba ve směru způsobená šikmým přitahováním řídicí páky, náklonem při vchodu do přemetu (pilot nevyužívá umělý horizont pro řízení přemetu ve fázích, kdy není vidět přirozený horizont).
- Menší výška než 3.000 m v horním bodě přemetu (nesmí v přemetu pokračovat).

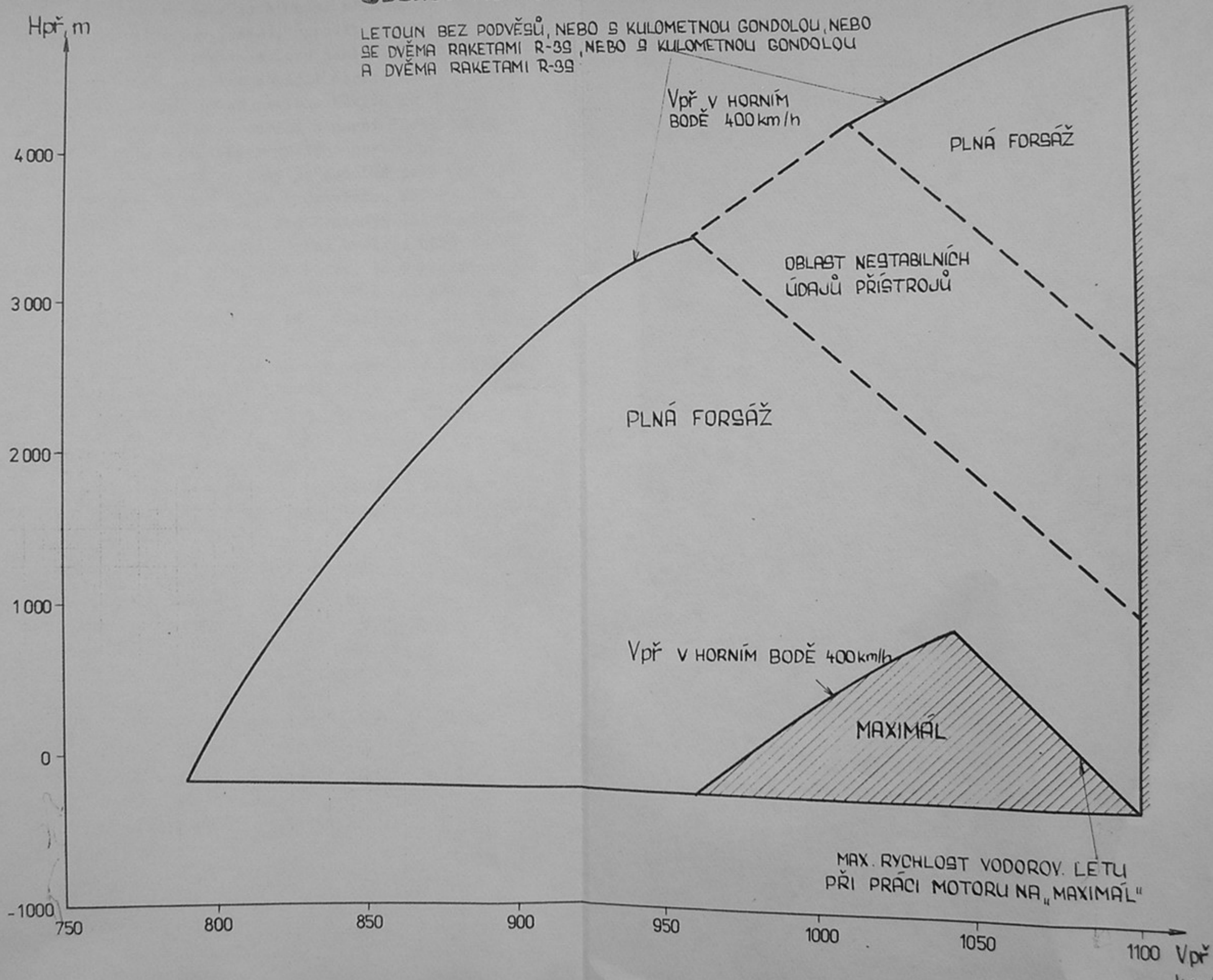
#### Šikmý přemet :

Je pilotážní obrat, při němž letadlo opisuje uzavřenou křivku v šikmé rovině ležící nad bodem vchodu do šikmého přemetu.

Uvedení do obratu je ve stejných výškách a při stejných rychlostech jako u přemetu.

# OBLAST MOŽNÉHO PROVEDENÍ PŘEMETU

LETOUN BEZ PODVĚSŮ, NEBO S KILOMETNOU GONDOLOU, NEBO SE DVĚMA RAKETAMI R-39, NEBO S KILOMETNOU GONDOLOU A DVĚMA RAKETAMI R-39





Před vchodem do šikmého přemetu je nutno zvolit orientační bod (čáru), upravit rychlost a režim chodu motoru. Ve vodorovném letu naklonit letoun o 15 až 45° a s tímto náklonem zahájit obrat. Během celého obratu udržovat počáteční náklon. Náklon po křivce je možno kontrolovat jen ve spodní a horní části šikmého přemetu podle přirozeného i umělého horizontu. Tempo přitahování řídicí páky je obdobné jako při normálním přemetu. Letoun opisuje uzavřenou křivku, která je vůči horizontu nakloněna pod zvoleným úhlem náklonu. Pro pilota je nejobtížnější udržet zvolený náklon před a v horním bodě. Obtíž spočívá v tom, že v horním bodě je pilot v obrácené poloze a proto normální představa o poloze země a horizontu se mění v opačnou. Pro správnou orientaci je nutno vědět, že při šikmém přemetu s levým náklonem musí být v horním bodě levé křídlo pod čarou skutečného horizontu a pravé křídlo nad horizontem. Po přechodu letounu do sestupné části šikmého přemetu je k udržení směru letu nutno nepatrně vyšlápnout sm. rov. kormidlo proti náklonu.

Letoun srovnávat do vodorovného letu koordinovaným pohybem řídicí páky a nožního řízení do neutrální polohy.

#### POZNÁMKA:

- Na vzestupné i sestupné části šikmého přemetu při úhlech sklonu blízkých svislému letu se silueta letounu na umělém horizontu začne jako při přemetu přetáčet do strany zvětšení náklonu, přičemž její úhlová rychlost otáčení je tím větší, čím menší byl náklon při vchodu do přemetu (čím menší je sklon roviny šikmého přemetu od svislé roviny).
- Během otáčení siluety letounu je nutno soustředit pozornost na udržování neutrální polohy řídicí páky. Při přechodu letounu do vodorovného letu srovnat náklon.

- V prvních letech procvičovat šikmé přemety s maximálním náklonem  $20^{\circ}$ .
- Není-li si pilot jist polohou letounu v horním bodě, musí srovnat náklon a cvik ukončit normálním přemetem.
- Ve druhé polovině šikmého přemetu může letoun při nedostatečné pozornosti pilota následkem zvětšování náklonu a tím vyvolaného otáčení letounu kolem podélné osy přejít do strmé spirály.

#### Charakteristické chyby :

- Nedodržení náklonu v horním bodě šikmého přemetu vede ke ztrátě prostorové orientace.
- Nedodržení směru vybrání šikmého přemetu je způsobeno nedodržením a nebo obrácením zvoleného náklonu v poloze na zádech.
- Zvětšení náklonu ve stoupavé části šikmého přemetu může způsobit nedostatek výšky při vybírání.
- Nedostatečné přitahování řídicí páky v první polovině obratu způsobí ztrátu rychlosti.
- Předčasné srovnání náklonu ve druhé polovině šikmého přemetu.

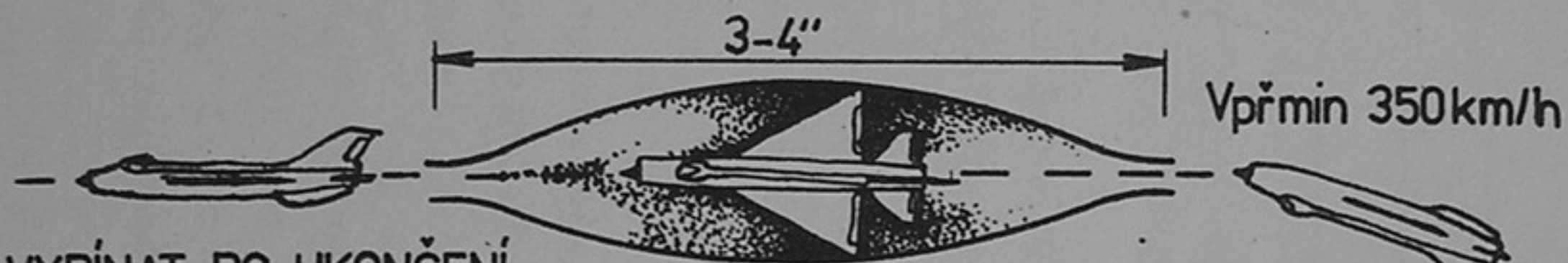
#### Překrut :

Je pilotážní obrat, při němž letadlo opisuje vzestupnou část přemetu s následujícím otočením o  $180^{\circ}$  kolem podélné osy a s vybráním do vodorovného letu ve směru opačném, než je směr vchodu do překrutu.

Překrut lze procvičovat při maximálním a forsážním režimu chodu motoru v rozsahu výšek a rychlostí uvedených na obrázku (graf).

Při počátečním výcviku pilotů s letounem bez podvěsů překruty procvičovat takto :

# PŘEKRUŽ



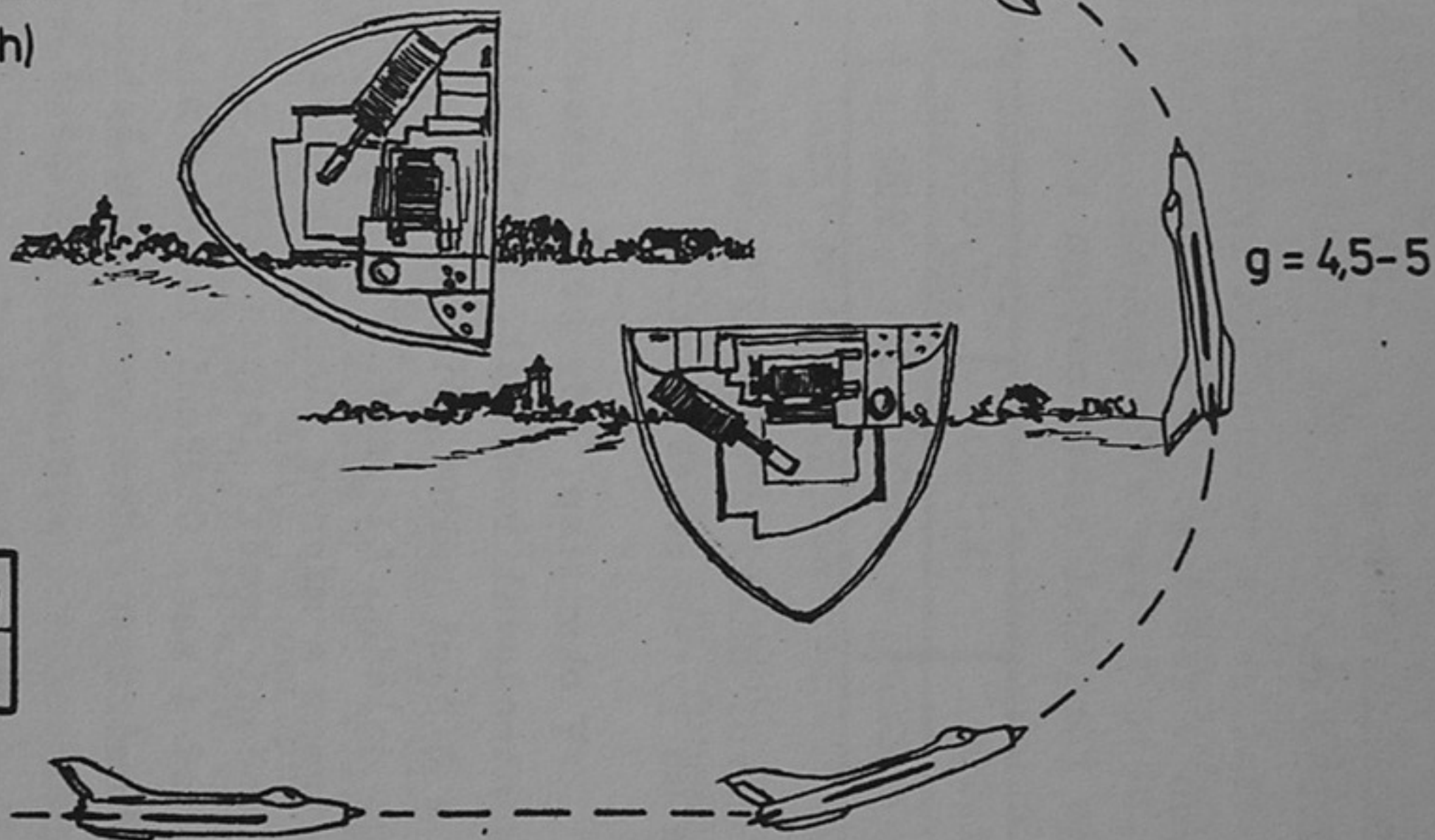
FORSÁŽ VYPÍMAT PO UKONČENÍ  
OBRATU (Vpř=500-550 km/h)

## PŘEKRUŽ S MAX. REŽIMEM

Hpř (m)	400	600	800
Vpř (km/h)	1050	1050	1050

## PŘEKRUŽ S FORS. REŽIMEM

Hpř m	do 1000	1500	2000	2500
Vpř km/h	850	900	950	950



FORSÁŽ ZAPÍMAT 5-6"  
PŘED ZAHÁJENÍM

- na maximální režim z  $H_{př}$  - 400 až 800 m při  $V_{př}$  - 1.050 km/h;
- na forsáží režim motoru při rychlostech a výškách uvedených v tabulce.

Překrut na forsáží režim motoru :

$H_{př}$	1.000	1.500	2.000	2.500
$V_{př}$	850	900	950	950

Pilotování první části překrutu je stejné jako první část přemetu a má tytéž zvláštnosti.

V okamžiku, kdy přídě letounu přechází na horizont zkontrolovat rychlost, která musí být minimálně 350 km/h a řídicí pákou přidržet letadlo tak, aby nepřecházelo do dalšího klesání. Plynulým vychýlením řídicí páky do strany a mírným tlakem na pedál nožního řízení do směru točení otočit letoun kolem podélné osy o  $180^{\circ}$  za dobu 3 až 4 sec. Otáčení letounu sledovat podle přirozeného horizontu. Před srovnáním letounu do vodorovného letu začít současně vracet řídicí páku a směrové kormidlo do neutrální polohy.

Je-li rychlost v horním bodě obratu menší než 350 km/h, nechat přídě letounu klesnout pod horizont a po zvýšení rychlosti na 400 až 450 km/h otočit letoun půlvýkrutem a nebo v závislosti na výšce zakončit přemetem.

Překrut s forsážním režimem motoru se podstatně neliší od překrutu na maximální režim. Zisk výšky je větší o 2.000 až 2.500 m. Forsáž zapínat 5 až 6 sec. před vchodem do obratu a vypínat ji po ukončení cviku při  $V_{př} = 500$  až 550 km/h.

### Charakteristické chyby :

- Nesprávné přitahování řídicí páky způsobí snížení rychlosti v horním bodu obratu.
- "rubá práce s řízením při otáčení letounu kolem podélné osy při velkém úhlu náběhu může vést k pádu do vývrtky.
- Nepovolení řídicí páky před otočením letounu okolo podélné osy způsobí chybu směru.
- Předčasné otáčení letounu o  $180^{\circ}$  kolem podélné osy vyvolá pokles rychlosti pod nařízenou hodnotu a opožděné otočení letounu (pod horizontem) způsobí ztrátu výšky a velký vzrůst rychlosti (zvláště při forsážním režimu).

### Zvrat ze svíčky :

Je pilotážní obrat, při němž letadlo svíčkou nabírá výšku s následujícím otočením o  $180^{\circ}$  kolem podélné osy a s vybráním do vodorovného letu po setupné dráze ve svislé rovině v opačném směru, než je směr vchodu.

Zvrat ze svíčky procvičovat při maximálním režimu chodu motoru z výšek přechodu z vodorovného letu do svíčky 1.000 až 2.000 m při minimální přístrojové rychlosti 900 km/h. Minimální výška před zahájením zvratu musí být 5.000 m.

Před vchodem do obratu je nutno upravit stanovenou rychlost, nastavit maximální režim chodu motoru a přitahováním řídicí páky převést letoun do stoupání pod úhlem 40 až  $50^{\circ}$ . Povolováním řídicí páky udržovat stanovený úhel. Podle umělého horizontu kontrolovat náklon a ve stoupání pokračovat až do dosažení stanovené rychlosti, která nesmí být nižší než je uvedeno v tabulce v závislosti na úhlu stoupání a režimu chodu motoru.

# ZVRAT ZE SVÍČKY

H=5000m

Vpř min 350km/h.

RYCHLOST ZAHÁJENÍ  
ZVRATU NESMÍ BÝT  
NIŽŠÍ, NEŽ JE UVE-  
DENÁ V TABULCE

SNÍŽIT OTÁČKY

3-4g

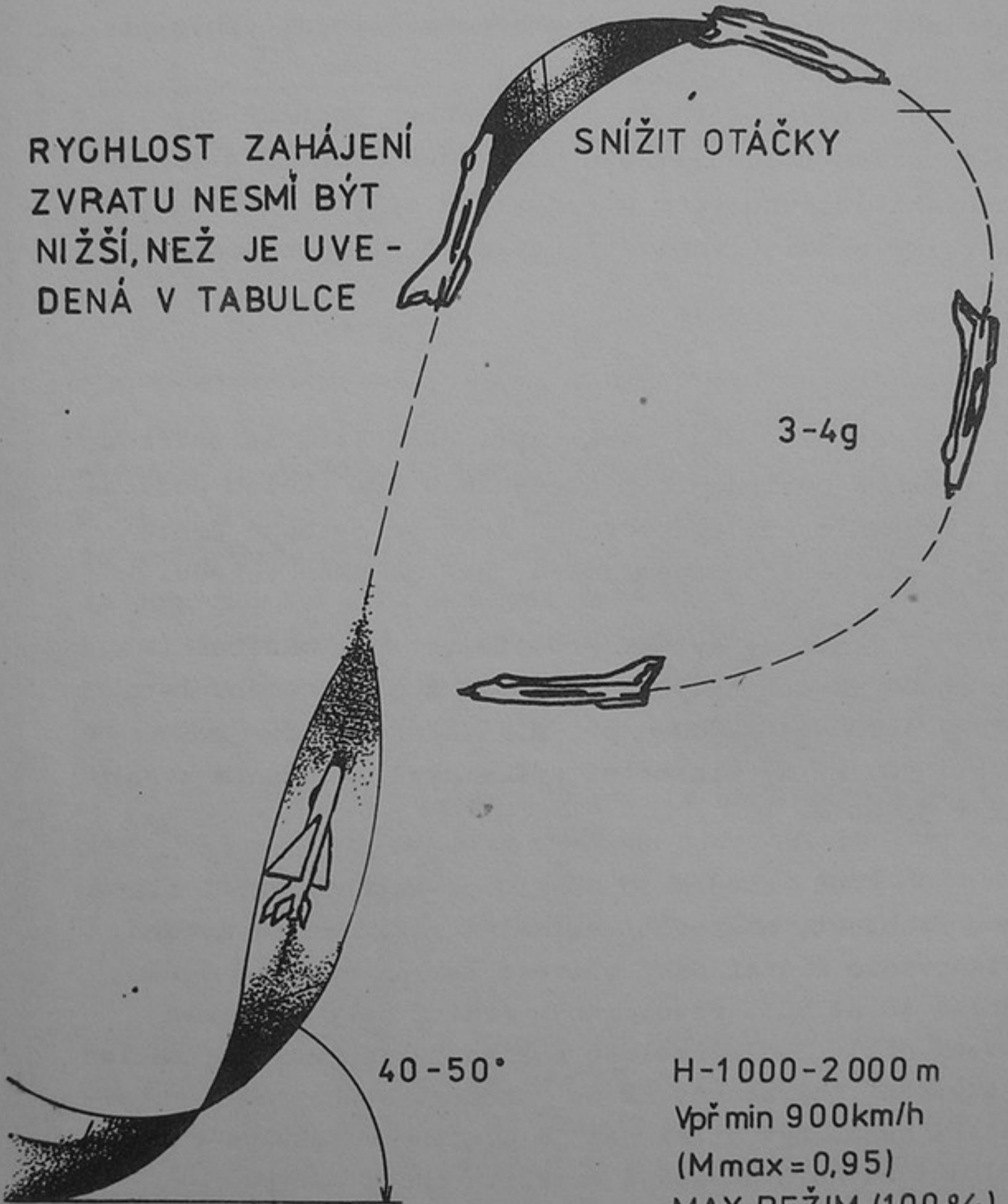
40-50°

H-1000-2000 m

Vpř min 900km/h

(Mmax = 0,95)

MAX. REŽIM (100%)



Potom plynulým koordinovaným pohybem kormidel na zvolenou stranu otočit letoun okolo podélné osy o  $180^{\circ}$  (na záda) a začít přitahovat řídicí páku. Jakmile před letounu dojde k čáře skutečného horizontu, je nutno plynule snižovat otáčky motoru. Po kontrole výšky, která musí být minimálně 5.000 m dokončit obrat stejným způsobem jako při vybírání normálního zvratu. Bude-li výška menší, dokončit obrat druhým půlvýkrutem.

**POZNÁMKA :**

- Maximálního režimu chodu motoru lze použít jen do úhlu  $60^{\circ}$ .
- Je-li úhel stoupání větší než  $60^{\circ}$  nutno použít forsážního režimu motoru.

Charakteristické chyby :

- Náklon ve stoupání způsobený chybným rozdělením pozornosti.
- Zvětšování úhlu stoupání (pilot nezjistí zvětšování úhlu stoupání a nepovoluje včas řídicí páku - chybné rozdělení pozornosti).
- Zvětšení úhlu stoupání způsobí pozdní otočení půlvýkrutu a snížení přístrojové rychlosti pod stanovenou hranici.
- Možnost překročení maximální rychlosti v dané výšce a vytvoření aerodynamického třesku nesprávným přitahováním řídicí páky, pozdním stažením POM a nevysunutím vzdušných brzd. (Zvláště ve výškách 6.000 až 10.000 m.)
- Nedodržení minimální stanovené výšky pro zvrát.
- Nedotočení (přetočení) půlvýkrutu před vchodem do zvratu - způsobí chybu ve směru při vybírání.

### Výkrut :

Je pilotážní obrat, při němž se letadlo otáčí kolem podélné osy o  $360^{\circ}$  s dodržením původního směru letu.

Na letounu lze procvičovat rychlé a pomalé výkruty při přístrojových rychlostech 600 až 700 km/h ve výškách 1.000 až 6.000 m.

Rychlý vodorovný výkrut procvičovat tak, že si pilot upraví stanovenou rychlost otáčkami  $N_1 = 93\%$  a převede letoun do stoupání pod úhlem 10 až  $15^{\circ}$ . Tato poloha se zajistí nepatrným potlačením řídicí páky. Plynulým vychýlením řídicí páky a nepatrným tlakem na pedál nožního řízení ve směru otáčení se letoun otočí kolem podélné osy o  $360^{\circ}$  za dobu 6 až 8 sec.

Následkem velké činnosti křidélek se letoun může otočit velmi rychle (za 3 až 4 sec.) a tím dojít k přetočení výkrutu následkem zpožděného zastavení otáčení. Vybírání výkrutu je třeba zahájit  $30$  až  $35^{\circ}$  před otočením letounu o  $360^{\circ}$  koordinovaným pohybem řídicí páky a nožního řízení.

### POZNÁMKA :

Otočení letounu o  $360^{\circ}$  kolem podélné osy za dobu kratší než 4 sec. může způsobit vznik setrvačného otáčení letounu, což může mít za následek jeho poškození.

(Poškození aerodynamického hřebenu a kýlové plochy.)

### Pomalý vodorovný výkrut :

Procvičuje se obdobným způsobem jako rychlý. Doba otočení letounu kolem podélné osy o  $360^{\circ}$  je 10 až 12 sec.

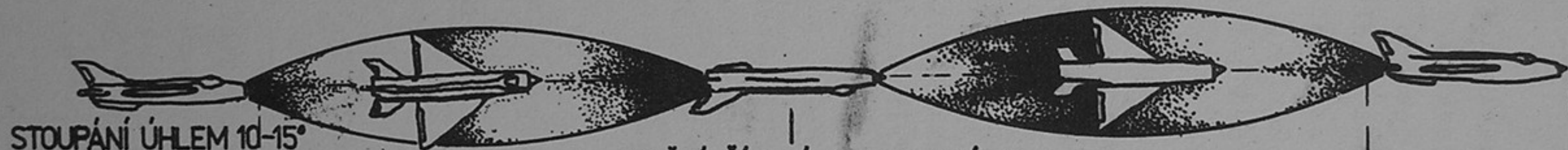
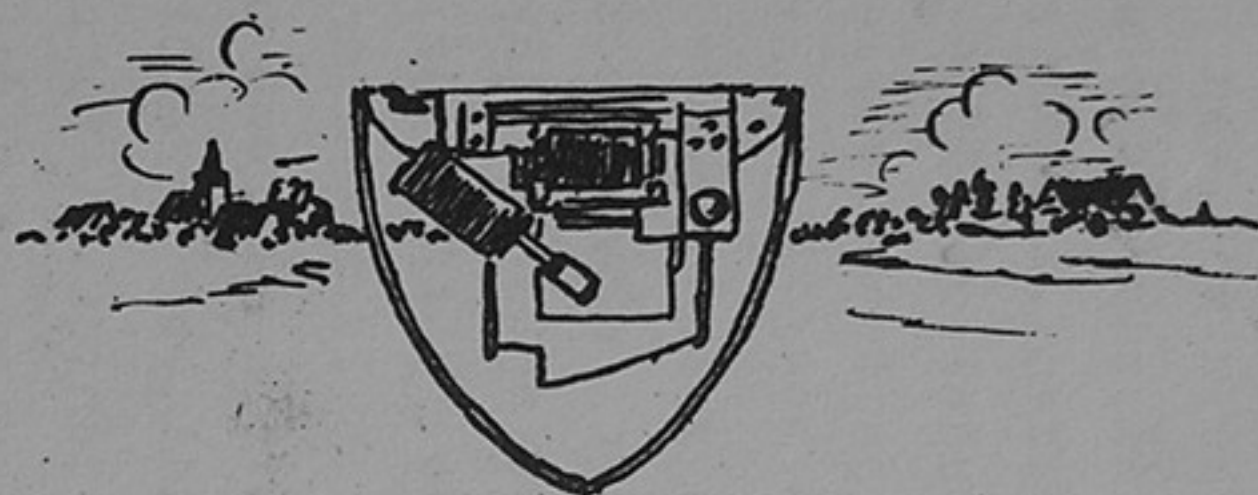
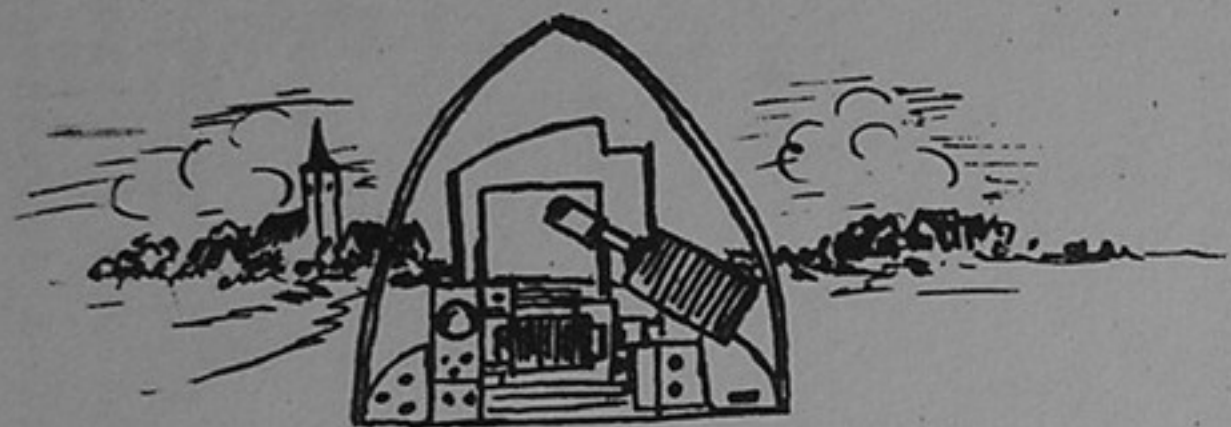


Po dosažení náklonu 45 až 50° se řídicí páka mírně potlačí, aby se předešlo zatáčce a poklesu přídě letounu. Poklesu přídě letounu se též zabráňuje současným tlakem na opačný pedál nožního řízení. Pedál se vychyluje tolik, kolik je zapotřebí k udržení přídě v rovině otáčení a při úhlu náklonu 90° je toto vychýlení největší. Během dalšího otáčení se řídicí páka potlačuje a tlak na pedál nožního řízení se zmenšuje. Pootočení letounu o 180° se pedály nožního řízení převedou do neutrální polohy a řídicí páka se potlačí tak, aby přídě letounu byla 10 až 15° nad horizontem. V této fázi letu se vychýlení řídicí páky nemění, aby byla zachována stálá rychlost otáčení letounu. Jakmile se letoun otočí o 225°, je nutno opět vyšlápnout pedál ve směru otáčení, aby se přídě letounu udržela nad horizontem. (Při otočení o 270° je výchylka pedálů největší, potom se opět začne zmenšovat.) 45 až 60° před úplným otočením letounu je nutno řídicí páku opět plynule přitahovat, aby přídě letounu neklesla pod horizont. Jakmile se letoun blíží k vodorovné poloze, je nutno srovnat letoun včasným vrácením řízení do neutrální polohy a upravit vodorovný let.

#### Charakteristické chyby :

- Změna výšky během výkrutu vzniká následkem nekoordinovaných pohybů kormidly.
- Nezastavené stoupání (na začátku před otáčením).  
Následkem této chyby je výkrut sudovitý.
- Málo natažený letoun - výkrut končí pod horizontem.
- Nestejnoměrné otáčení letounu (úhlová rychlost otáčení bývá ve druhé polovině větší).
- Málo potlačená řídicí páka na zádech při pomalém výkrutu (následkem čehož přechází letoun pod horizont).
- Přetočený výkrut (jako důsledek pozdního srovnávání letounu do vodorovného letu).

# VÝKRUT



STOUPÁNÍ ÚHLEM 10-15°

Vpř = 600-700 km

H = 1000-6000 m

n ≈ 93%

NOŽNÍ ŘÍZENÍ V. NEUTRÁLU  
ŘÍDÍCÍ PÁKA POTLAČENA

RYCHLÝ VÝKRUT 6-8s

POMALÝ VÝKRUT 10-12s

## 6. VÝVRTKA A SETRVAČNÉ OTÁČENÍ

Vývrtka je neřiditelný pohyb letadla obvykle po sestupné dráze při nadkritických úhlech náběhu se současným složitým otáčením letadla v prostoru.

Letoun může přejít do vývrtky buď úmyslně, nebo hrubou chybou pilotování letadla.

Při snížení  $V_{př}$  na 310 až 290 km/h ve vodorovném přímočarém letu vzniká nepatrné třesení a kolébání letounu z křídla na křídlo. Při dalším snižování rychlosti letounu je třesení méně znatelné. Při rychlosti pod 260 km/h se projevuje snaha letounu naklánět se, což se dá snadno odstranit vychýlením křidélek a směrového kormidla.

Při rychlosti  $V_{př}$  220 až 210 km/h letoun již nelze udržet bez náklonu a současně klesá před letounu pod horizont. Řídící páka je v tomto případě téměř úplně dotažena. Potlačení řídící páky v okamžiku pádu přivede letoun do klesání. Ztráta výšky při pádu a vybrání není větší než 1.000 m.

Přetažení řídící páky v zatáčce při podzvukových rychlostech může způsobit pád letounu do vývrtky. Přivedení letounu na velké úhly náběhu, které předchází pádu je doprovázeno třesením, kolébáním letounu z křídla na křídlo a změnou úhlu sklonu. Jestliže v okamžiku pádu dojde k potlačení řídící páky a směrovým kormidlem se zabrání zatáčení, pak letoun přeruší otáčení a přejde do střemhlavého letu.

Jestliže při podzvukových rychlostech dojde k úplnému přitažení řídící páky a současnému vyšlápnutí směrového kormidla, letoun vývrtkovým výkrutem přechází do vývrtky. Pád je v takovém případě mnohem prudší než přechod do vývrtky při minimální rychlosti.

Za letu s nadzvukovou rychlostí při úplném přitažení řídicí páky a vyšlápnutí směrového kormidla do jedné poloviny chodu, letoun do vývrtky nepřechází, avšak provádí vývrtkové výkruty. Při srovnání řízení do neutrální polohy, otáčení letounu se zastaví.

Charakteristikou normální vývrtky je nestabilita letounu ve vývrtce.

Při vychýlení směrového kormidla s úplným dotažením řídicí páky může letoun provádět tři druhy vývrtky (křidélka v neutrální poloze):

a) Neustálená, nerovnoměrná.

S velkým kolébáním letounu, s opakujícím se přerušením točení a změnami směru točení, s možností přepadnutí letounu na záda. První otáčka připomíná vývrtkový výkrut a často probíhá bez ztráty výšky. Dále se stává strmou vývrtkou. Úhel sklonu je 50 až 60°. Vertikální kolébání přídě letounu je  $\pm 20$  až 30°. Doba otáčení při pravé vývrtce je 7 až 11 sec. Doba otáčení při levé vývrtce je 6 až 9 sec. Ztráta výšky za jednu otočku při vývrtce vpravo je 850 až 1.200 m. Při vývrtce vlevo je 750 až 950 m.

b) Kolébavá, poměrně málo stabilní.

Bez samovolných změn směru otáčení a bez zastavování se letounu ve vývrtce. Úhel sklonu a vertikální kolébání je stejné jako u neustálené vývrtky.

Doba jedné otáčky vpravo je 7 až 10 sec.

Doba jedné otáčky vlevo je 4 až 5 sec.

Ztráta výšky za jednu otáčku vpravo je 850 až 1.200 m.

Ztráta výšky za jednu otáčku vlevo je 400 až 500 m.

- c) Rovnoměrná, stabilní s malým kolébáním.  
Úhel sklonu je 30 až 40°. Vertikální kolébání je malé, tento druh vývrtky se vyskytuje velmi málo. Doba 1 otáčky vlevo je 3 až 4,5 sec. Ztráta výšky při jedné otočce vlevo je 150 až 250 m. Tento druh vývrtky se s točením vpravo téměř nevyskytuje.

Charakteristika pravé vývrtky letounu se značně liší od charakteristiky levé vývrtky.

#### Pravá vývrtka.

Je při stejných podmínkách zpravidla méně intenzivní, méně stabilní a probíhá s menšími úhlovými rychlostmi než vývrtka levá. Nevyskytuje se naklánění letounu do levé strany.

#### Levé vývrtka.

Je charakteristická nakláněním letounu vpravo, což způsobuje, že pilot v levé vývrtce s opačným nakláněním má ztíženou prostorovou orientaci a těžko určuje směr otáčení.

Vychýlení křidélek může v podstatě změnit charakter vývrtky. Při vychýlení křidélek proti směru otáčení (beze změny polohy stabilizátoru a směrového kormidla) může způsobit přechod letounu z normální vývrtky do vývrtky na zádech. Při vychýlení křidélek ve směru otáčení stává se vývrtka méně stabilní a může způsobit přechod letounu do opačného směru vývrtky.

#### POZNÁMKA :

Pilot je povinen udržovat při vývrtce křidélka v neutrální poloze!

Ve velkých výškách se značně zvětšuje nerovnoměrnost otáčení, vznikají větší změny stranového a normálního přetížení i úhlu sklonu letounu. Občas letoun přechází do polohy na zádech a pravidelně se opakuje přerušování otáčení. Toto chování letounu ve vývrtce ve velkých výškách ztěžuje určení směru otáčení a těžko lze rozeznat, zda se jedná o vývrtku normální nebo na zádech.

Normální vývrtka ve velké výšce je doprovázena zvětšováním rychlosti a střední hodnoty násobku přetížení.

Vývrtka letounu se zavěšenými raketami se téměř neliší od vývrtky bez vnějších podvėsů.

#### POZNÁMKA :

- Při normální vývrtce pilot pociťuje značné údery a změny sil na pedálech nožního řízení.
- Pád letounu, normální vývrtka, nebo vývrtka na zádech může nejpravděpodobněji vzniknout při vyšší technice pilotáže, zvláště na vzestupných úsecích vertikálních manévřů a prostorových obrátů, kdy dochází k energickému odbrzdování letounu a snadno může být překročeno omezení z hlediska maximálních úhlů náběhů. Postavení řízení do neutrálních poloh ihned po pádu spolehlivě obnoví normální režim letu a zabrání vzniku vývrtky letounu.
- Při vybírání letounu z pádu nebo vývrtky je nepřijatelné úplné potlačení řídicí páky, protože v některých případech při značném skluzu letounu to může vést ke vzniku normální strmé vývrtky nebo spirály na zádech.

Postup při vybírání letounu z vývrtky.

1/ Současně přestavit řízení do neutrální polohy.

2/ Za 2 až 3 sec. potlačit řídicí páku poněkud za neutrální polohu, přičemž křidélka udržovat stále v neutrální poloze.

3/ Po přerušení točení a dosažení rychlosti  $V_{př}$ -450 km/h plynule vybrat letoun ze střemhlavého letu.

Jestliže letoun za 8 až 10 sec. nepřerušil otáčení :

1/ Dát kormidla po vývrtce, křidélka v neutrální poloze.

2/ Za 2 sec. energicky vyšlápnout pedál nožního řízení proti vývrtce.

3/ Za 3 až 4 sec. potlačit řídicí páku za neutrální polohu.

4/ Po přerušení točení dát okamžitě směrové kormidlo do neutrální polohy.

5/ Po dosažení  $V_{př}$ -450 km/h plynule vybírat letoun ze střemhlavého letu.

Při správném a energickém používání kormidel a dodržení výdrže mezi vyšlápnutím pedálu nožního řízení a potlačením řídicí páky, vybírání letounu se neopozdí více než 8 až 10 sec.

Ztráta výšky při vybírání letounu z vývrtky (od okamžiku převedení kormidel do polohy vybírání vývrtky) ve výšce 9.000 až 10.000 m je 1.200 až 2.000 m.

**POZNÁMKA :**

V průběhu prvních dvou otáček vývrtky zpravidla dochází k samovolnému vysazení motoru, které je doprovázeno mírným úderem beze změny teploty (TVP).

### Vývrtka na zádech

Letoun může přejít do vývrtky na zádech:

- Při potlačení řídicí páky do krajní přední polohy se současným vychýlením směrového kormidla v okamžiku, kdy je letoun v poloze na zádech nebo blízko této polohy.
- V případě chybné techniky pilotáže při normální vývrtce :
  - a) při vybírání vývrtky nebyla křidélka v neutrální poloze (po přerušení otáčení),
  - b) opožděné vrácení pedálu nožního řízení do neutrální polohy při úplném potlačení řídicí páky.

### Druhy vývrtky na zádech :

#### a) Málo stabilní, nerovnoměrná.

S velkými změnami úhlových rychlostí, úhlu náklonu letounu a násobku přetížení s pravidelně opakovaným přerušením otáčení, jindy zase změnou směru otáčení a dokonce přechodem do normální vývrtky.

#### b) Rovnoměrná, poměrně stabilní.

S malými změnami kolébání letounu, bez přerušení a bez změn směru otáčení. Vyskytuje se častěji při vývrtce na zádech vpravo.

Charakteristiky levé a pravé vývrtky na zádech se od sebe znatelně liší. Levá vývrtka je zpravidla nerovnoměrnější než pravá, při velkém kolébání letounu.



Doba a ztráta výšky za jednu otočku:

Vývrtka na zádech	Doba jedné otočky	Ztráta výšky za 1 otočku v H-14.000 m	Ztráta výšky za 1 otočku v H-20.000 m
levá	7 sec.	500 - 900 m	800 - 1.300 m
pravá	5 sec.	200 - 500 m	700 - 1.200 m

Vychýlení křidélek ve směru otáčení způsobuje větší kolébání letounu, může vést k zastavování nebo ke změně směru otáčení a někdy i k přechodu letounu z vývrtky na zádech do normální vývrtky.

Vychýlení křidélek proti směru otáčení vývrtky na zádech způsobuje zmenšení kolébání letounu. Otáčení je rovnoměrnější a zmenší se úhly sklonu. Někdy může letoun přejít do normální vývrtky.

Podvěšené rakety nemají na průběh a vybírání letounu z vývrtky na zádech vliv.

#### Vybírání letounu z vývrtky na zádech.

1/ Současně energicky a přesně převést nožní řízení a řídicí páku do neutrální polohy.

2/ Jestliže se do 8 až 10 sec. otáčení nepřerušuje : a) vychýlit směrové řízení po vývrtce a řídicí páku potlačit za neutrální polohu, b) za 1 až 2 sec. vyšlápnout energicky plně pedál nožního řízení proti vývrtce,

c) za 2 až 4 sec. po vyšlápnutí pedálu nožního řízení přitáhnout řídicí páku do neutrální polohy (křidélka v neutrální poloze),

- d) Po zastavení otáčení dát pedály nožního řízení do neutrální polohy a vybrat letoun ze střemhlavého letu.

#### UPOZORNĚNÍ :

- Nepodařilo-li se vybrat letoun z jakékoliv vývrtky do výšky 3.000 m, musí pilot opustit letoun katapultáží.
- S letounem MiG-21U je nácvič vývrtek přísně zakázán !

#### Zvláštnosti chodu motoru ve vývrtce.

V normální i ve vývrtce na zádech je možnost vzniku pumpážního skoku otáček motoru, což je většinou doprovázeno jeho vysazením. Pumpáž se projeví prudkým poklesem otáček motoru, klesnutím teploty výstupních plynů a také zvukovým efektem. (1 až 2 údery)

Ve velkých výškách může být zvukový efekt tak slabý, že jej pilot ani nepostřehne.

K pumpáži dochází při prudkém zvýšení anebo snížení otáček motoru při rychlosti blízké pádové.

Chod motoru ve vývrtce je pravidelnější na maximálním režimu než na malých otáčkách.

Po vybrání vývrtky, jsou-li dodrženy všechny zásady pro spuštění motoru, lze motor spustit při prvním pokusu.

Vybrání vývrtky s použitím brzdícího padáku s horním uložením.

U letounů MiG-21U s horním uložením brzdícího padáku je možné k vybírání letounu z libovolných režimů vývrtky použít letounový brzdící padák. Brzdící padáková souprava typu PT-21U nebo PT-21UK pracuje spolehlivě a rychle ukončí otáčení letounu v libovolné fázi vývrtky, jestliže je vypuštění padáku při  $V_{př}$  nejvíce 300 až 320 km/h. Při vyšší přístrojové rychlosti (330 až 340 km/h a vyšší) dojde k jeho okamžitému roztržení.

Při vypuštění brzdícího padáku v normální vývrtce letoun po charakteristickém trnutí během 2 až 3 sec. přeruší otáčení a přechází do klesání s malým kolébáním náklonu i sklonu. Při vypuštění brzdícího padáku ve vývrtce na zádech se letoun po charakteristickém trnutí přetočí do normální polohy, přestane se otáčet a rovněž přejde do klesání stejně jako při vybrání z normální vývrtky.

Režim klesání letounu s vypuštěným brzdícím padákem je závislý na poloze řídicí páky a režimu chodu motoru. Zůstává-li řídicí páka přitažena o jednu polovinu výchylky, letoun nepřechází na malé úhly náběhu, přístrojová rychlost se nezvyšuje bez ohledu na režim chodu motoru (max. nebo volnoběh), úhel sklonu letounu zůstává -25 až 30°. Je-li řídicí páka udržována v neutrální poloze, přejde letoun po vypuštění brzdícího padáku okamžitě do klesání s úhly sklonu -45 až 50°, přístrojová rychlost se přitom pomalu zvyšuje, ale i při maximálním režimu motoru obyčejně nepřevyší 280 až 290 km/h. Je-li řídicí páka okamžitě po vypuštění brzdícího padáku potlačena o 1/2 výchylky za neutrální polohu, přejde letoun do klesání s úhly sklonu -70 až 80° a při max. režimu motoru se zvyšuje přístr. rychlost na

330 až 340 km/h (se ztrátou výšky 1.700 až 2.000 m), po jejímž dosažení se roztrhne vrchlík padáku. Při volnoběžném chodu motoru přístrojová rychlost nepřevyší 300 km/h.

Odhození brzdícího padáku je možné jak při ukončení otáčení letounu a přechodu do klesání, tak i v klesání v závislosti na výšce, ale vždy nutně po potlačení řídicí páky za neutrální polohu (při neutrální poloze pedálů nožního řízení a křidélek).

**POZNÁMKA :**

Není-li při vypuštění brzdícího padáku směrové kormidlo v neutrálu, letoun se otáčí kolem podélné osy ve směru vyšlápnutého pedálu nožního řízení, (točí výkruty). Toto otáčení může být pilotem považováno za pokračování vývrtky.

Po odhozu brzdícího padáku se rychlost letounu rychle zvyšuje. Po dosažení rychlosti  $V_{př} - 450 \text{ km/h}$  začít plynule vybírat letoun z klesání do vodorovného letu a přitom nepřekročit povolené normálové přetížení pro danou přístrojovou rychlost.

**POZNÁMKA :**

Je třeba mít na zřeteli, že po odhozu brzdícího padáku dojde při maximálním režimu motoru k energickému růstu rychlosti (kolem 20 km/h za 1 sec.).

Pro vybrání letounu z pádu a vývrtky s použitím brzdícího padáku na letounech s horním uložením je nutno :

- Postavit a udržet řídicí páku i nožní pedály v neutrální poloze;
- při přístrojové rychlosti nejvíce 300 km/h stisknout tlačítko "VYPUŠTĚNÍ BRZDÍCÍHO PADÁKU";

- po charakteristickém trhnutí potlačit řídicí páku o jednu polovinu výchylky za neutrální polohu při srovnaných křídélkách v neutrální poloze;
- po přerušení otáčení a přechodu letounu do klesání odhodit brzdící padák beze změny polohy řídicí páky a pedálů až do  $V_{př} - 450 \text{ km/h}$ ;
- po dosažení  $V_{př} - 450 \text{ km/h}$  začít plynule vybírat letoun z klesání a přitom nepřekročit povolené normálové přetížení pro danou přístrojovou rychlost.

POZNÁMKA :

- Vybrání letounu z pádu nebo vývrtky do vodorovného letu je zabezpečeno :
  - a) s normálně pracujícím motorem při vypuštění brzdícího padáku ve výšce 2.000 m;
  - b) s autorotujícím motorem při vypuštění brzdícího padáku ve výšce nejméně 3.000 m;
- používat brzdící padák k vybrání pádu nebo vývrtky letounu ve výškách nad 11.000 m se nedoporučuje;
- vypuštění brzdícího padáku v pádu nebo vývrtce ve výškách 500 až 2.000 m vytvoří příznivější podmínky k opuštění letounu katapultáží. Přitom je nutno bezprostředně před katapultáží brzdící padák odhodit.

### Setrvačné otáčení.

Je intenzivní otáčení letadla při podkritických úhlech náběhu vyvolané energickým vychýlením kormidel a doprovázené značnými normálovými i stranovými přetíženími.

Setrvačné otáčení letounu může vzniknout následkem hrubých chyb v pilotování, kdy úhlová rychlost otáčení letounu kolem podélné osy překročí  $90^\circ$  za sec. do strany předběžně vytvořeného skluzu.

K zabránění přechodu letounu do setrvačného otáčení jsou zakázány obraty se změnami náklonu o  $90^\circ$  za dobu kratší než 1 sec.

Hlavní příznaky setrvačného otáčení :

- samovolné vychylování pedálů a zvětšování tlaků na nich;
- energický vzrůst bočního přetížení;
- energický vzrůst záporného normálového přetížení neodpovídající dané poloze stabilizátoru;
- v setrvačném otáčení motor zpravidla vysadí.

Po zjištění příznaků začátku setrvačného otáčení a také při neúmyslném přechodu letounu do tohoto režimu ihned postavit pedály a řídicí páku do neutrální polohy a zpevnit ji v této poloze do zastavení otáčení.

Teoreticky lze vysvětlit vznik setrvačného otáčení na základě rozboru vlivu vzájemného působení podélného a bočního pohybu na letounu.

Rozložení hmoty hlavně v dolní části trupu spolu s velkou stabilitou příčného řízení, poměrně malá záloha podélné stability v oblasti podzvukových čísel "M" a snížená stabilita ve směru při vysokých číslech "M",

vede k citelnému ovlivnění vzájemného působení podélného a bočního pohybu a má vliv na ovladatelnost letounu při manévrování energickými náklony.

Při velké úhlové rychlosti otáčení kolem podélné osy mohou momenty setrvačných sil převýšit aerodynamické vratné momenty. Vzhledem k tomu se základní hodnoty úhlu náběhu a skluzu značně mění, dochází k velkým výkyvům úhlových rychlostí a přetížení kolem všech tří os letounu.

Vzájemné působení podélného a bočního pohybu v některých případech může způsobit velké stranové přetížení při přitažení řídicí páky v okamžiku naklání letounu a k přechodu letounu do režimu setrvačného otáčení.

Nejpravděpodobněji přejde letoun do setrvačného otáčení při čísle  $M = 0,6$  až  $0,9$  a při čísle "M" nad  $1,7$  při velké úhlové rychlosti otáčení letounu kolem podélné osy do strany předem vytvořeného skluzu, anebo při vychýlení pedálů v průběhu otáčení do opačné strany než se letoun otáčí. Toto je nutno si uvědomit, protože při normálním obvyklém řízení letounu vylučuje pilot reflexivně náklon použitím směrového kormidla v opačném smyslu.

## 6. Druhý režim letu

Pojem prvního a druhého režimu letu se vztahuje k ustálenému přímočarému nebo křivočarému letu (vodorovný let, let stoupavý, let klouzavý, zatáčka a manévr se stálým násobkem), t.j. k letu, při kterém se zachovává rovnováha sil působících na letoun.

### POZNÁMKA :

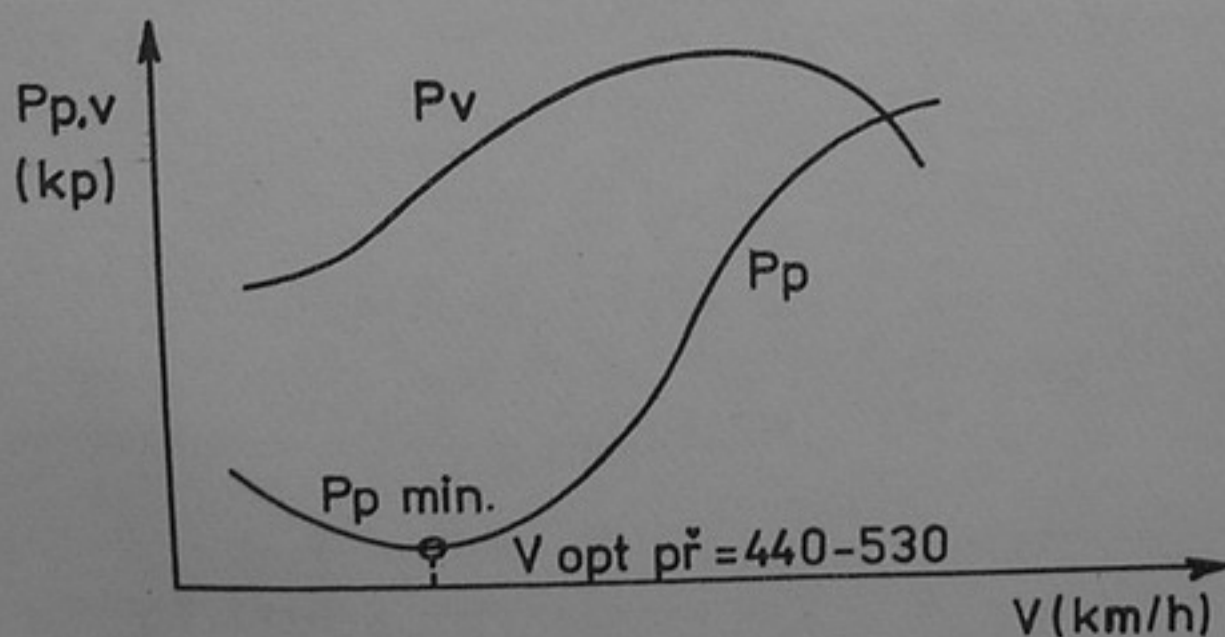
Zpravidla jde o rovnováhu tahu motoru  $P$  a aerodynamického odporu  $X$ .

Rovnováha sil může být stabilní nebo nestabilní, což má značný vliv na chování letounu a je důvodem na rozlišování režimu letu na první a druhý.

První a druhý režim lze nejlépe demonstrovat na jednotlivých druzích ustáleného letu.

### Vodorovný let.

Rovnováhu sil vyjadřuje diagram tahu



Obr. 1



$P_v$  = využitelný tah motoru, dodává motor v závislosti na rychlosti (teplotě a výšce),

$$P_p = \frac{G}{K} = X \dots \text{(potřebný tah se rovná aerodynamickému odporu)}$$

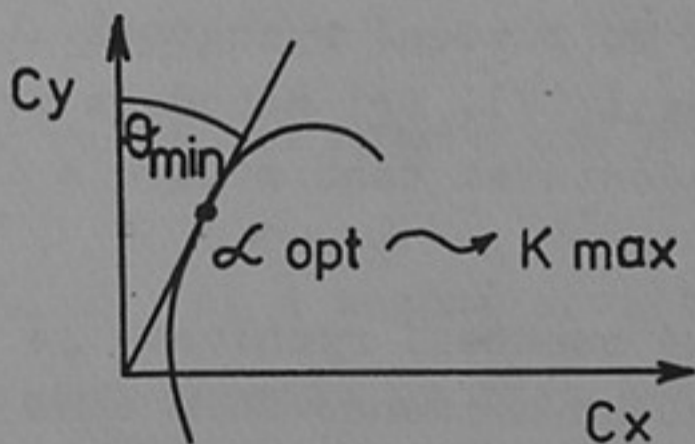
Potřebný tah je takový, který při vodorovném letu překonává aerodynamický odpor letounu. Potřebný tah tedy závisí na váze letounu  $G$  a aerodynamické jemnosti  $K$ .

$$K = \frac{C_y}{C_x}$$

Nejmenší potřebný tah odpovídá maximální aerodynamické jemnosti.

$$K_{\max} = \frac{C_y}{C_x} \max$$

Na aerodynamické poláře odpovídá optimálnímu úhlu náběhu. Viz obr.č. 2. Optimální úhel je 8 až 10°.

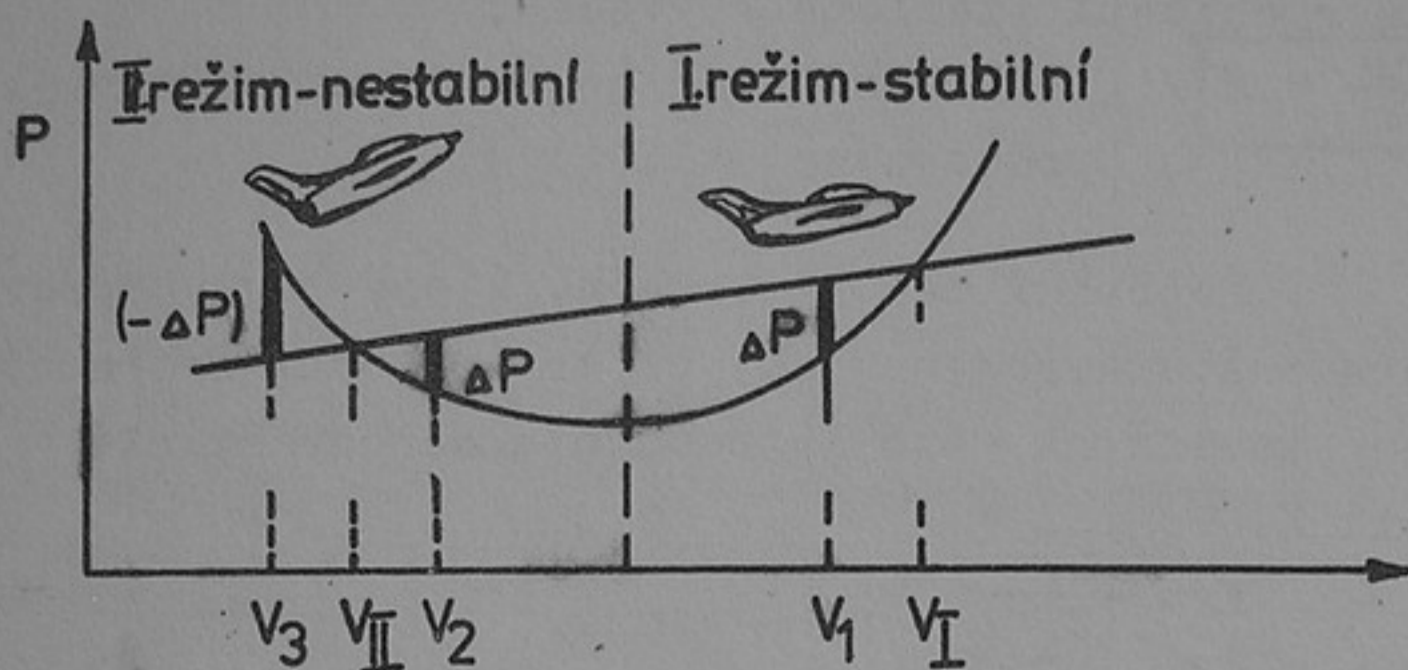


Obr. 2

V diagramu tahů režim optimálního úhlu náběhu odpovídá nejnižšímu bodu křivky. Přístrojová rychlost u soudobých letounů odpovídá hodnotě

$$V_{př \text{ opt}} \doteq 480 - 530 \text{ km/h}$$

$V_{opt}$  rozděluje vodorovný let na dva režimy (viz obr.3).



Obr. 3

### Chování letounu.

#### Oblast prvního režimu:

a) Náhodné zmenšení rychlosti  $V_I$  na  $V_1$  má za následek vznik přebytku tahu motoru  $\Delta P$ , tím zrychlování letounu do původní rychlosti. Letoun je stabilní dle rychlosti ( $V$ ). Při náhodném zvýšení rychlosti vzniká nedostatek tahu motoru a letoun sníží rychlost.

b) Řízené zmenšení rychlosti je možné zvětšováním úhlu náběhu a zmenšováním tahu motoru.

#### Oblast druhého režimu :

Při určité stálé poloze POM (odpovídající danému tahu motoru) je možný ustálený let rychlostí  $V_I$  nebo rychlostí  $V_{II}$ . V obou případech nastává rovnováha sil mezi tahem využitelným a odporem letounu. Ve druhém případě (rychlostí  $V_{II}$ ) je ale rovnováha nestabilní.

a) Náhodné zvětšení rychlosti  $V_{II}$  na rychlost  $V_2$  má za důsledek vznik přebytku tahu  $\Delta P$ , tím zrychlování (až do rychlosti  $V_I$  - pokud pilot nezasáhne).

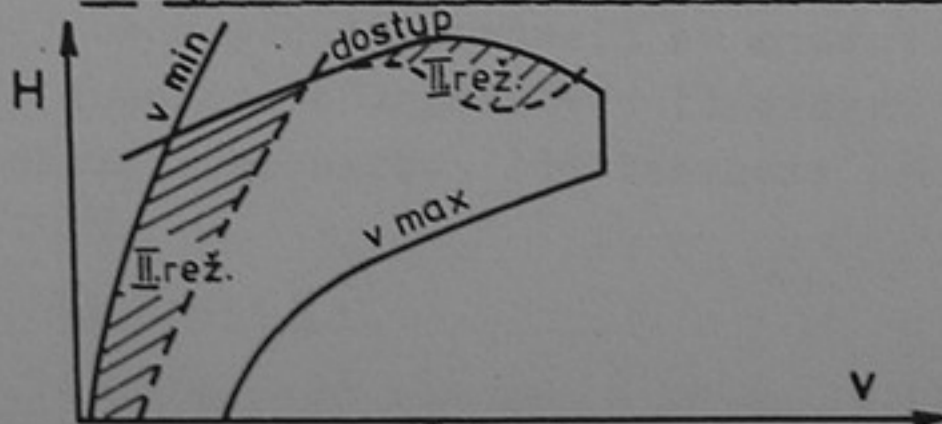
b) Dojde-li ke snížení rychlosti na  $V_3$  vznikne nedostatek tahu  $\Delta P$ , letoun dál zmenšuje rychlost. Letoun je nestabilní, neobnoví  $V_{II}$ . V tomto případě je nutná zvýšená pozornost při řízení letounu a neustálá kontrola režimu letu i včasná změna tahu motoru.

Jestliže pilot včas nezvýší tah motoru nebo nepřejde do klesání, intenzita poklesu rychlosti se zvětšuje, dochází ke ztrátě rychlosti až do pádu letounu. V tomto je hlavní nebezpečí létání ve druhém režimu.

#### Charakteristika druhého režimu:

- Úhly náběhu jsou značně větší než v prvním režimu vodorovného letu.
- Je nutný velký tah motoru pro návrat do stabilní oblasti.
- Neekonomický let a značná spotřeba paliva.
- Při zapínání forsáže problém krátkodobého poklesu tahu (až o 40 % po dobu 6 až 8 sec.).
- Nutnost přechodu do klesání (s menšími úhly náběhu).

#### Druhý režim v nadzvukové oblasti :



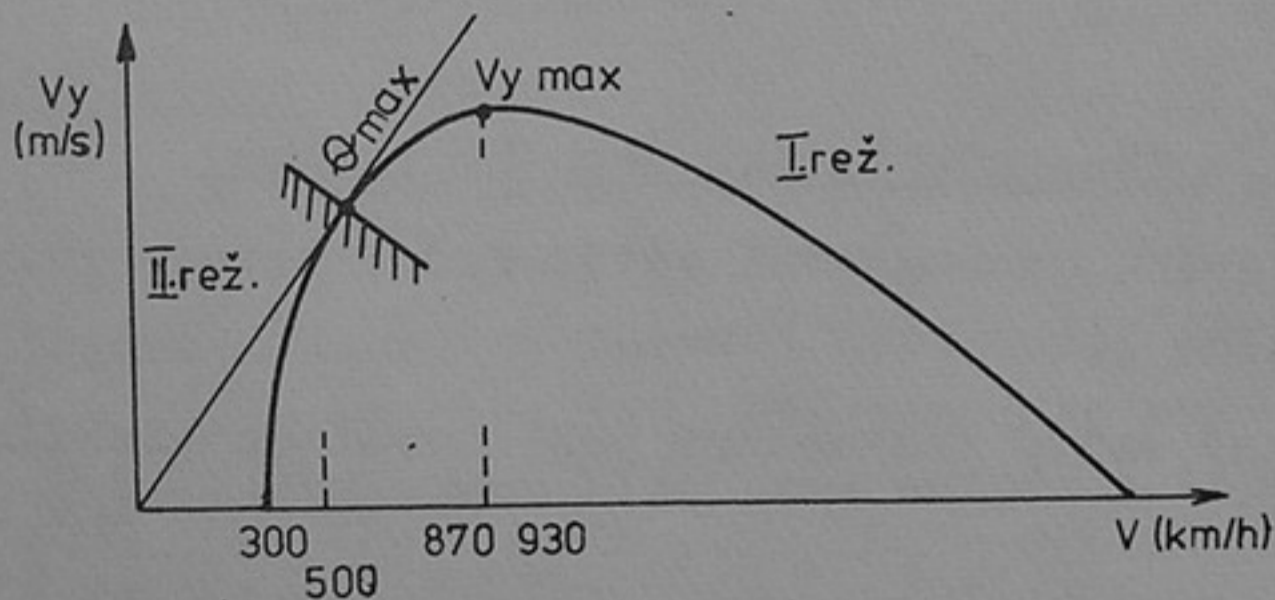
Obr. 4

Vlivem rychlejšího vzrůstu tahu motoru s rychlostí vzhledem k odporu letounu dochází k nestabilní rovnováze v oblasti čísel "M"  $\approx$  1,8 až 1,9 ve výškách blízkých došupu.

Vzhledem k vysoké rychlosti a velké výšce, tento jev (výskyt druhého režimu v nadzvukové oblasti) se nejeví nebezpečným. Téměř se nepozoruje.

### Stoupavý let.

Ustálený stoupavý let může být rovněž v oblasti stabilní nebo nestabilní, t.j. v oblasti prvního nebo druhého režimu letu. Stoupavý let je charakterizován rychlostní polárou stoupání. (Viz obr.5.)



Obr. 5

Oblast prvního a druhého režimu rozděluje opět optimální režim  $V_{př} = 480$  až  $530$  km/h, podle poláry rychlosti pro stoupání.

Polára se získává měřením hodnot rychlosti letu " $V$ " a rychlosti vertikálního stoupání " $V_v$ " na úhlu strmosti stoupání při režimu maximálního tahu.

## Chování letounu

### Oblast prvního režimu

a) Přitažením řídicí páky k sobě roste úhel náběhu, klesá rychlost letu, vzniká přebytek tahu  $\Delta P$ , roste vertikální rychlost stoupání, roste strmost stoupání úhlu  $\theta$ .

b) Naopak je tomu při potlačení řídicí páky.

### Oblast druhého režimu

Přitažením řídicí páky roste úhel náběhu, klesá rychlost letu, vzniká nedostatek tahu  $\Delta P$ , nastává stálý pokles rychlosti letu a klesá vertikální rychlost a strmost. Zvětšení úhlu náběhu má za následek pomalejší stoupání a menší strmost. !! NEBEZPEČÍ PÁDU !!

Pro zvětšení úhlu stoupání a rychlosti vertikálního stoupání ve druhém režimu je nutné:

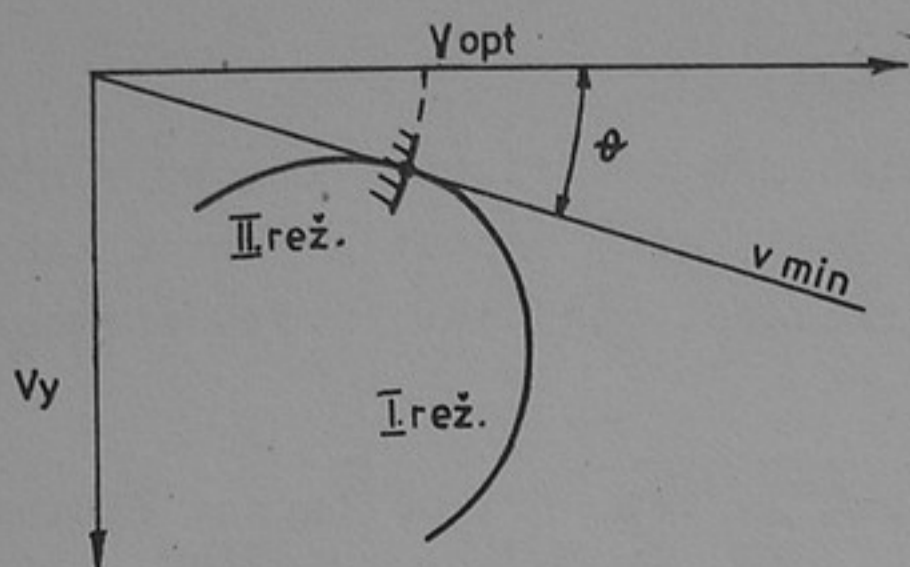
- Zmenšit úhel náběhu potlačením.
- Docílit zvýšení rychlosti letu.
- Po dosažení vyšší rychlosti letu zvětšit úhel stoupání.

### Charakteristika druhého režimu stoupání:

- Velký úhel náběhu.
- Menší statický dostup (viz obr. 4).
- Větší spotřeba.
- Malá bezpečnost.

### Klouzavý let

V ustáleném klouzavém letu lze určit režimy z poláry pro klouzání.



Obr. 6

- $V_k$  .... rychlost klouzání /rychloměr/  
 $V_y$  .... rychlost klesání /variometr/  
 $\theta$  .... úhel klouzání

Dělitkem obou režimů je opět optimální režim, při němž se dosahuje nejmenšího úhlu klouzání.

### Chování letounu ve druhém režimu

Ve snaze zmenšit úhel klouzání

- pilot přitáhne řídicí páku, tím vzroste úhel náběhu,
- krátkodobě se zmenší úhel klouzání,
- klesá rychlost letu, roste nedostatek tahu, zvětšuje se úhel klouzání a vertikální rychlost.

Jestliže se bude pilot snažit udržet menší úhel klouzání, bude dál klesat rychlost, poroste úhel náběhu, nastane !!NEBEZPEČÍ PÁDU!!

Správný postup při zmenšení úhlu klouzání ve druhém režimu :

- nejprve zvýšit rychlost zmenšením úhlu náběhu (potlačením řídicí páky),

- úhel klouzáni se nejprve částečně zvýší, vzroste rychlost,
- potom zmenšit úhel klouzáni.

### Manévrování

Při manévrování je rovněž možné se dostat do druhého režimu. S růstem přetížení při manévru roste optimální rychlost, která je dělítkem mezi prvním a druhým režimem.

$$V_{\text{manévre}}^{(\text{opt})} = V_{\text{vodorov.}}^{(\text{opt})} \cdot \sqrt{n}$$

Například v zatáčce s náklonem  $60^\circ$  je přetížení  $n = 2$ ; při  $V_{\text{opt}} = 480$  až  $530$  km/h platí pro zatáčku

$$V_{\text{man}} = 480 \cdot 1,41 \doteq 670$$

$$V_{\text{man}} = 530 \cdot 1,41 \doteq 710$$

Manévrovací rychlost pro zatáčku s náklonem  $60^\circ$  při  $n = 2$ , je nejvýhodnější při rychlostech  $670 - 710$  km/h podle přístroje.

V zatáčce s náklonem  $82^\circ$  při  $n = 4$ , je rychlost manévrovací nejvýhodnější při  $960 - 1.000$  km/h podle přístroje.

Manévry s velkým přetížením probíhají v oblastech druhého režimu a let můžeme považovat za jev zcela normální. Je možný intenzivní růst odporu, tím ztráta rychlosti a pád letounu (hlavně při manévrech s růstem úhlu náběhu a s poklesem rychlosti).

Při obratech s menší rychlostí a se zmenšováním rychlosti se doporučuje:

- Neustálá kontrola rychlosti;
- stálý dostatečný tah motoru;
- se zmenšováním rychlosti snižovat i násobek přetížení;

Použití praktického vzorce pro stanovení maximálního násobku přetížení :

$$n_{\max} = \frac{V}{100} - 2$$

n = násobek přetížení

V = rychlost letu v km/h

POZNÁMKA :

K pádu letounu dochází při úhlu náběhu 29 až 33°.

K třesení dochází při úhlu náběhu ..... 21 až 25°.

Uvedené zvláštnosti řízení a chování letounu vedly k určení t.zv. minimální manévrovací rychlosti a dále k nutnosti znát aerodynamické a letové vlastnosti letounu, znát správnost pilotování daného typu letounu.

J e v h o d n é co nejvíce omezit, vyloučit let ve druhém režimu, t.j. při rychlostech menších než  $V = 480$  až  $500$  km/h, správně pracovat s POM a vylučovat snahu k poklesu rychlosti při zvětšování úhlu náběhu.



## 7. Navigační lety .

-----

Navigace je jedním z důležitých prvků určujících stupeň bojové připravenosti pilota, neboť na její úrovni do značné míry závisí splnění bojového úkolu. Pilot stíhacích letounů musí proto dokonale ovládat existující způsoby letecké navigace a správně je využívat v libovolné navigační situaci.

Navigace na těchto letounech se uskutečňuje pomocí různých technických prostředků (přívodných rádiových stanic, zaměřovačů, radiolokátorů a pod.) spolu s vizuální orientací.

Letoun MiG-21U je vybaven tímto pilotovacím a navigačním zařízením :

- 1/ umělý horizont AGD-1;
- 2/ kombinovaný rychloměr KUS-2500K;
- 3/ Výškoměr VD-28k;
- 4/ gyroindukční kompas KSI s ukazatelem UGR-4;
- 5/ automatický rádiový kompas ARK-10;
- 6/ majákový rádiový přijímač MRP-56P;
- 7/ elektrický zatáčkoměr EUP-53;
- 8/ variometr VAR-300;
- 9/ letecké hodiny AČS-1.

ad 1/ AGD-1 s ukazatelem skluzu slouží k určení polohy letounu v prostoru vzhledem ke skutečnému horizontu. Zapíná se automatickým vypínačem AGD.

POZOR ! Před zapnutím AZS "AGD" nesmí být zapnut AZS "KSI". Dřívější zapnutí způsobuje vyřazení systému z činnosti.

Před vypnutím vypínače AZS "AGD" musí být vypnut AZS "KSI".

Tlačítko aretování je možno stisknout i za letu (např. po chvilkovém přerušení napájení) v přímočarém vodorovném letu. Cyklus aretování a odaretování probíhá dále samočinně. Během cyklu aretování svítí červená žárovka na ukazateli.

ad 2/ KUS-2500K je určen k měření přístrojové a pravé vzdušné rychlosti letu. Činnost přístroje je založena na měření rozdílu mezi celkovým a statickým tlakem vzduchu. Široká ručička ukazuje přístrojovou rychlost v rozmezí od 200 do 1.800 km/h, tenká ručička pravou vzdušnou rychlost v rozmezí od 400 - 2.500 km/h.

Je třeba vědět, že údaje přístroje jsou poněkud opožděné, což je způsobeno rychlými změnami tlaku vzduchu v přijímači PVD.

Za letu s rychlostí v rozmezí  $M = 0,98$  až  $1,02$  a  $1,15$  až  $1,17$  udává přístroj nesprávné hodnoty následkem narušení proudu vzduchu kolem PVD.

ad 3/ VD - 28k je dvouručičkový výškoměr, slouží k určení výšky letu vzhledem k místu vzletu, nebo vzhledem k tlaku standardní atmosféry.

Princip jeho činnosti je založen na změně barometrického tlaku měnícího se s výškou. Výškoměr je opatřen zařízením, které umožňuje opravovat údaje přístroje podle změny barometrického tlaku. Ručičky přístroje je třeba před letem nastavit pomocí stavěcího zařízení na nulu. Stupnice barometrického tlaku bude přitom ukazovat tlak na letišti vzletu a trojúhelníkové značky výšku vzhledem k hladině tlaku 760 mm rtuťového sloupce.

Při přeletu (odletu na záložní letišti) před přistáním nastavit tlak na letišti přistání a přístroj potom bude ukazovat výšku nad tímto letišti. Při rychlém stoupání nebo klesání jsou údaje přístroje poněkud opožděny.

Na letounech MiG-21 se výška přidělené hladiny na navigační lety (při letech s přistáním na letišti vzletu) udržuje podle výškoměru nastaveného před letem na nulu. V tomto případě přepočítává přístrojovou výšku letové hladiny přidělené podle tlaku 760 torů s celkovou opravou letová osádka, nebo letovod útvaru (VS, DL) a je pilotům oznámena při předletových pokynech.

Tabulka přepočtu výšky letu v závislosti na rychlosti letu a QFE pro letouny MiG-21U:

QFE V <sub>p</sub>	730	732	734	736	738	740	742	744	746	748	750	752
500	405	383	361	339	317	295	273	251	229	207	185	163
600	480	458	436	414	392	370	348	326	304	282	260	238
700	550	528	506	484	462	440	418	396	374	352	330	308
800	620	598	576	554	532	510	488	466	444	422	400	378
900	695	673	651	629	607	585	563	541	519	497	475	453
1000	880	858	836	814	792	770	748	726	704	682	660	638
1050	990	968	946	924	902	880	858	836	814	792	770	748

ad 4/ Kompas KSI s ukazatelem UGR-4.

Slouží k zjišťování kursu letu, kursových úhlů při přistání a směru k vysílači.

Přesnost zjištění kursu  $\pm 2^\circ$  za vodorovného přímočarého letu.

#### Zapnutí :

- AZS "KSI" je povoleno zapínat až po zhasnutí červené signalizační žárovky na přístroji AGD.
- Po 3 minutách po zapnutí napájení a KSI stlačit koordinační tlačítko a držet je až do úplného zastavení pohybu ručičky ukazatele kursu. Potom UGR-4U ukazuje magnetický kurs letounu. KSI se vypíná opačným postupem. T.zn. nejdříve vypnout AZS "KSI" a potom "AGD" a nakonec elektrický zdroj.

Nedodržení tohoto postupu zapínání a vypínání má za následek zničení kursového systému.

#### Kontrola KSI :

- Po sesouhlasení KSI porovnat jeho hodnoty s přibližným směrem letounu.
- Na VPD před vzletem zkontrolovat odpovídají-li hodnoty KSI směru VPD. V případě potřeby 30 sec. po úplném zastavení letounu sesouhlasení opakovat.
- Za letu po nasazení kursu zkontrolovat správnost údajů podle orientačních bodů.

Za letu je možno používat tlačítka sesouhlasení KSI pouze ve vyjimečných případech (nebylo-li sesouhlaseno před vzletem, po zjevném narušení normální činnosti KSI) pro přibližné určení kursu letu. Používání tlačítka sesouhlasení KSI se tedy nedoporučuje ani při letu ve vodorovném přímočarém letu s ustálenou rychlostí z důvodů kolébání citlivého zařízení indukčního vysílače, neboť tím se může vnést chyba do kursového systému  $8-10^{\circ}$ . Z těchto důvodů KSI musí být sesouhlasem správně již před vzletem.

ad 5/ ARK-10 je určen pro let podle přívodných rádiových stanic, rozhlasových stanic nebo rádiových majá-  
ků a umožňuje nepřetržité odečítání kursového  
úhlu a řešení těchto navigačních úkolů :

- Let na rádiovou stanici nebo od ní s vizuální  
indikací kursového úhlu.
- Automatické určení kursových úhlů rádiových  
stanic podle ukazatele kursu.
- Přistání podle systému OSP .
- Určení vzdálenosti k přívodné rádiové stanici  
metodou integrování trati.
- Příjem a poslech signálů středovlnných stanic  
v pásmu kmitočtů 120 - 1340 Kc.

Použití ARK :

- K usnadnění práce pilota je na rádiovém kompasu  
předem naladěno 9 frekvencí. Tyto frekvence se  
za letu nastavují pouze stlačením příslušného  
tlačítka. Na lichá čísla (1, 3, 5, 7, 9) se  
obyčejně naladí VPRS různých letišť, na sudá  
tlačítka pak BPRS. Na dvě sousední tlačítka  
se naladí VPRS a BPRS jednoho letiště. Desáté  
tlačítko označené "P" lze použít na plynulé  
ladění rádiového kompasu. K plynulému ladění  
je třeba :
  - stlačit tlačítko "P",
  - "TLF-TLG" přepnout do polohy "TLF",
  - knoflíkem přepínačů rozsahů nastavit požadovaný rozsah,
  - knoflíkem ladění "HRUBĚ" nastavit na stupnici počet dílků, aby součet čísel čtených na knoflíku přepínače rozsahů a na stupnici se rovnal kmitočtu požadované stanice,
  - stlačit na doraz knoflík ladění "JEMNĚ" a nastavit jím stupnici

- přesně do polohy odpovídající kmitočtu rádiové stanice,
- přepínač "ŠIROKÉ - ÚZKÉ" přepnout do polohy "ÚZKÉ" a opětným doladěním dosáhnout maximální výchylku ručičky indikátoru ladění vpravo,
  - přepínač "ŠIROKÉ-ÚZKÉ" přepnout do polohy "ŠIROKÉ".
- Dosah ARK-10 závisí na výšce letu, na pracovním kmitočtu a na výkonu přívodné rádiové stanice (na středním kmitočtu v  $H$  10.000 m je dosah 340 km).

Využití ARK k navigačním letům :

- Při  $KUR = 0^\circ$  pro kontrolu směru letu na přívodnou rádiovou stanici.
  - Při  $KUR = 0^\circ$  a přechod na  $KUR = 180^\circ$  pro stanovení průletu nad PRS.
  - $KUR$  v rozmezí  $30^\circ - 150^\circ$  ( $330^\circ - 210^\circ$ ) se využívá pro kontrolu doletu (použití PRS mimo trať letu).
  - Pro určení polohy přepnutím dvou a více předladěných PRS v dosahu ARK-10 (vymezení směrniců těchto PRS).
  - Při vysazení radiostanice je možno obdržet pokyny od orgánů řízení letů přes frekvence naladěných PRS.
- 6/ MRP - 56P slouží pro signalizaci okamžiku průletu letounu nad rádiovými majáky systému OSP. Při průletu letounu nad majákem se rozsvítí červená signalizační žárovka na tablu T-4 označená "MARKER" a ve sluchátkách pilota se ozve zvukový signál.

ad 7/ EUP - 53 slouží k určování úhlové rychlosti otáčení letounu kolem svislé osy a k určení velikosti a směru bočního skluzu letounu.

Přístroj je konstruován tak, že při zatáčce s  $V_p$  500 km/h můžeme na stupnici zatáčkoměru určit velikost náklonu letounu (je-li ručička přístroje vychýlena o 1 dílek stupnice, je náklon  $15^\circ$ , o 2 dílky  $30^\circ$  atd.). Při jiných rychlostech letu nebudou údaje přístroje odpovídat velikosti náklonu v zatáčce. Tuto vlastnost zatáčkoměru je třeba mít na paměti v případě výsazení umělého horizontu.

ad 8/ VAR-300 je určen pro měření vertikální rychlosti, t.j. rychlosti stoupání nebo klesání letounu.

Údaje variometru se poněkud zpožďují. Zpoždění je tím větší, čím rychlejší byl přechod letounu z režimu stoupání nebo klesání do vodorovného letu.

ad 9/ AČS-1 slouží k měření celkového času i oddělených časových úseků v hodinách, minutách a vteřinách.

Na přední straně hodin jsou 2 tlačítka:

- levé pro zapínání a měření doby letu,
- pravé pro zapínání stopek a natahování.

Pilot před navigačními lety je povinen podle stanovených zásad zvláště pečlivě přezkoušet KSI, ARK a AČS-1. Dále je povinen nastavit určenou vlnu na SOD-57, nastavit správný kód na SRO, přezkoušet činnost RSIU, sesouhlasit KSI a přezkoušet činnost SPU.

Při navigačních letech je letová osádka povinna:

- Dodržovat stanovenou trať letu.
- Za letu udržovat orientaci s využitím všech prostředků RTZ.
- Být ostražitá.
- Přesně plnit povely příslušných orgánů řízení letů.
- Hlásit polohu letadla a skutečné počasí podle letovodského plánu letu.
- Systematicky kontrolovat spotřebu paliva a kyslíku.
- Při zhoršení povětrnostních podmínek, při vlétnutí do nebezpečných povětrnostních jevů, při poruše na letadlových nebo pozemních pojítkách a prostředcích RTZ, při ztrátě orientace a v jiných ZPZL postupovat v souladu s pokyny obdrženyými při přípravě k letu.

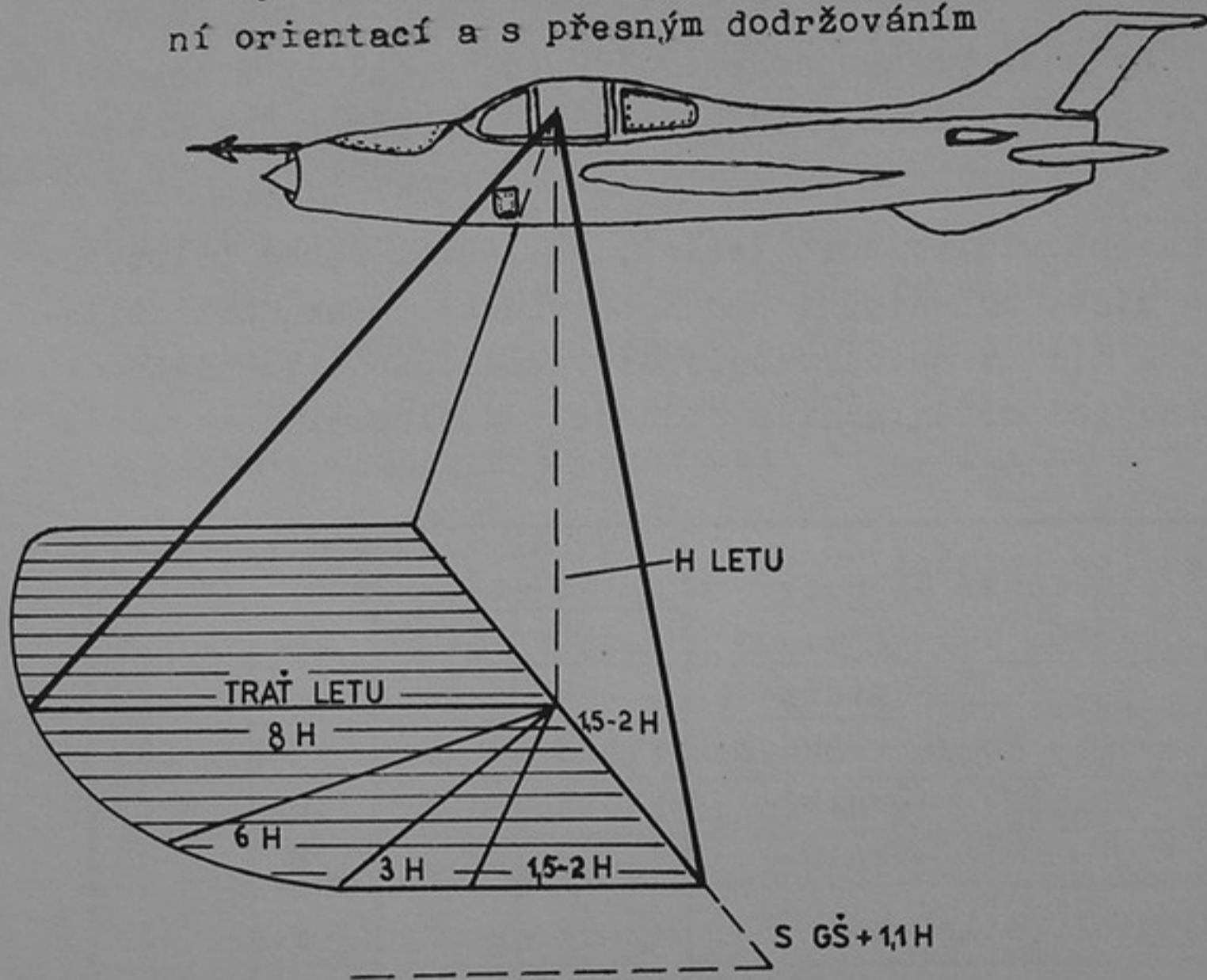
Zvláštnosti navigace na letounech MiG-21 ve středních a velkých výškách :

- Zakrytí značné části zemského povrchu trupem letounu. Je to přibližně 1,5 až dvojnásobek výšky letu (viz obr.). Např. při výšce letu 1.000 m je šířka neviditelného zakrytého prostoru 1,5 - 2 km na každou stranu. Při pohledu přes čelní sklo kabiny má zakrytý prostor hodnotu 4,5 - 8 násobek výšky letu. Při stoupání, zvláště s použitím forsáže je vizuální orientace přes čelní sklo zcela znemožněna.
- Síla větru i při velkých rychlostech způsobuje snos letounu a ovlivňuje přesnost příletu k jednotlivým OB (rychlost větru ve středních výškách bývá v průměru 30 km/h). Nepočítat se skutečnou traťovou rychlostí by znamenalo narušení režimu letu, nesplnění úkolu



nebo ztrátu orientace. Výpočet letu se uskutečňuje s uvážením změřeného nebo předpověděného větru pro pravé vzdušné rychlosti odpovídající režimu a výšce letu.

- Přesnost letů po tratích se zabezpečuje komplexním využitím rádiových prostředků pro které jsou na těchto výškách vytvořeny výhodné podmínky spolu s vizuální orientací a s přesným dodržováním



vypočítaných (nebo VS určených) parametrů.

- Sledování terénu předním sklem je ztíženo jeho menší průhledností ve srovnání s ostatním zasklením kabiny a tím, že při slunečném počasí se na něm vytváří světelné odrazy.

Zvláštnosti navigace na letounu MiG-21U v malých a přízemních výškách:

- Omezená možnost využití radiotechnických prostředků

vzhledem k jejich malému dosahu. Navigace se proto uskutečňuje hlavně pomocí vizuální orientace.

- Pilot má velmi omezenou možnost používat mapu. Přesná poloha letounu se zpravidla neurčuje podle mapy (její srovnání s terénem), ale podle dříve zvolených charakteristických orientačních bodů, které pilot musí znát z paměti.
- Pilot musí přesně dodržovat kurs, rychlost a čas (stopovat i dobu letu od posledního poznaného bodu na trati).
- Omezená viditelnost terénu, následkem čehož pilot může vidět orientační body jen v úzkém pásku při příletu k nim na malou vzdálenost. Vzdálenost viditelnosti hlavních orientačních bodů je v následující tabulce:

Hlavní orientační body	Vzdálenost viditelnosti (km) při výšce letu (m)			
	100	300	500	1 000
Obydlená místa - města	6	12	18	30
- vesnice	3	5	7	12
Řeky, rybníky - velké	3	5	10	16
- malé	2	3	8	11
Železnice, silnice	2	5	9	15
Lesy	3	5	10	15

Viditelnost orientačních bodů závisí do značné míry na charakteru terénu, protože i nevelké svahy mohou vytvářet nepřehledné prostory.

- Při takto omezené viditelnosti má pilot velmi krátký čas k rozpoznání orientačních bodů.
- Traťové ú-seky označovat u charakteristických orientačních bodů, podle nichž pilot předpokládá zkontrolovat dobu letu po trati.

- Pilot musí znát překážky a převýšení pro zajištění bezpečnosti letu i pro jejich využití k vizuální orientaci.
- S ohledem na reliéf terénu musí být určena bezpečnostní výška letu pro každý úsek tratě a pro celý let (zvážit aerodynamické a vlnové opravy).
- Vyšší spotřeba paliva, proto pilot při přípravě k letu si musí připravit údaje pro kontrolu spotřeby paliva při stanoveném režimu i pro případ jeho změny.
- K zajištění bezpečnosti letu v malé výšce je třeba vyvážit letoun tak, aby ve vodorovném letu bylo nutno na řídicí páku mírně tlačit. Před přenesením pohledu do kabiny nebo k prohlédnutí vzdušného prostoru musí pilot zkontrolovat, že vpředu nejsou překážky a v okamžiku odpooutání pozornosti od sledování země lehce uvolnit tlak na řídicí páku.
- Před letem v malé a přízemní výšce je třeba pro každý úsek tratě předvídat způsob kontroly pro případ, kdy nebudou orientační body zjištěny. Nejvýhodnější je krátkodobé stoupání, čímž se zvýší sektor viditelnosti terénu i dosah radiotechnických prostředků.
- Opravu tratě je účelné uskutečňovat nad charakteristickými orientačními body.
- Při přípravě prostudovat m.j. i mapu překážek.

#### Metodika přípravy a plnění letů po trati :

Pilot je při přípravě povinen :

- Připravit si letové mapy, zakreslit a prostudovat plánovanou trať letu.
- Sestavit letovodský plán letu.
- Absolvovat nácvik na trenažérech a v kabinách letounů.
- Znat prostředky pro zabezpečení traťové navigace,

možnosti využití prostředků RTZ, znát použití palubních prostředků pro navigaci, činnost v ZPZL, činnost při ztrátě orientace, při nevyhovujících povětrnostních podmínkách na trati letu, zvláštnosti navigace v dané výšce a záložní letišťě.

Tratě na navigační lety ve středních a velkých výškách jsou voleny tak, aby byly celé radiolokačně zabezpečeny.

Průlet nad VBT musí být uskutečněn již stanoveným kursem vypočítaným na zemi a opraveným o směr a sílu větru.

Základní podmínky zabezpečující kontrolu a opravu tratě letu jsou :

- dodržování kursu,
- dodržování rychlosti,
- dodržování výšky,
- dodržování náklonu v zatáčkách,
- dodržování doby letu.

Po nasazení kursu nad VBT a dále při každé změně kursu je velmi důležitá vizuální kontrola směru letu. Dobu letu kontrolovat pomocí stopek spuštěných v okamžiku průletu nad VBT a dalšími OBT (kontrolními body).

V nezbytných případech lze při traťovém letu změnit výšku (hladinu) podle povelů VS (LSRL, ŘL, avšak pouze s povolením OSŘL. Je-li nutno změnit výšku, musí pilot žádat OSŘL (VS, ŘL), které řídí let letadla o přidělení nové výšky (hladiny) letu. Přitom uvede přesnou polohu a důvod pro změnu výšky (hladiny). Po obdržení povolení může pilot změnit výšku (hladinu.)

V SITUACÍCH, KTERÉ NESTRPÍ ODKLADU, MÁ PILOT PRAVO ZMĚNIT VÝŠKU (HLADINU) SAMOSTATNĚ S OKAMŽITÝM HLÁŠENÍM OSŘL (LSŘL, VS, ŘL), KTERÉ PŘÍMO ŘÍDÍ LET JEHO LETOUNU.

Při tratových letech musí pilot nasazení na trať, otočné body a ukončení letu hlásit OSŘL. Před příletem k letištnímu prostoru (uzlu) navázat rádiové spojení s příslušným LSŘL a hlásit polohu, výšku (tlak podle něhož je měřena), kurs, podmínky letu, čas průletu letiště a vyžádat povolení k průletu.

Po vlétnutí do povětrnostních podmínek, pro které není pilot vycvičen je nutné :

- Přerušit další plnění úkolu.
- Hlásit situaci ŘL (VS, LSŘL, OSŘL) a řídit se jejich pokyny.
- Po vlétnutí do mraků vystoupat nad ně, nebo sklesat pod mraky NE VŠAK POD BEZPEČNOSTNÍ VÝŠKU LETU a řídit let zpět na vlastní letiště.
- Neobdrží-li pilot pokyny, je povinen se rozhodnout pro návrat na vlastní letiště a své rozhodnutí hlásit příslušnému stanovišti řízení letů.

## 8. Let při maximální přípustné rychlosti a č. "M".

### Fyziologické zvláštnosti stratosferického letu.

Jsou ovlivňovány především velkým zředěním vzduchu, nízkou teplotou  $-56^{\circ}\text{C}$ , velkou intenzitou ultrafialového slunečního záření a nízkou vlhkostí. Největší vliv ze všech těchto činitelů na pilotův organismus má snížení atmosferického tlaku s rostoucí výškou letu, následkem čehož se zmenšuje i dílčí tlak kyslíku v plicích.

Je zajištěno, že dýchání čistého kyslíku při atmosferickém tlaku zabezpečuje životaschopnost organismu do výšky 12.000 m. Ve výšce 13.500 m vzniká následkem nedostatku kyslíku do 2 minut náhlá ztráta vědomí a ve výšce 16.000 m tato ztráta nastává do 9 sec. Pobyť ve stratosféře při nízkém barometrickém tlaku může vyvolat různé dekompresní poruchy s těmito příznaky:

- svědění kůže, kloubové a svalové bolesti,
- bolesti na prsou a břišní dutině,
- kašel, poruchy vidění a dočasné ochrnutí.

Vybavení letounu MiG-21U hermetickou kabinou a soupravou kyslíkového vybavení, umožňuje bezpečné provedení letu v praktickém dostupu letounu.

Praktické zkušenosti ukazují, že správně přizpůsobený oblek nepřekáží pracovním úkonům v kabině letounu.

Hermetická přilba umožňuje dobrý výhled vně kabiny letounu, ale částečně ztěžuje výhled na přístroje a orgány řízení, které jsou rozmístěny v dolních a bočních částech kabiny.

Velikost přetlaku pod hermetickou přilbou je závislý na barometrickém tlaku v kabině. Přetlak se vytváří tehdy, když barometrický tlak v kabině odpovídá výšce 12.000 m a větší. Se zvětšením výšky letu přetlak vzrůstá a při podtlaku odpovídajícím výšce 18.000 až 20.000 m bude dosahovat 1.700 až 1.900 mm vodního sloupce. Při dehermetizování kabiny letounu za letu je pozorovatelné odsávání vzduchu, následkem čehož se barometrický tlak v kabině rychle snižuje.

Stratosferické lety kladou na zrakové orgány pilota zvýšené požadavky. V závislosti na dosažené výšce se spolu se zvětšením intenzity slunečního záření zmenšuje množství rozptýleného světla, následkem čehož vznikají velké rozdíly mezi objekty sluncem osvětlenými a neosvětlenými.

Výzkum prokázal, že při déle trvajícím pozorování oslepujícího jasů se čas potřebný k rozeznání údajů přístrojů a jiných objektů umístěných ve sluncem neosvětlených částech kabiny podstatně prodlužuje. Proto při letech ve stratosféře je třeba se vyvarovat déle trvajícího pohledu na jasné předměty (oblačnost) osvětlené přímým slunečním světlem.

Při letech ve výškách nad 12.000 m je horizont následkem vzdálenosti a kouřma špatně viditelný, ztrácí se ostrost pozorování a čára horizontu se rozplývá, následkem čehož je ztíženo určení polohy letounu v prostoru. Pozemní orientační body jsou z výšek 14.000 až 15.000 m špatně viditelné. Jsou rozeznatelné veliké řeky a vodní plochy, při slunečném počasí města a velké průmyslové objekty, komplexy hor.

V přípravě k letu ve stratosféře má zvláštní význam režim stravování a odpočinku před letem.

### Používání výškové výstroje za letu.

Za letu je nutno sledovat činnost soupravy a periodicky kontrolovat zásobu kyslíku. Dále je třeba sledovat výšku v kabině na ukazateli UVPD-20. Pokud výška v kabině nepřevyšuje 12.000 m je možno soupravu používat po dobu, která je ohraničena zásobou kyslíku v letounu. Jestliže výška v kabině vzroste (12 až 30 km) pak je možno soupravu používat jen krátkodobě, od 5 do 10 minut. V tomto případě je nutno sledovat přetlak podle údajů manometru M-2000.

Je potřeba si uvědomit, že při zvýšení výšky v kabině (při dehermetizaci kabiny) dochází za 1 až 2 sec. k činnosti kompenzačního oděvu, k silnému počátečnímu stlačení pilota v oblasti beder, hrudníku a břicha. Zároveň dojde ke zvýšení tlaku kyslíku v GŠ, který má snahu se posouvat směrem nahoru. Proto je nutno ihned přitáhnout (zkrátit) poutací bovdeny hermetické přilby.

Při déle trvajících letech ve výškách 11.000 až 12.000 m v dehermetizované kabině, je třeba páčku přívodu kyslíku do obleku na DU-2 dát do polohy "AUTOMAT VYPNUT", neboť automatické vypnutí může nastat jen ve výškách pod 8.000 až 9.000 m. Při letech v těchto výškách pilotovi stačí k dýchání čistý kyslík dodávaný plicním automatem.

Je třeba si pamatovat, že po vypnutí přívodu kyslíku se přívod již automaticky zapnout nemůže. Proto při případném výstupu do výšky 12.000 m je nutno přestavit páčku na DU-2 do polohy "N".



Při vzniku silných bolestí v uších následkem rychlého růstu tlaku v hermetické přilbě, k čemuž může dojít při klesání letounu je nutné zapnout nepřetržitý přívod kyslíku přepnutím ovládací páčky na štítku DU-2 do polohy "OBLEK ZAPNUT".

Za letu je nutno věnovat pozornost činnosti elektrického ohřívání skla průhledového štítku. Při správné činnosti elektrického ohřívání, se sklo neorošuje a nedochází ani k silnému ohřívání tváře.

Zvláštnosti techniky pilotování letounu MiG-21U  
ve stratosféře a blízko dostupu.

Letoun má dva režimy max. stoupavosti (dvě maxima přebytku tahu):

- okolozvukový (při rychlosti blízké rychlosti zvuku),
- nadzvukový (při rychlosti blízké nebo větší než  $M = 1,8$ .)

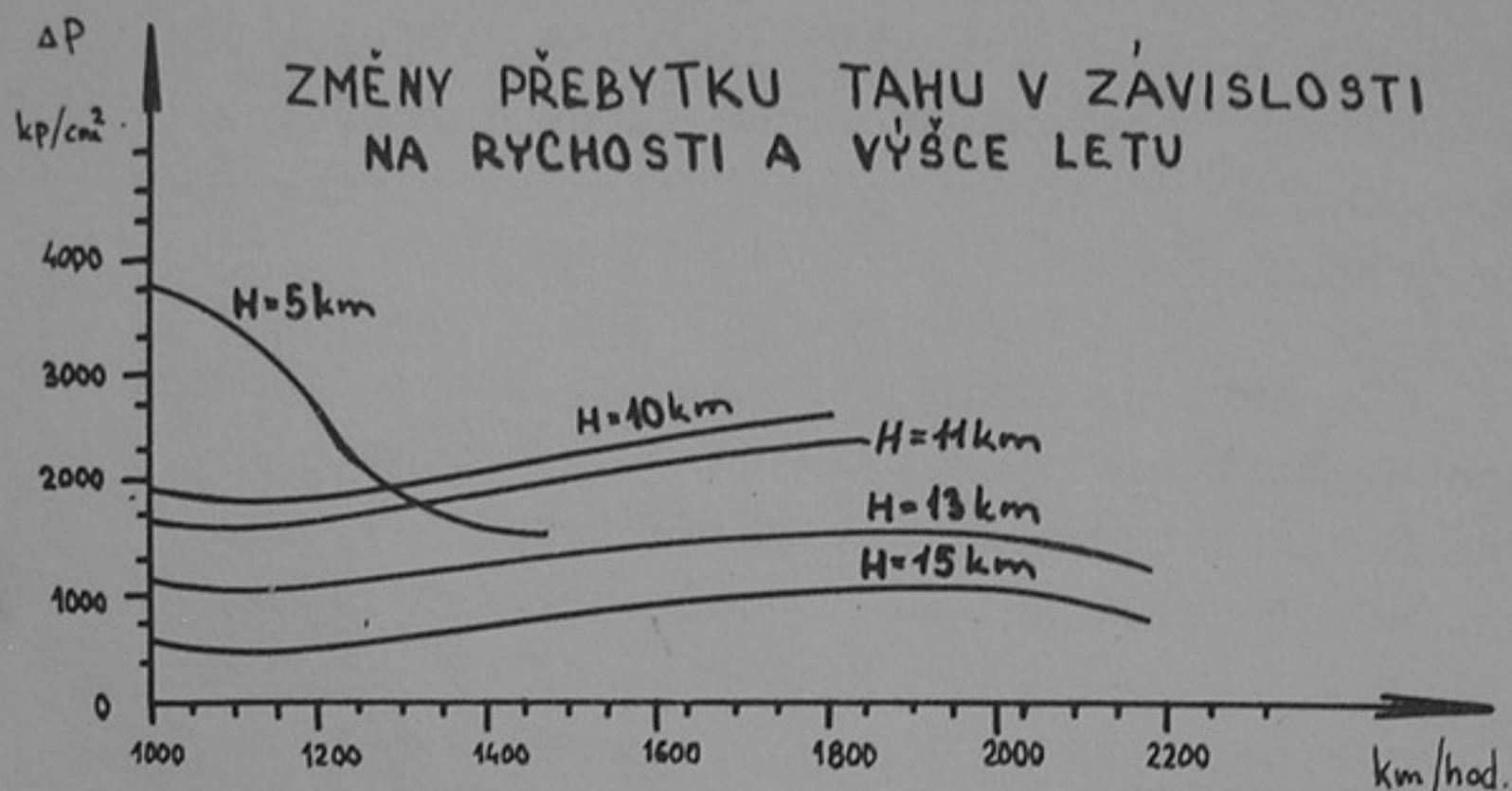
První režim je podmíněn tím, že čelní odpor letounu je minimální při nejvýhodnější rychlosti letu, která je blízká rychlosti zvuku.

Druhý režim je v nadzvukové oblasti a je podmíněn zvláštnostmi změny tahu motoru v závislosti na rychlosti letu. Při nadzvukových rychlostech tah zpočátku intenzivně vzrůstá (znatelně rychleji než čelní odpor), potom však rychle klesá. Tím je určeno druhé maximum přebytku tahu.

Proto letoun má dva statické dostupy :

- okolozvukový, nadzvukový.

Změny přebytku tahu letounu v závislosti na rychlosti a výšce letu (viz diagram).



V praktickém výcviku v letech na dostup se maximální dosažená výška letu velmi často podstatně liší od dostupu letounu stanoveného v jeho letecko-taktických datech. Přitom v letním období bývá zpravidla menší, v zimním období větší. To se vysvětluje tím, že skutečné atmosferické podmínky letu (zejména teplota) blízko dostupu se podstatně liší od podmínek standardní atmosféry, pro které je dostup letounu počítán.

Vertikální rychlost stoupání a tedy i praktický dostup letounu se při zvýšení teploty vzduchu ve stratosféře zmenšuje a se snížením teploty se zvyšuje.

Platí tato závislost změny dostupu  $\Delta H$  na rozdíl skutečné teploty vzduchu ve stratosféře od standardní atmosféry.

$$\Delta H_m = 50 \text{ m} \cdot \Delta t^\circ$$

(Např. při změně teploty o  $1^\circ$  se výška dostupu změní o 50 m.)

Hlavní charakteristické zvláštnosti letu ve stratosféře a blízko dostupu jsou :

- rozsah rychlostí a letových úhlů náběhu letounu se úměrně se zvětšováním výšky letu zmenšuje;
- manévrovací možnosti letounů se následkem zmenšení násobku přetížení zmenšují;
- podmínky pro vizuální orientaci a pro určování prostorové polohy letounu se následkem velkých úhlů sklonu zhoršují;
- stabilita a říditelnost letounu se poněkud zhoršují, což ztěžuje provedení manévru.

Při letu blízko dostupu se pilot kromě toho setkává s řadou zvláštností, které musí brát v úvahu:

- protože na letounu není světelná nebo mechanická signalizace vysunutí kužele do krajní polohy ( $M=1,9$ ), vzniká u pilota nedůvěra ve spolehlivý chod motoru; kontrola se provádí pouze sluchem a podle vibrací;
- velmi velké úsilí na pedály, protože celý let je při nadzvukových rychlostech;
- vyvážení sil na řídicí páce mechanismem vyvažovacího účinku trvá dlouho, protože jsou nutné velké výchylky kormidel;
- hermetická přilba ztěžuje vizuální orientaci;
- po vysunutí kužele do krajní polohy velmi rychle vzrůstá rychlost letu, takže letoun může překročit maximálně dovolené číslo  $M = 2,05$ .

Ve stratosféře se zvětšováním výšky maximální rychlost vodorovného letu omezena číslem  $M=2,05$  zůstává stálá, zatím co minimální rychlost letu se zvětšuje. Tím dochází k zmenšení rozsahu rychlosti. Tak např.: jestliže ve výšce 12.000 m je rozsah rychlosti 1.500 km/h, pak

ve výšce 15.000 m je 1.340 km/h, ve výšce 18.000 m je 1.300 km/h, ve výšce 19.000 m je 700 km/h.

Stoupání na dostup číslem M - 1,8 se dosáhne 19.000 m při přístrojové rychlosti  $V_{př} - 600 \text{ km/h}$ . Při stoupání je třeba řídicí páku neustále přitahovat a vzniklé úsilí odstraňovat mechanismem vyvažovacího účinku.

K dosažení výšky dostupu je nutno přesně dodržovat režim stoupání M-1,8, neboť při jeho nedodržení prudce klesá přebytek tahu a letoun vypočítaný dostup buď nedosáhne, nebo stoupá malou vertikální rychlostí. Na letounu MiG-21U je snažší udržovat stanovený režim stoupání, než jej po narušení znovu upravit.

Ve středních a velkých výškách lze vytvořit maximálně možný násobek přetížení vyšší než je maximálně přípustný (omezení z hlediska pevnosti konstrukce letounu). Ve stratosféře blízko dostupu toto omezení odpadá a násobek je omezen plným vychýlením stabilizátoru.

Pro svůj velký rozsah rychlosti může letoun MiG-21U ve výškách blízko dostupu manévrovat s poměrně velkými náklony (30 až 40°). Přitom poloměr zatáčky při  $\epsilon M = 2,00$  činí 62 km a doba zatáčky o 180° je 5 a půl minuty. Je třeba počítat s tím, že náklony lze vytvořit velmi snadno, avšak ke koordinované zatáčce nestačí násobek přetížení, takže při ní nastane ztráta výšky. Při zatáčce o 180° k návratu na letiště je lépe ztratit čas zatáčkou v horizontální rovině než v prudké zatáčce s velkou ztrátou výšky při velké vertikální rychlosti klesání. V opačném případě, kdy zatáčkou o 180° s velkým úhlem náklonu ve vodorovném letu, nebo v mírném klesání, dojde k odbrzdění letounu, je nutno kontrolovat přístrojovou rychlost letu, aby letoun nepřešel pod manévrovací

rychlost  $V_{př} = 400$  km/h, při velkém čísle  $M$ , (ve výšce 16.000 m při  $V_{př} = 420$  km/h je  $\dot{c}.M-1,26$ ). Tohoto manévru se používá k odbrzdění letounu. V zatáčce pro snížení rychlosti ve stratosféře v rozmezí čísel  $M = 1,9$  až 1,3 lze ke zmenšení průměru zatáčky plně vychýlit stabilizátor. V oblasti rychlosti  $M = 1,3$  až 1,26 dochází však opět ke zvýšení účinnosti stabilizátoru a tím zvýšení úhlové rychlosti točení, s následujícím prudkým zbrzděním, které může vést k pádu letounu při velké rychlosti letu. Proto je nutno sledovat rychlost rovněž podle ukazatele  $\dot{c}. M$  a po snížení rychlosti na  $M-1,3$  zmenšit výchylku stabilizátoru tak, aby nedošlo k třesení a kolébání letounu, což jsou příznaky následujícího pádu.

#### Zvláštnosti navigace ve stratosféře.

Zvláštnosti navigace ve stratosféře jsou podmíněny :

- zhoršené podmínky vizuální orientace,
- zhoršené manévrovací schopnosti letounu,
- nutností počítat s vlivem větru,
- nutností dodržovat různé režimy letu.

Podmínky pro vizuální orientaci jsou při letech ve stratosféře zhoršeny tím, že let ve výškách nad 10.000 m zpravidla probíhá nad vrstvami střední a vysoké oblačnosti a ve většině případů při zhoršení dohlednosti kouřmem. I při jasném počasí bez jakékoliv oblačnosti v prolétávaném prostoru je vyhledání a rozpoznání malých i velkých málo výrazných orientačních bodů ztíženo, protože značná část povrchu země je zakryta trupem letounu. Jestliže ve výšce letu 1.000 m je šířka zakrytého prostoru 2 až 3 km, pak při výšce letu 15.000 m je to 30 a více km.

Při letech v hermetické přilbě GŠ je přesné určení polohy pomocí vizuální orientace velmi ztíženo. Takové orientační body jako železnice, obce, silnice, a menší řeky jsou velmi špatně viditelné.

Za svítání a nebo za soumraku při pozorování z výšek nad 13.000 m spodní vrstvy vzduchu tmavnou, dostávají červenavý odstín a znesnadňují pozorování zemského povrchu.

Nízká oblačnost v množství 4 až 5/8 již podstatně znemožní vizuální orientaci.

Při letu ve stratosféře se dosahuje velkých úhlů náběhu, takže vpředu ležící terén je zakryt přídílí letounu. Aby bylo možno identifikovat vpředu ležící orientační body je nutno vybočit s letounem do strany o 20 až 30° a naklonit letoun na potřebnou stranu. Zvláště je ztížena vizuální orientace směrem dopředu při stoupání .

Potřebnou přesnost navigace ve stratosféře je možno zabezpečit pouze komplexním využitím radio-technických prostředků spolu s vizuální orientací.

Při letu ve stratosféře, zmenšením přípustných náklonů, velké rychlosti letu a možnosti využít malých násobků přetížení vzrostou poloměry zatáček. Zhoršují se také podmínky pro používání motoru, což vyžaduje od pilota více pozornosti jeho obsluze i kontrole.

Se zvětšováním výšky letu se zvyšuje rychlost větru, která dosahuje ve výškách 11.000 až 13.000 m hodnoty 200 až 300 km/h. Tak silný vítr může i při velkých rychlostech letu způsobit snos 10 až 15°.

Tyto uvedené zvláštnosti navigace ve stratosféře vyžadují, aby pilot komplexně využíval technické

prostředky pozemního zabezpečení navigace, přísně do-  
držoval vypočítané režimy letu a byl na let řádně při-  
praven. Před lety po rozhonové trati se musí posluchač  
naučit z paměti rozmístění velkých orientačních čar a  
bodů v prostoru o šířce 150 km podél tratě letu, pro-  
vozní údaje prostředků RTZ, činnost při obnovení  
orientace a letu na záložní letišti.

Příprava pilota k letu při maximální  
prístrojové rychlosti a k letům do výšky  
statického dostupu :

V závislosti na úkolu používat tuto výško-  
vou výstroj :

- Při všech letech bez ohledu na rychlost ve výškách  
od 11 do 14.000 m ochrannou přilbu s kyslíkovou  
maskou a výškový kompenzační oděv (VKK).  
Je-li nutno opustit letoun ve vzduchu, musí pilot  
stáhnout POM a vysunout vzdušné brzdy tak, aby rychlost  
letu nepřevyšovala maximální přípustnou rychlost pro  
katapultáž.
- Při všech letech ve výškách nad 14.000 m používat pře-  
tlakovou přilbu a kompenzační oděv (VKK).

Před letem je pilot povinen :

- Zkontrolovat výškovou výstroj před ustrojením a pře-  
zkoušet po ustrojení na příslušném stanovišti.
- V kabině letounu v úplné výstroji procvičit požadova-  
né i možné činnosti v průběhu letu (nácvik) se zamě-  
řením na :
  - kontrolu činnosti výsuvného kužele,
  - ovládání protipumpážních dvířek,
  - spuštění motoru za letu,
  - nouzové ovládání kužele a výstupní trysky,
  - tlačítko odjištění POM,

- tlačítko rychlého ohřevu štítku přetlakové přilby,
  - rozmístění přístrojů pro kontrolu letu a chodu motoru,
  - přepnutí skřínky zesilovače UK-2M do potřebné polohy.
- Přezkoušet soupravu kyslíkového vybavení podle hlavy II, stať 6 "Kontrola kabiny".

Metodika letu při maximální přípustné rychlosti a číslé "M".

Před pojižděním si musí pilot dotáhnout kyslíkovou masku (nasadit štítek GŠ a uzavřít) a přezkoušet spojení s VS.

Na vzlet používat maximální (forsážní) režim motoru (v případě použití forsáže tuto vypnout po dosažení  $V_{př}$  minimálně 600 km/h).

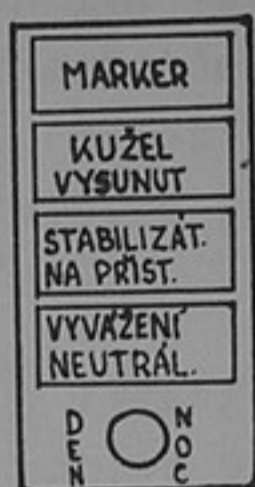
Nasazení na trať ohlásit OSŘL, přejít zpět na kanál ŘL (VS) a pokračovat ve stoupání. Od výšky 1.000 m stoupat s maximálním režimem chodu motoru při  $V_p = 900$  až 930 km/h. Na povel VS (přibližně ve výšce 9.000 ) zapnout plnou forsáž. Zapnutí forsáže ohlásit. Na další povel VS točit zatáčku s náklonem 25 - 30° ve stoupání ( $V_v \pm 7$  až 15 m/sec.) do příslušného kursu. V zatáčce zvyšovat rychlost na  $M = 1,2 - 1,4$ . Rychlost zvuku ve stoupání však překročit ve výšce HNT min. 11.000 m.

V zatáčce kontrolovat úhlovou rychlost točení, neboť při nesprávném pilotování je letoun schopen letět při tomto náklonu a ve stoupání přímočaře.

Ve vodorovném letu ve výšce HNT 12.000 m zrychlit letoun do přístrojové rychlosti 1.100 km/h. Stálou rychlostí  $V_{př} = 1.100$  km/h nastoupat výšku HNT



13.000 m a převést letoun do vodorovného letu, pokračovat ve zrychlování do čísla  $M = 2,05$ , nebo do zbytku paliva 800 litrů. Při  $M = 1,5$  se vysune kužel do mezipolohy. Tato mezipoloha je signalizována rozsvícením žárovky na T-4 a změnou zvuku ve vstupním ústrojí.



Při  $M = 1,9$  dojde k úplnému vysunutí kužele, které světelně není signalizováno. Pilot úplné vysunutí pozná podle výrazné změny zvuku ve vstupním ústrojí.

Rozhon ukončit :

- po splnění úkolu (dosažení stanovené rychlosti  $M_{\max} = 2,05$ );
- při zbytku paliva 800 litrů (nebo podle nařízení);
- po prolétnutí stanoveného úseku tratě;
- při vzniku některého ze zvláštních případů za letu;
- na povel VS (ŘL).

V průběhu rozhonu periodicky kontrolovat :

- zbytek paliva;
- správnou funkci kužele;
- otáčky motoru;
- teploty výstupních plynů;
- tlak oleje;
- signalizační tabla;
- stav kyslíku a přetlak v kabině.

POZNÁMKA :

- a) Při zvýšení čísla M letu blízko k maximálně přípustnému otáčky motoru RVT se zvyšují do maximální hodnoty 103,5 % s následujícím snižováním otáček RNT.
- b) Jestliže při rozhonu otáčky RVT nebyly na maximálně dovolené hranici a zůstávají ustálené, otáčky RNT se začínají snižovat od čísla  $M = 1,5$ , je nutno přerušit zvyšování rychlosti a ukončit let.

Po ukončení letu s maximální rychlostí:

- vypnout forsáž přesunutím POM do polohy "MAXIMÁL";
- na povel VS točit zatáčku do stanoveného kursu (VPRS), snižovat rychlost letu na  $V_{př} = 500$  až 550 km/h a klesat;
- při čísle  $M \approx 1,5$  kontrolovat zasunutí kužele;
- při čísle  $M < 1,5$  stáhnout POM k dorazu volnoběhu (k zarážce);
- pod výškou HNT 13.000 m klesat s rychlostí  $M < 1$ ;
- ve výšce 10.000 m - 5.000 m zkontrolovat chod motoru přesunutím POM (doba přesunutí min. 2 sec. ) do režimu min. 93 %, přičemž sledovat otáčky motoru (pozor na možnost přetočení motoru při nesprávné činnosti regulátoru v palivovém čerpadle. V případě nesprávné činnosti motoru okamžitě přesunout POM pod 80 %). Po kontrole správné činnosti motoru přesunout POM zpět do režimu "VOLNOBĚH" (k zarážce);
- za letu nedopustit snížení rychlosti pod  $V_{př} - 400$  km/h.

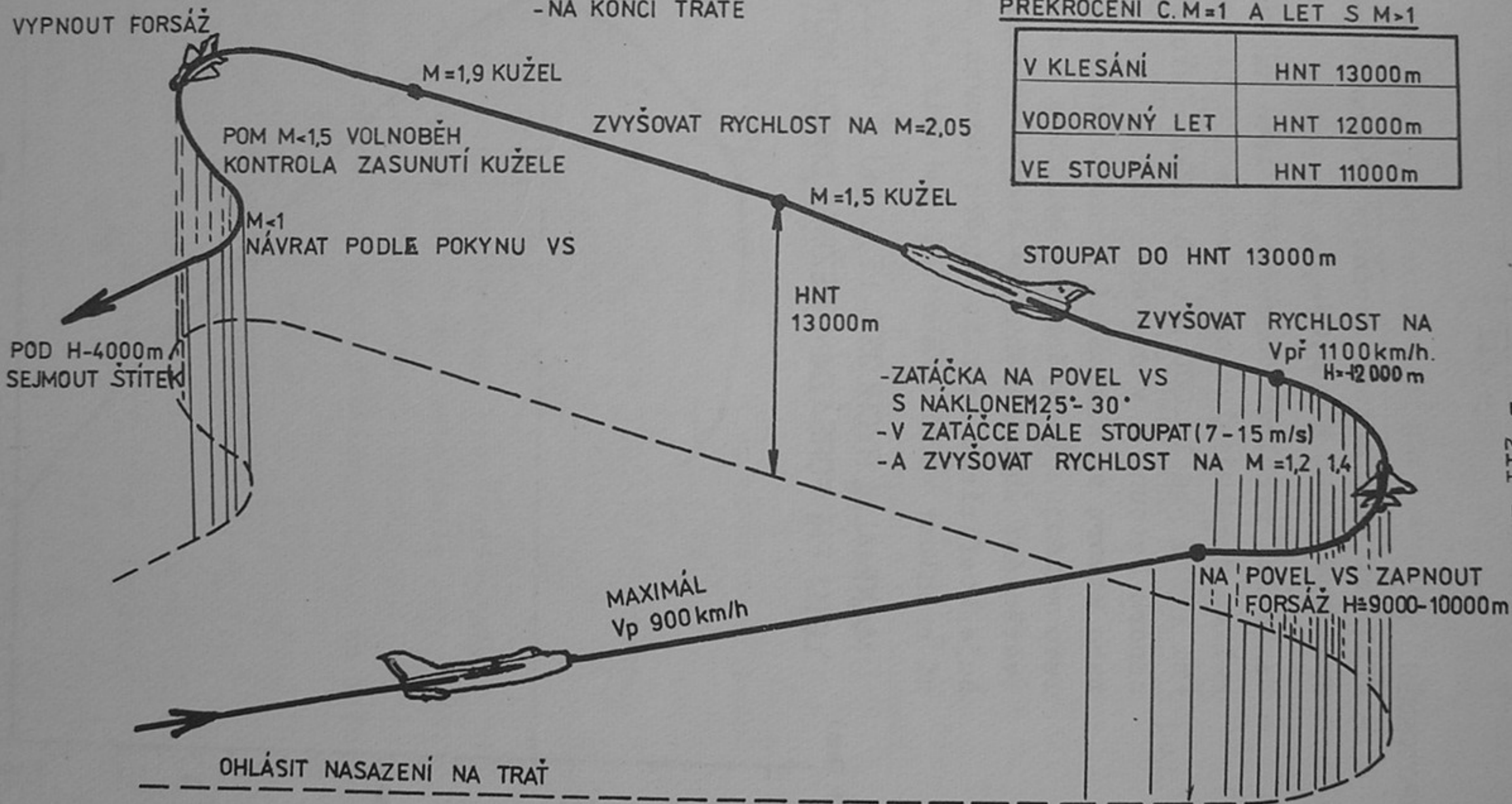
Ve výšce pod 4.000 m je možné sejmutí kyslíkové masky, případně průhledového štítku GŠ.

# LET DO MAX. PŘÍPUSTNÉ RYCHLOSTI

PŘERUŠIT ÚKOL: - PŘI URČENÉM ZBYTKU PALIVA  
- NA KONCI TRATĚ

PŘEKROČENÍ Č. M=1 A LET S M>1

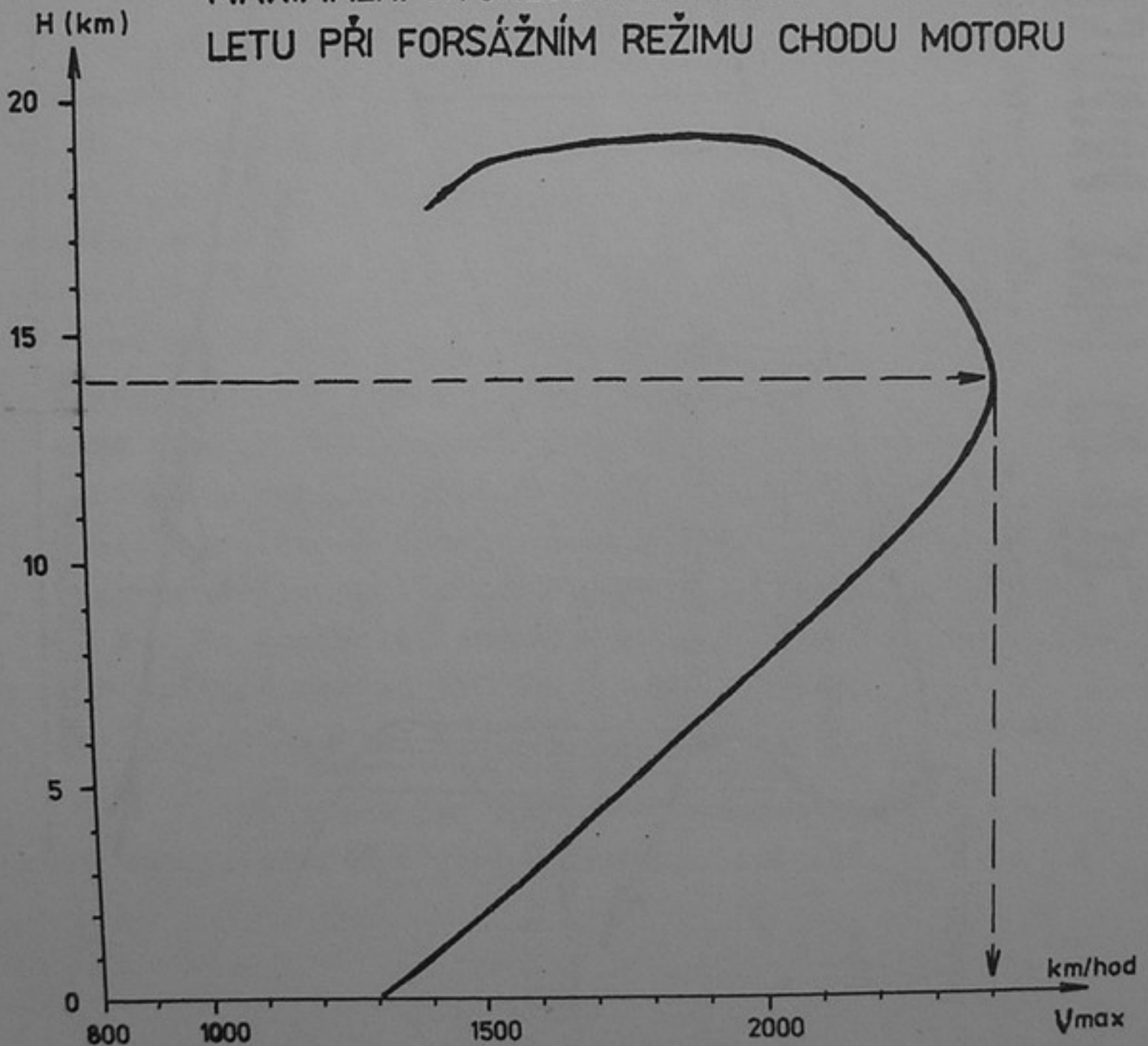
V KLESÁNÍ	HNT 13000m
VODOROVNÝ LET	HNT 12000m
VE STOUPÁNÍ	HNT 11000m



UPOZORNĚNÍ :

- Přebytek tahu motoru umožňuje překročit maximálně dovolené číslo  $M = 2,05$ .
- Maximální rychlost vodorovného letu na forsážním režimu dosahuje letoun ve výšce  $H = 14.000$  m. Při výšce pod  $14.000$  m v důsledku růstu čelního odporu letounu a v důsledku omezení využitelného tahu motoru se maximální rychlost vodorovného letu snižuje. Ve výšce nad  $14.000$  m v důsledku zvětšování úhlu náběhu, se kterým se úměrně zvyšuje koeficient čelního odporu letounu, maximální rychlost vodorovného letu se snižuje.

MAXIMÁLNÍ RYCHLOSTI LETOUNU V HORIZONTÁLNÍM LETU PŘI FORSÁŽNÍM REŽIMU CHODU MOTORU



## 9. Let do výšky praktického dostupu letounu.

Praktický dostup je maximální výška praktického bojového použití letadla.

S plným forsážním režimem je praktický dostup letounu MiG-21U ve standardních teplotních podmínkách 18.000 až 18.500 m.

Pilot na tyto lety musí použít kompenzační oděv VKK a utěsněnou přilbu.

Až do nastoupení výšky HNT 13.000 m je činnost při letu na praktický dostup totožná s činností tak, jak byla rozebrána při letu s maximální přípustnou rychlostí.

Ve výšce HNT 13.000 m ve vodorovném letu zrychlovat letoun do čísla  $M = 1,8 - 1,85$ .

Při stálém čísle  $M = 1,8 - 1,85$  stoupat do praktického dostupu letounu.

Praktický dostup ukončit :

- po splnění úkolu (po dosažení stanovené výšky);
- při zbytku paliva 800 litrů (nebo podle nařízení);
- po prolétnutí stanoveného úseku tratě;
- při vzniku některého ze zvláštních případů za letu;
- na povel VS (ŘL).

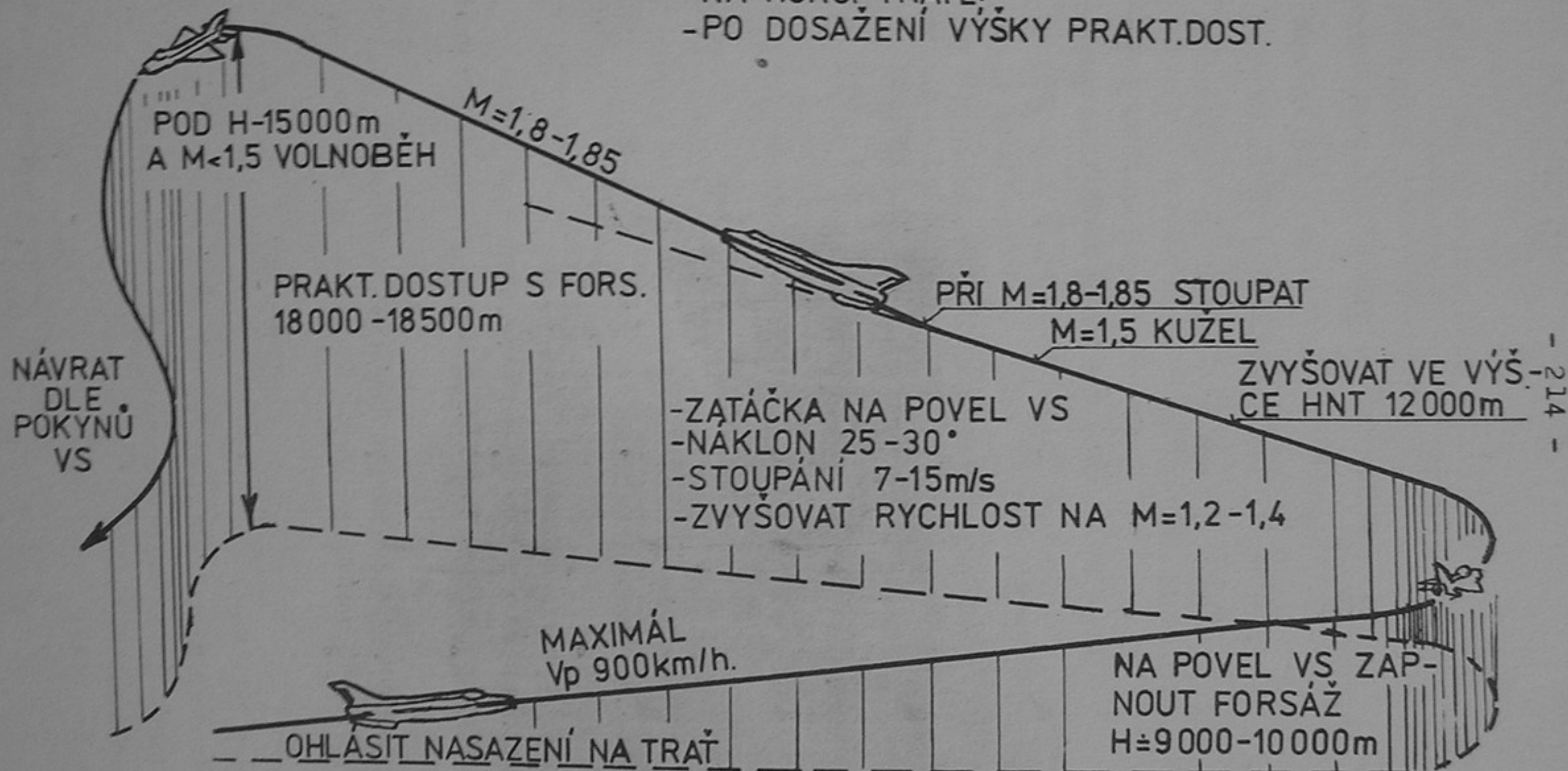
V průběhu letu periodicky kontrolovat :

- zbytek paliva;
- správnou funkci kužele;
- motorové přístroje (otáčky, TVP, tlak oleje);
- signalizační tabla;
- stav kyslíku.

# LET DO PRAKT. DOSTUPU

DO H-15000m KLESAT  
NA „MAXIMÁL“

PŘERUŠIT ÚKOL:- PŘI URČENÉM ZBYTKU PALIVA  
- NA KONCI TRATĚ,  
- PO DOSAŽENÍ VÝŠKY PRAKT.DOST.



Po ukončení úkolu vypnout forsáž přesunutím POM do polohy "MAXIMÁL".  
Otočit letoun do kursu podle povelů VS (nebo na VPRS).  
S maximálním režimem chodu motoru klesat do výšky 15.000 m.  
Ve výšce pod 15.000 m při  $M < 1,5$  seškrtnit motor k zážce volnoběhu.

Další činnost je stejná jako při klesání z letu do maximální přístrojové rychlosti a čísla M.

POZNÁMKA :

- Překračovat rychlost zvuku a létat v oblasti  $M > 1$  lze při těchto minimálních výškách :
- ve stoupání HNT 11.000 m,
  - ve vodorovném letu HNT 12.000 m,
  - při klesání HNT 13.000 m.

## 10. Lety v přízemních a malých výškách.

Létání v přízemních a malých výškách je v současné době jedním z nejdůležitějších druhů výcviku. Vyplývá to z toho, že nepřátelští taktičtí stíhači a některé bezpilotní prostředky budou plnit bojové úkoly ve většině případů v těchto výškách. Také činnost vl. stíhačů proti PC a překonávání nepřátelské PVO je nemyšlitelné bez působení v přízemních a malých výškách a při velkých rychlostech letu.

Lety v přízemních a malých výškách mají tyto zvláštnosti :

- Zvýšené nervové, psychické napětí a únava letové osádky, což je vyvoláno blízkostí země;
- zmenšení vzdálenosti zjištění pozemních orientačních bodů a doby jejich pozorování, a rovněž omezené možnosti využití letové mapy k navigaci v malých a přízemních výškách. V těchto výškách se používá autonomních prostředků navigace spolu se srovnávací orientací. Pilot musí znát charakteristické orientační body na trati letu, přesně dodržovat kurs a dobu letu;
- omezení manévrovacích možností letadla, zvláště ve skupinovém letu;
- omezení dosahu pojítek a prostředků RTZ (dosah RSIU je 20 až 25 km, ARK - 100 až 110 km);
- zvýšení kilometrové spotřeby paliva;
- výška letu se zjišťuje a udržuje zrakem s kontrolou podle barometrického výškoměru (nelze použít při letech v přízemních výškách);
- pilot musí za letu pečlivě sledovat přední polosféru, aby se mohl včas vyhnout terenním útvarům, překážkám a zabránit srážkám s ptáky.



POZNÁMKA :

Při letu v prostoru ve výšce 100 až 200 m musí pilot hlavní pozornost věnovat vizuálnímu dodržování výšky letu a nepřipouštět zvětšení náklonu nad  $30^{\circ}$ , poněvadž i malé chyby mohou způsobit nebezpečnou ztrátu výšky.

Metodika výcviku v přízemních a malých výškách.

Za rozhodující kritéria pro plánování výcviku brát hodnocení pilota v kázni, ostražitosti za letu, schopnosti soustředění a přenášení pozornosti, v orientaci a využívání prostředků RTZ.

Pilotování letounu v prostoru.

Před letem do prostoru je třeba prostudovat zvláštnosti pilotáže letounu v malé výšce, způsob dodržování výšky a způsob orientace, opravy chyb výškoměru v závislosti na rychlosti letu, postup plnění úkolu. Dále musí znát překážky v prostoru pro létání v malé výšce. Do prostoru letět podle stanoveného schématu s dodržáním kursu, času a výšky s kontrolou podle pozemních orientačních bodů.

Vzhledem k malé výšce je kontrola letounu velitelským stanovištěm v prostoru nestálá. Proto nabývá na významu přesná vizuální orientace pilota, spolehlivé spojení se zaměřovačem a spolehlivá funkce ARK.

POZNÁMKA :

Let v blízkosti země vyžaduje takové vyvážení letounu, aby při odpoutání pozornosti pilota od pilotáže měl letoun snahu stoupat.

### Zatáčky.

Technika pilotování letounu v zatáčkách v malých výškách se neliší od zatáček ve středních výškách.

Při zatáčkách v přízemních výškách musí pilot pečlivě sledovat výšku vizuálně (výškoměr nelze použít, v některých případech ukazuje i zápornou hodnotu).

### Rozhon a brzdění.

Ve výšce 100 - 200 m procvičit rozhon do  $V_{př}$  - 1.000 km/h a brzdění (snížením otáček a vysunutím vzdušných brzd). Výšku letu kontrolovat vizuálně, neboť s růstem rychlosti letu ukazuje barometrický výškoměr neustále změnu výšky.

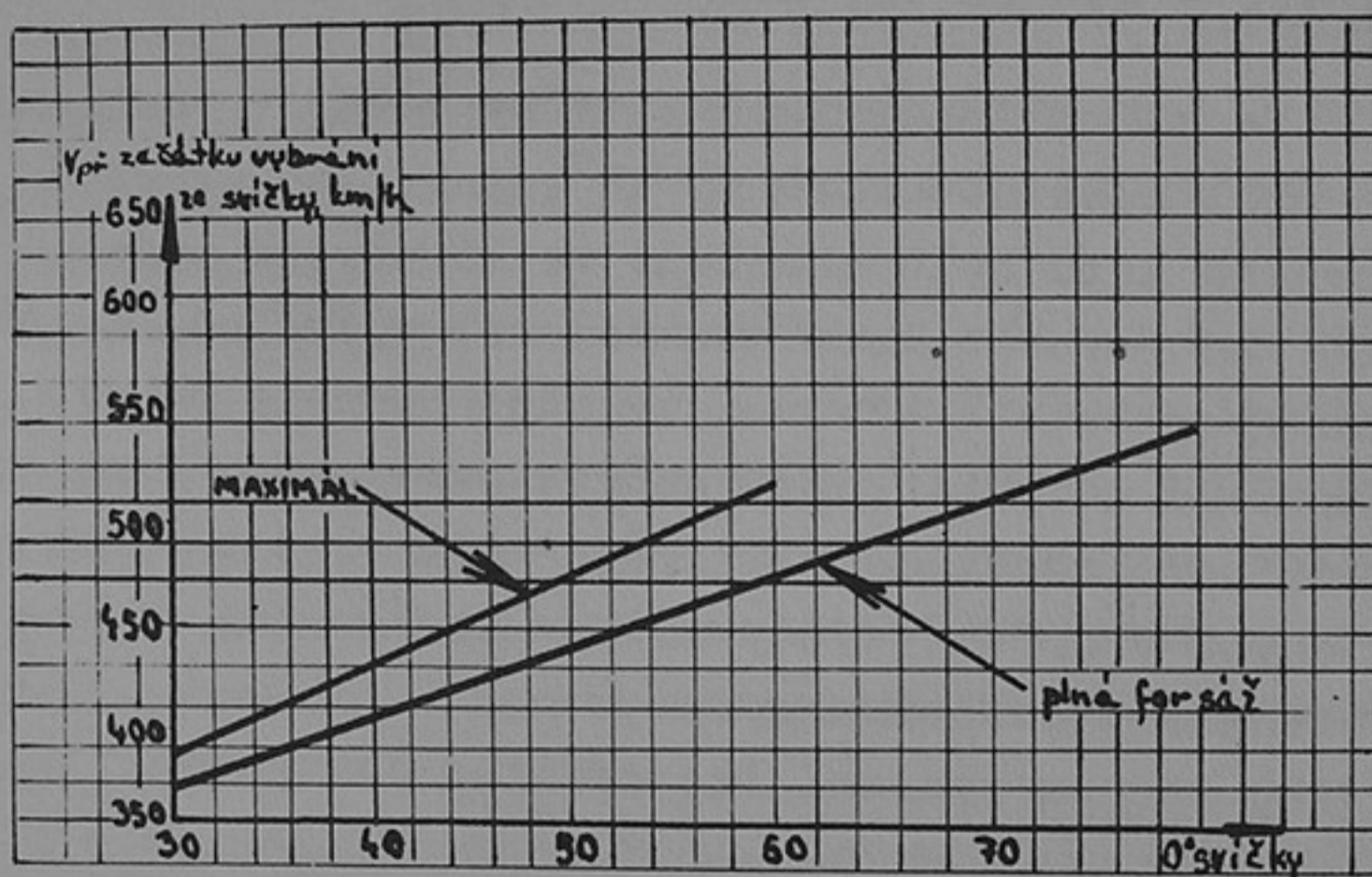
Při snižování rychlosti vzniká slabý stoupavý moment letounu, který se vylučuje povolením řídicí páky.

Jakmile se pilot dostatečně seznámil s chováním letounu při rozhonu a brzdění, může procvičovat vzestupné cviky.

### Svíčka a bojová zatáčka.

Způsob pilotování letadla při těchto obratech je stejný jako ve středních výškách. Je třeba si pouze pamatovat, že výšku letu před přechodem do vertikálních cviků kontroluje pilot vizuálně, v průběhu přechodu přenášší pohled na přístroje a podle nich si upravuje stanovený režim letu. Svíčky procvičovat z výšek 100 - 200m, při maximálním režimu chodu motoru s rychlostí vchodu, která nepřevyšuje maximálně přípustnou rychlost. Svíčky procvičovat do maximálního úhlu stoupání  $45^{\circ}$ . Letoun ze svíčky s úhlem  $30 - 40^{\circ}$  vybírat zatáčkou, s úhlem  $45^{\circ}$

dvěma půlvýkruty. Přístrojová rychlost v začátku vybrání je stanovena grafem.



Pro vybrání letounu zatáčkou je nutné koordinované vychýlení řídicí páky a pedálů se současným spuštěním přídě na horizont a vybráním ze zatáčky.

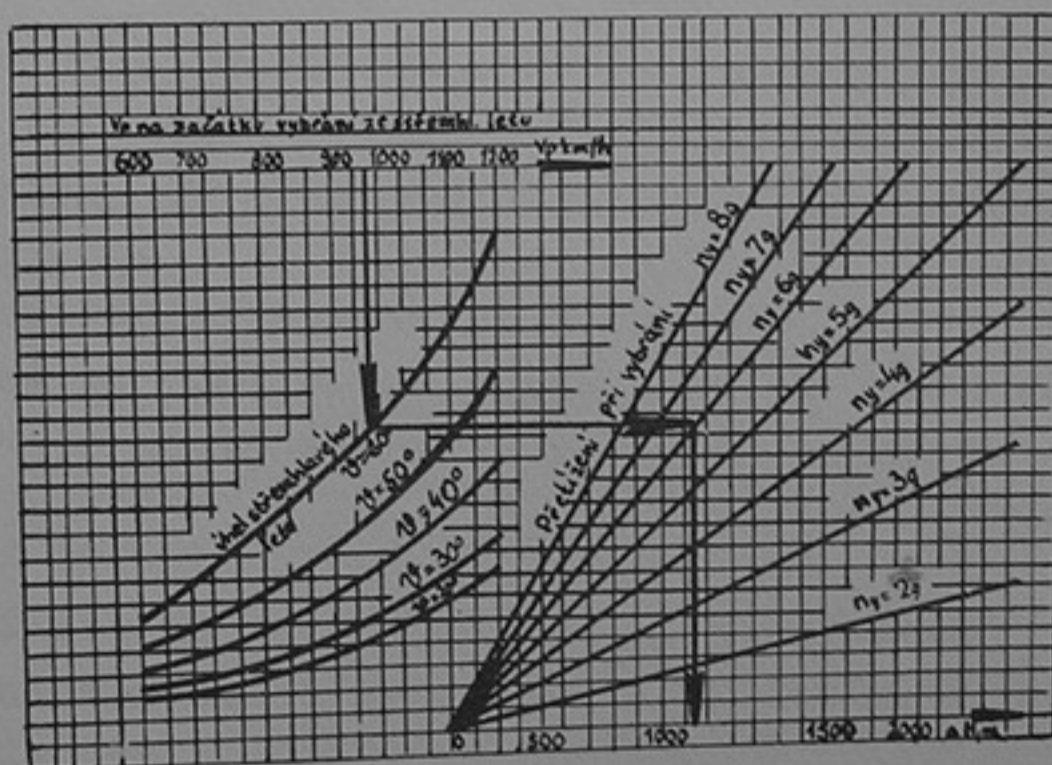
Dvěma půlvýkruty se vybírá letoun ze svičky tak, že se otáčí kolem podélné osy o  $180^{\circ}$  se současným spuštěním přídě na horizont s následujícím otočením znovu o  $180^{\circ}$ .

Zisk výšky za svičku závisí na rychlosti vchodu, na úhlu svičky a na režimu chodu motoru.

### Střemhlavý let.

Střemhlavé lety procvičovat s úhly do  $45^\circ$ .  
Vchod do střemhlavého letu z výšky 3.500 m a menší zatačkou při rychlosti  $V_{př} = 450$  až 500 km/h, a z výšek větších než 3.500 m zvratem nebo polozvratem při rychlosti  $V_{př} = 450$  až 550 km/h.

Ve střemhlavém letu-z výšky 1.000 m postupně zmenšovat úhel klesání na  $10$  až  $15^\circ$ , tak, aby vybrání do vodorovného letu bylo ukončeno ve stanovené výšce. Vybrání do vodorovného letu kontrolovat vizuálně, neboť zvyšováním rychlosti v klesání se mění hodnota oprav údajů výškoměru a ty si pilot nemůže pamatovat. Mimo to, soustředění pozornosti na přístroje může v této výšce způsobit chyby v určení výšky vlivem zpoždování reakce očí při přenesení pohledu na zem. Ztrátu výšky během vybrání lze určit z nomogramu:



Zvraty procvičovat z výšky větší než 3.500 m s  $V_{př}$  vchodu = 450 až 550 km/h.  
Přemety - zakončit překrutm, je-li na zádech menší výška než 3.500 m.

### Zvláštnosti letu po trati v malé výšce:

- Omezení možnosti využití radiotechnických prostředků k navigaci vzhledem k jejich malému dosahu.
- Navigace se uskutečňuje hlavně pomocí vizuální orientace s využitím radiotechnických prostředků v rámci jejich dosahu.
- K úspěšnému vedení vizuální orientace pilot musí stále znát svoji polohu (alespoň přibližně), což mu umožňuje upřesňovat ji vyhledáváním dříve zvolených orientačních bodů.
- Pilot musí přesně dodržovat kurs, rychlost a měřit dobu letu od posledního poznaného bodu na trati.
- V malé výšce je omezena možnost použití mapy. Přesná poloha letounu se proto zpravidla neurčuje podle mapy (jejím srovnáním s terénem), ale podle dříve zvolených charakteristických orientačních bodů, které pilot musí znát z paměti.
- Let s vizuální kontrolou polohy se může uskutečňovat podle řady orientačních bodů, jestliže pilot vidí z jednoho na bod následující, nebo podle orientační čáry, je-li její směr souhlasný se směrem plánované tratě.
- Při letu v malé výšce je omezena viditelnost terénu, následkem čehož pilot může vidět orientační body jen v úzkém pásmu při příletu k nim na malou vzdálenost.
- Viditelnost orientačních bodů závisí do značné míry na charakteru terénu, protože i nevelké svahy mohou vytvářet nepřehledné prostory.
- Při takto omezené viditelnosti má pilot velmi krátký čas k rozpoznání orientačních bodů.
- Při přípravě k letu je třeba vycházet z toho, že se způsob navigace v malých výškách provádí hlavně vizuálně.

Při přípravě k letu traťové úseky označovat u charakteristických orientačních bodů, podle nichž pilot předpokládá kontrolovat dobu letu po trati.

Na mapě musí být označeny překážky a převýšení pro zajištění bezpečnosti letu i pro jejich využití k vizuální orientaci. Zvláštní pozornost je třeba věnovat studiu typických znaků orientačních bodů, podle nichž jsou snadno rozeznatelné a při letu v malé výšce (vysoké stavby, charakteristická panoráma, vzájemné rozložení a pod.).

V závěru studia reliéfu terénu musí být určena bezpečná výška letu pro každý úsek tratě a pro celý let.

V průběhu přípravy k letu po trati je třeba také určit, které radiotechnické prostředky mohou být při letu v malé výšce využity a postup jejich použití.

Při letu v malých výškách je vyšší spotřeba paliva a proto při přípravě k letu si pilot musí připravit údaje pro kontrolu spotřeby paliva při stanoveném režimu i pro případ jeho změny.

Průlet nad výchozím bodem tratě musí být kursem vypočítaným již na zemi. Opravovat trať letu je účelné nad charakteristickými orientačními body. Letoun mít po trati vyvážen tak, aby ve vodorovném letu bylo třeba na řídicí páku mírně tlačit. V okamžiku odpoutání pozornosti od sledování země lehce uvolnit tlak na řídicí páku.

V případě nevyhovujícího počasí při letu po trati nevlétat do oblaků, neklesat pod oblaky, ale zásadně stoupat (pokud možno mimo oblaky). Vzniklou situaci ohlásit a přerušit plnění úkolu.

### Lety ve dvojici.

Lety ve dvojici v malých výškách mají řadu zvláštností. Při těchto letech věnuje vedoucí dvojice hlavní pozornost dodržování stanovené výšky, kterou dodržuje vizuálně tak, jako při samostatném letu. Vedený udržuje určenou bojovou sestavu.

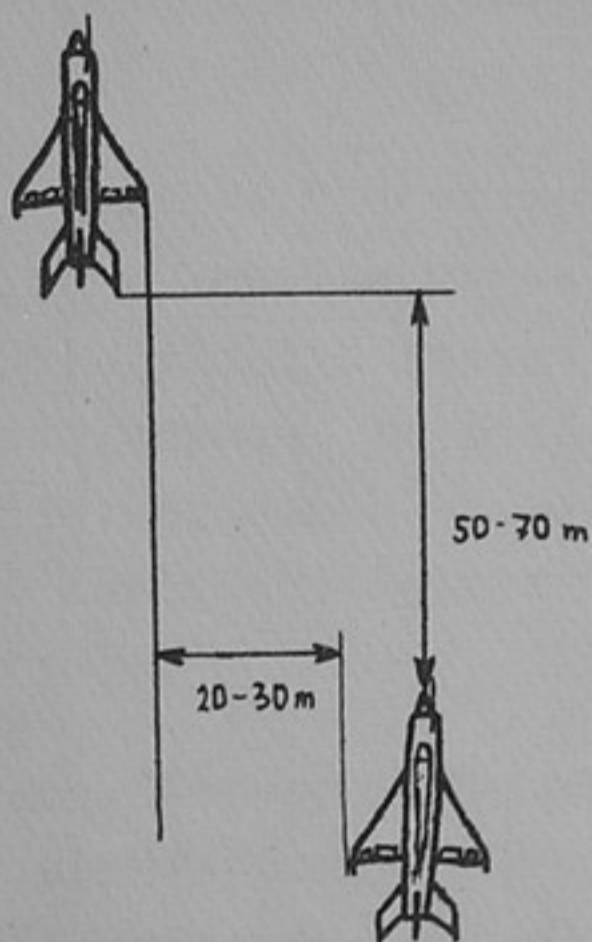
Při letu v malé výšce se bojové sestavy prakticky neliší od bojových sestav pro střední a velké výšky s vyloučením možnosti, aby vedený byl níž než vedoucí, t.zn., že ve všech případech má vedený převýšení, které závisí na vzdálenosti od vedoucího. Při vzdálenosti 100 až 200 m musí mít vedený převýšení 10 až 15 m.

Při přeskupování sestavy "stupňovitě" musí mít vedený nad vedoucím převýšení. Na druhou stranu od vedoucího musí přecházet bez náklonu, pouze vyšlápnutím směrového kormidla. Např. při přeskupování ze sestavy "stupňovitě vlevo" do "stupňovitě vpravo" vedený vyšlápne (mírně)pravý pedál směrového kormidla a současně vychýlením řídicí páky udržuje letoun bez pravého náklonu. Letoun se začíná přesouvat zleva doprava. Jakmile mine linii kursu vedoucího, vyšlápne vedený levý pedál a řídicí pákou udržuje letoun bez levého náklonu. Setrvačností letoun přejde vpravo od vedoucího. Jestliže bude úhel pozorování vedoucího menší než je stanoveno, zvětší vedený výše uvedeným postupem rozestup (úhel pozorování vedoucího).

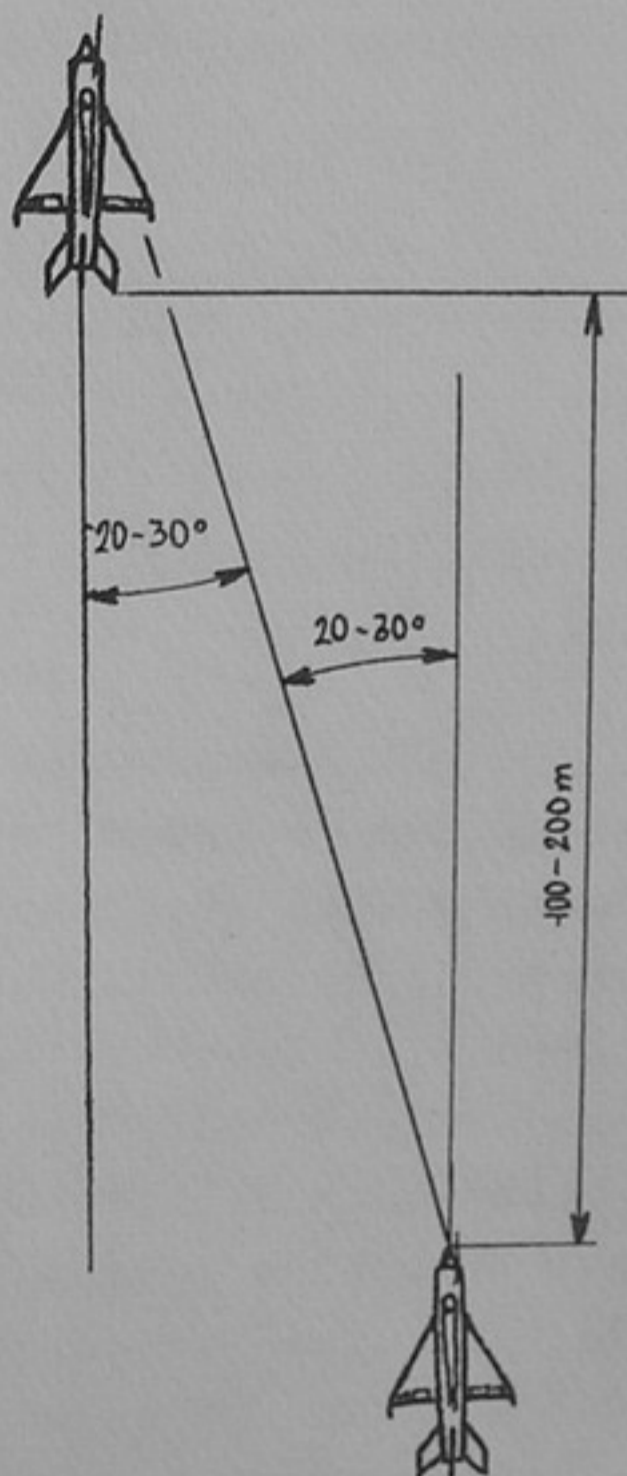
### Manévrování ve dvojici.

Vedoucí v malých výškách volí zpravidla směr zatáčky tak, aby vedený byl na vnější straně. Při zakrytí vedoucího vedený točí zatáčku od vedoucího se současným stoupáním a situaci ohlásí rádiem.

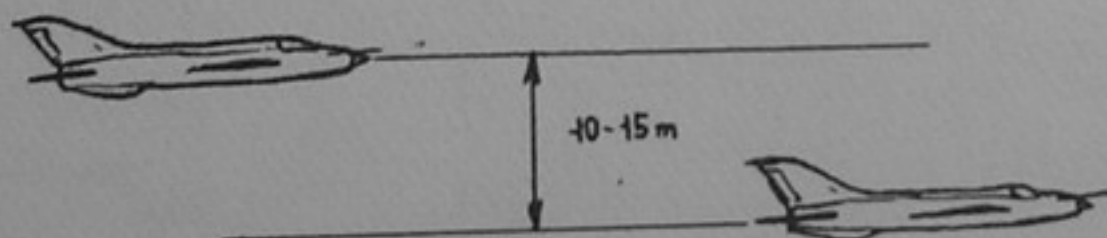
SEVŘENÁ BOJOVÁ SESTAVA  
V MALÉ VÝŠCE



ROZEVŘENÁ BOJOVÁ SESTAVA  
V MALÉ VÝŠCE



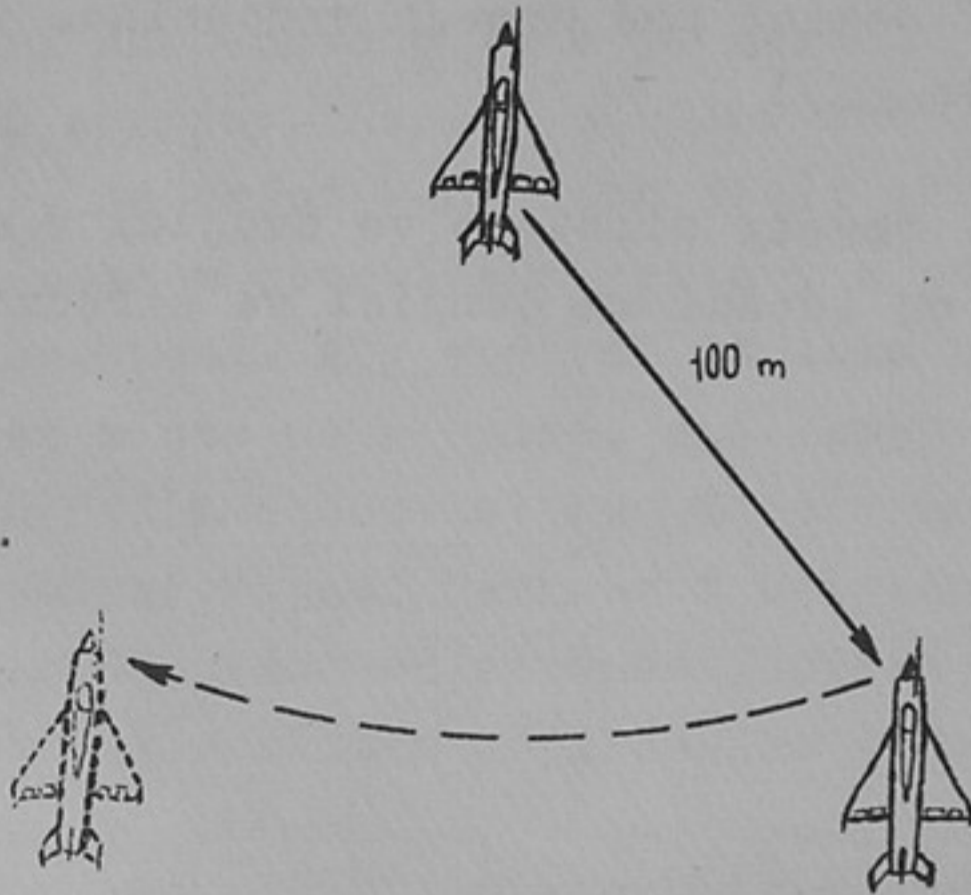
PŘEVŮŠENÍ VEDENÉHO V MALÉ VÝŠCE



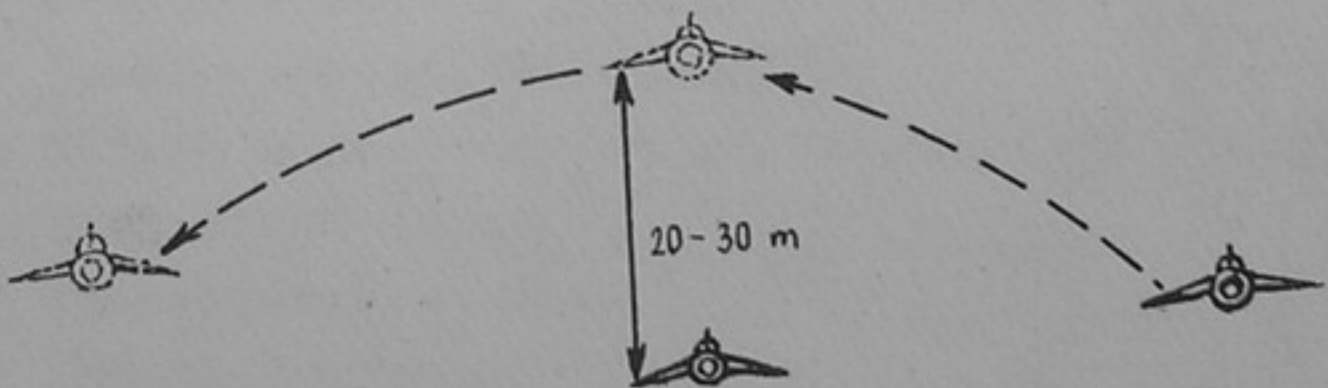


# PŘESKUPOVÁNÍ V MALÉ VÝŠCE

1. V SEVRĚNÉ BOJOVÉ SESTAVĚ ZVĚTŠIT VZDÁLENOST



2. ZVĚTŠIT VÝŠKU



3. STÁLE SLEDOVAT VEDOUCÍHO

Střemhlavý let ve dvojici vybírat tak, aby pod výškou 600 m byl úhel střemhlavého letu max.  $15^{\circ}$ . Vedoucí vybírá letoun plynule, aby u vedeného nedošlo při prudkém vybírání k prosednutí letounu. Vedený se při vybírání nesmí dostat pod úroveň vedoucího. (Musí udržet stálé převýšení.)

Ostatní obraty pilotáže ve dvojici v malých výškách se neliší od létání ve dvojici ve středních výškách.

## 11. Skupinové lety .

-----

Skupinová slétanost v bojových sestavách je jedním ze složitých prvků výcviku pilota. Úroveň splnění skupinového letu je závislá na přípravě všech pilotů skupiny. Úspěch skupinového letu závisí do značné míry na umění vedoucího řídit skupinu při letu a na podrobném procvičení sestavy a posloupnosti všech prvků na zemi. Aby vedoucí za letu umožnil vedeným dodržet místo ve skupině, musí správně stanovit režim letu a režim chodu motoru. Otáčky motoru měnit plynule, prudkými evolucionemi neohrozit bezpečnost letu, správně vyhodnotit vzdušnou situaci. Rozkazy dávat včas, jasně a krátce s použitím příslušného indexu.

Vedení piloti musí přesně znát zvláštnosti letu na různých režimech, rychlostech i výškách.

V předběžné přípravě musí být rozebrány tyto otázky :

- Způsob korespondence a pořadí spuštění motorů.
- Způsob vyjíždění ze stanoviště a bezpečné vzdálenosti při pojíždění.
- Způsob vzletu a jeho zvláštnosti.
- Způsob shromáždění skupiny.
- Způsob a posloupnost pilotování při nácviku jednotlivých prvků letu.
- Způsob přeskupování.
- Způsob návratu.
- Způsob zařazení do okruhu, rozchodu a způsob přistávání.
- Činnost pilota při řešení zvláštních případů za letu a při ztrátě vedoucího.

### Lety ve dvojici.

Během výcviku létání ve dvojici si musí pilot osvojit vzlet jednotlivě i ve dvojici, stoupání,

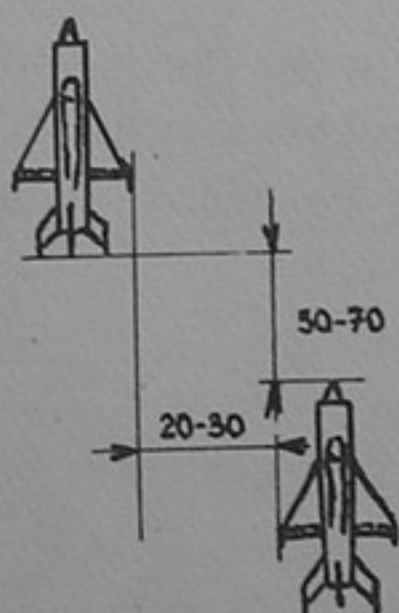
přiřazování a přeskupování, přímočarý let při stálé i proměnlivé rychlosti, střemhlavý let, svíčku, bojové zatáčky, spirálu, klesání a ukončení letu rozchodem na přistání.

Zvláštnosti skupinového letu na letounu MiG-21U :

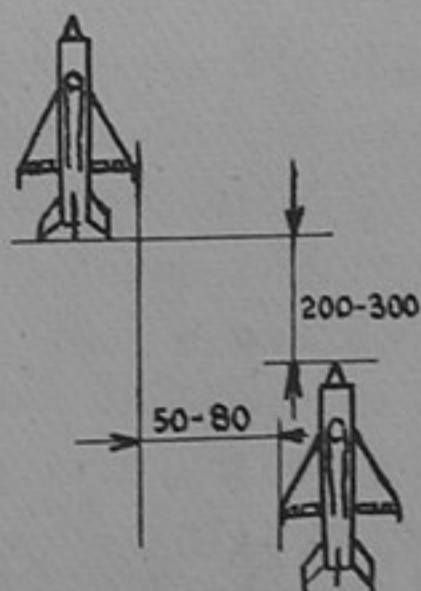
- velká setrvačnost letounu;
- velká ztráta tahu při stažení POM na volnoběh a při otevření trysky;
- dlouhá doba akcelerace z volnoběžného režimu na maximální režim;
- neustálá nutnost vyvažování letounu;
- nižší účinnost vzdušných brzd.

#### Použité sestavy dvojice

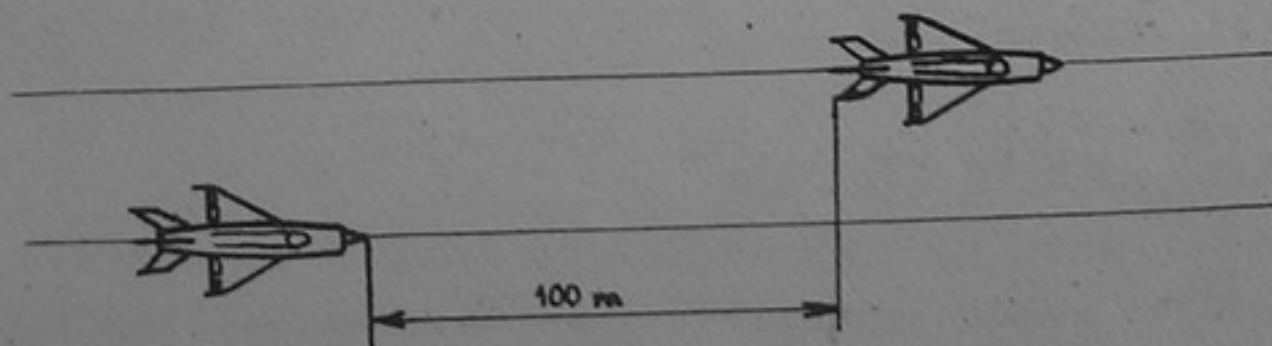
sevrěná



rozevřená



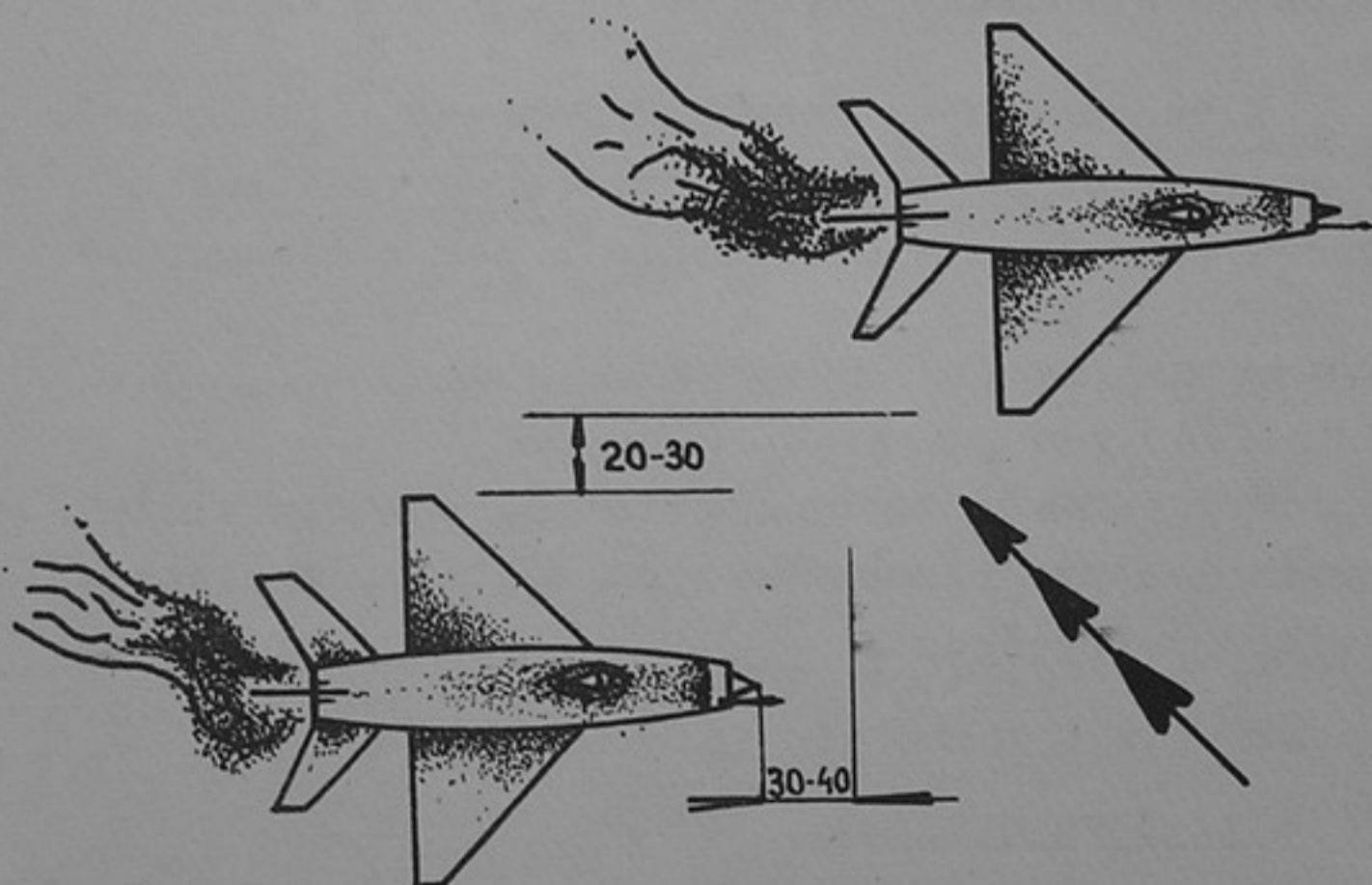
Pojíždění



### Vzlet jednotlivě.

Spuštění motoru a pojíždění ze stanoviště letounu na povel vedoucího skupiny po povolení ŘL. Během pojíždění vedený dodržuje minimální vzdálenost 100 m za vedoucím, aby nedocházelo k nasávání prachu a cizích předmětů zvířených výtokovými plyny vedoucího. Po kontrole letounů na čáře předběžného vzletu žádá vedoucí vstup na dráhu pro skupinu.

Na VPD se letouny rozestaví stupňovitě s rozestupem 20 až 30 m a ve vzdálenosti 30 až 40 m. Směr větru musí být ze strany vedeného.



Po kontrole DÚ oběma piloty na čáře skutečného vzletu, vedený ohlásí "... ke vzletu připraven". Vedoucí vyžádá vzlet jednotlivě. Po povolení vzletu od ŘL zvýší vedoucí otáčky na "MAXIMÁL" a zahajuje rozběh. Jakmile se letoun vedoucího pohne, vedený stopne čas, zvýší otáčky na "MAXIMÁL" a po kontrole chodu motoru a uplynutí stanoveného intervalu, nebo na povel ŘL zahajuje vzlet.

Po vzletu vedený zasune podvozek ve výšce min. 10 až 15 m, kontroluje ARU-3V, ve 100 m zasune vztlakové klapky, světlomet a po kontrole SODu-57 v poloze "NAVEDENÍ HRUBĚ" ohlásí "...zasunut, po vzletu".

Toto hlášení je pokynem pro vedoucího k točení zatáčky s náklonem  $45^{\circ}$  při  $V_{př} = 700$  km/h. Zatáčku dotáčí do opačného kursu než je vzletový. Ve výšce 800 m, není-li stanoveno na předletové přípravě jinak, upraví vodorovný let.

Po uplynutí polovičního intervalu (jaký byl při vzletu), vedený začne točit zatáčku s náklonem  $45^{\circ}$  a stoupá do stanovené výšky při  $V_{př} = 700$  km/h.

K vedoucímu se začne přiřazovat v přímočarém letu, kdy musí nejdříve upravit stanovenou vzdálenost při zvětšeném rozestupu s přenížením a pak zaujmout své místo.

#### POZNÁMKA :

Při přiřazování je třeba počítat se špatnou viditelností letounu vedoucího a dále s tím, že letoun má velkou setrvačnost.

#### Vzlet ve dvojici.

Činnost vedoucího i vedeného je až po ohlášení vedeného "... ke vzletu připraven" stejná jako při vzletu jednotlivě. Vedoucí vyžádá povolení ke vzletu pro dva. Po povolení od ŘL zvyšují oba piloti otáčky motoru na maximální režim a kontrolují chod motoru. Vedený hlásí "... připraven". Vedoucí vydá povel "BRZDA" a na tento povel pustí oba piloti současně brzdovou páku a zahajují rozběh.

Během rozběhu dodržuje vedený pilot **stranový** rozestup v první polovině vzletu pomocí brzd a ve fázi, kdy začíná být účinné směrové kormidlo pomocí něho. V případě, že předlétává vedoucího, nesnižuje otáčky a nevysouvá brzdící štítky. Předlétnutí ohlásí rádiem.

Zvednutí příďového kola zahajuje podle vedoucího. K odpoutání dochází při správné rychlosti, letouny se odpoutávají nezávisle jeden na druhém. Podvozek zasouvat po přechodu do stoupání ve výšce min. 15 m a klapky ve výšce min. 100 m (podle zasunutí klapky vedoucího). Zasunutí světlometu ohlásit.

**POZNÁMKA :**

- Předlétnul-li vedený, zasouvá podvozek později, v okamžiku, kdy vedoucí opět zaujímá své místo v sestavě.
- Pokud se vedený opozdí při vzletu ve skupině, udržuje bezpečný rozestup, aby nevlétl do výtokových plynů. Vedoucímu ohlásí svoji vzdálenost ve skupině a přiřadí se až v přímém směru.
- Pokud se vedený opozdí, nezasouvá podvozek zároveň s vedoucím, ale později v bezpečné výšce min. 10 až 15 m.

Stoupání ve dvojici .

Stoupat v sevřených nebo rozevřených sestavách, při nominálním režimu chodu motoru. Je možné stoupat i při maximálním režimu nebo po získání větších zkušeností i při forsážním režimu.

Pro stoupání s forsážním režimem dá vedoucí povel "...100 %"; na tento povel vedený zvýší otáčky na "MAXIMÁL" a po jeho kontrole ohlásí "... mám 100 %".

Po obdržení tohoto hlášení vedoucí vydá povel "...FORSÁŽ" a na tento pokyn oba piloti zapnou forsáž přesunutím POM do polohy "PLNÁ FORSÁŽ".

K udržení skupiny vedoucí po zapnutí forsáže sníží POM z dorazu plné forsáže a vedený pro udržení skupiny používá regulovatelné forsáže a vzdušných brzd. Když se vedoucí vzdaluje, ohlásí mu "...nestačím!"

#### Přeskupování v sevřené sestavě.

Na povel vedoucího skupiny vedený vysune vzdušné brzdy a zvětší vzdálenost na 100 m se současným přenížením 30 až 40 m a potom koordinovaným pohybem řídicí páky a nožního řízení do strany přeskupení přejde na druhou stranu. Při dvojnásobném rozestupu upraví vzdálenost a potom zmenší rozestup na 20 až 30m. Při přeskupování v rozevřené sestavě musí vedený manévrovat tak, aby nevlétl do úplavu nebo do výtokových plynů vedoucího.

#### Zatáčky do strany vedoucího.

Před zahájením zatáčky upozorní vedoucí povel "....zatáčka doleva, doprava". Vedený sleduje vedoucího a začne podle něho převádět letoun do zatáčky se současným zvýšením otáček motoru a zaujme polohu ve stejné rovině s vedoucím.

V průběhu zatáčky dodržuje nařízenou sestavu koordinovaným pohybem řízení a změnou otáček motoru. Nedoporučuje se používat vzdušných brzd.

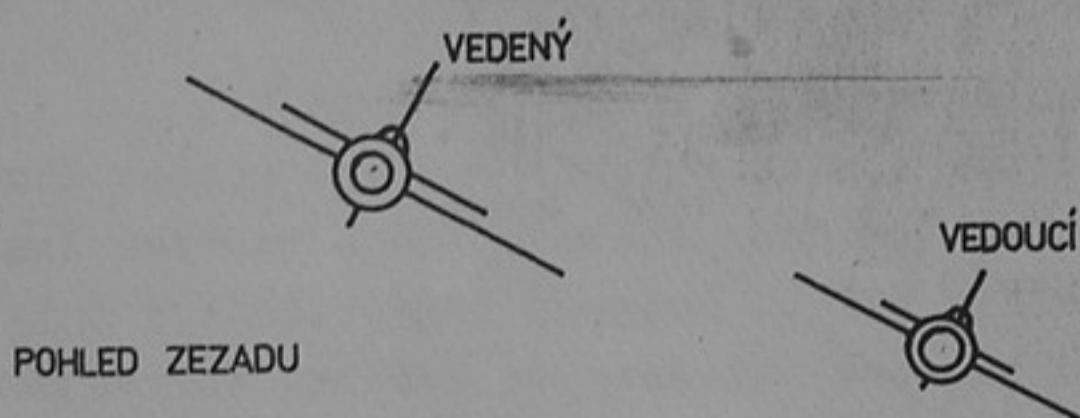
#### POZNÁMKA :

- Na let. MiG-21U lze vysouvat brzdy jen tlačítkem na POM. Manévrování s brzdami je méně citlivé a málo účinné.



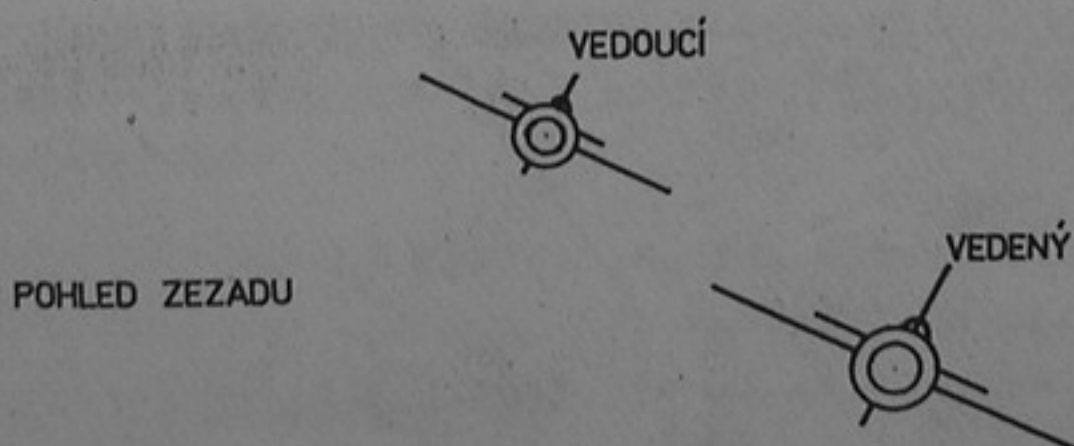
- Ve stejné vodorovné rovině s letounem vedoucího udržuje vedený svůj letoun tak, že zmenšuje nebo zvětšuje úhlovou rychlost točení letounu a mění náklon.

Pro srovnání zatáčky vedoucí vydá povel "... srovnávám". Vedený srovnává letoun podle vedoucího a snižuje podle potřeby otáčky motoru.

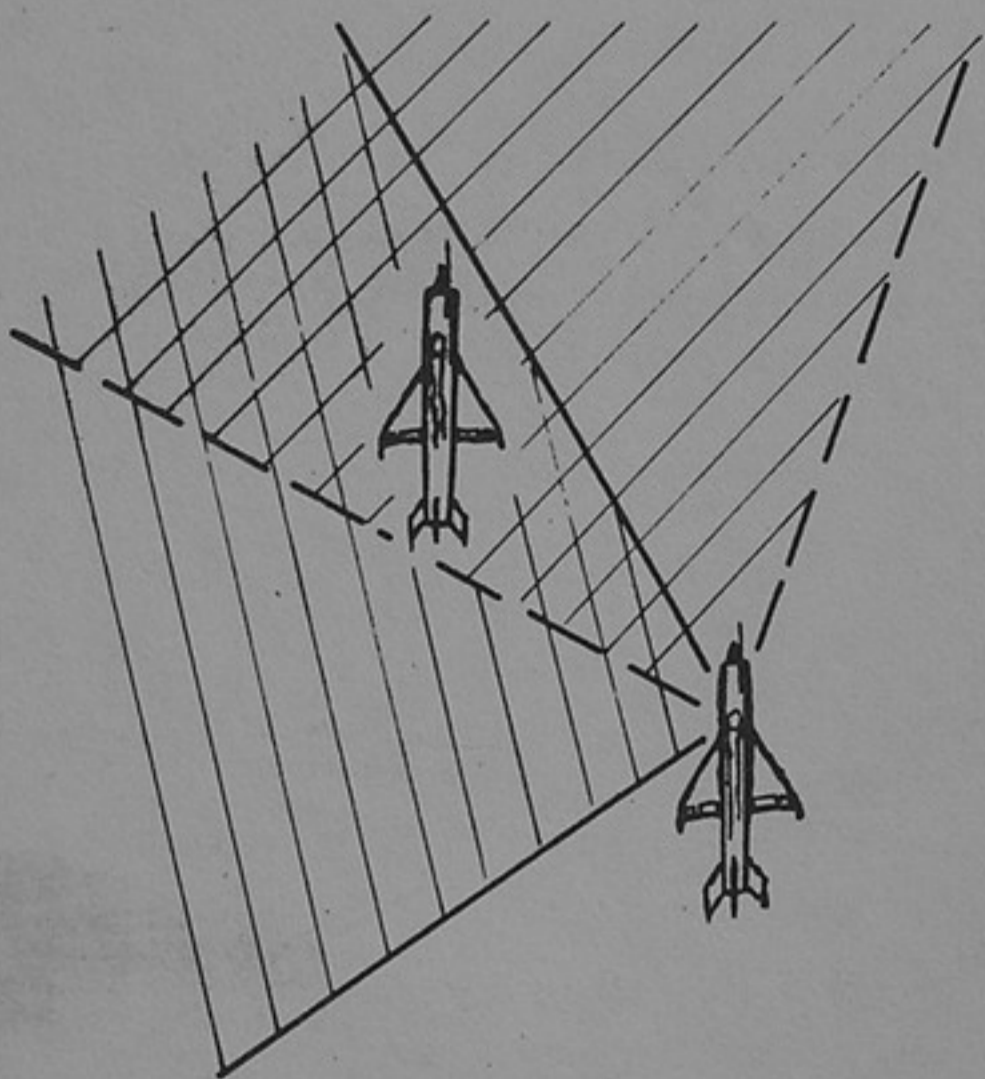


#### Zatáčky do strany vedeného.

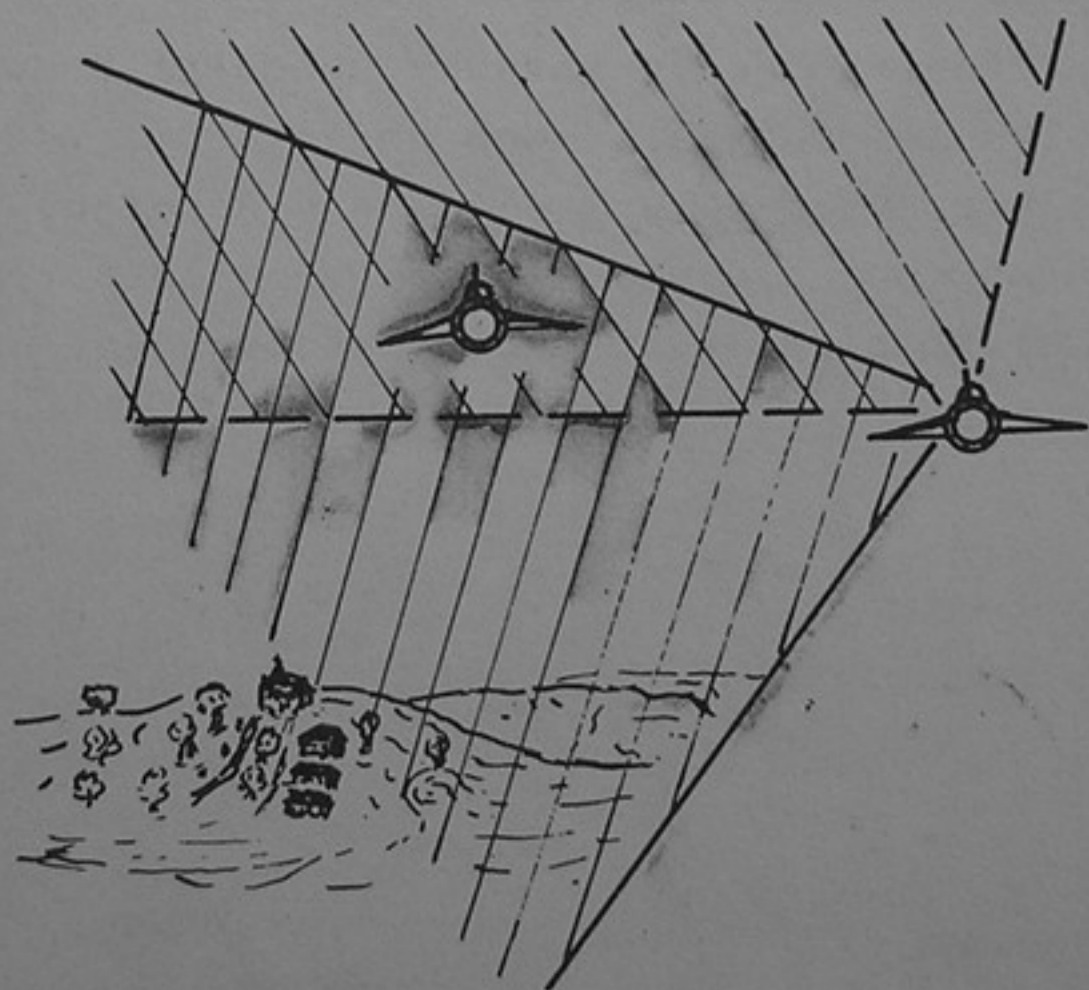
Před zahájením zatáčky upozorní vedoucí povolím a plynule převede letoun do zatáčky. Vedený koordinovaným pohybem řízení sleduje vedoucího, udržuje letoun v jedné rovině s ním a snižuje podle potřeby otáčky. Po srovnání zatáčky musí opět zvyšovat otáčky motoru.



## SLEDOVÁNÍ VEDOUČÍHO A VZDUŠNÉHO PROSTORU



## SLEDOVÁNÍ VEDOUČÍHO A ORIENTACE



Manévrování ve vertikální rovině v sevřených i rozevřených sestavách.

Střemhlavý let s úhly 20 a 30°.

Rychlost vchodu min. 400 km/h ( $V_{př}$ ). Přechod do střemhlavého letu zatáčkou na stranu vedoucího i vedeného. Vedoucí musí pilotovat letoun tak, aby přechod byl plynulý, bez záporných násobků přetížení a otáčky snižovat tak, aby vedený měl zálohu pro udržení skupiny zvyšováním i snižováním tahu motoru. Střemhlavý let vybírat pozvolně, plynulým přitahováním řídicí páky.

Vedený musí dbát na správné dodržení sestavy při vchodu (na vnější straně, aby udržel rovinu točení zatáčky a při klesání nezůstal nad vedoucím; na vnitřní straně, aby v klesání udržel stálé přenížení a při srovnání zatáčky si nezakryl vedoucího), udržovat správné přenížení ve střemhlavém letu a včas vybírat letoun podle vedoucího s plynulým přesunutím POM do potřebného režimu.

Svíčka s úhly 20 a 30°.

Rychlost vchodu je 900 km/h ( $V_{př}$ ). Vedoucí převádí letoun do stoupání s otáčkami maximálně 97 % ( $N_1$ ). Vedený ve svíčce dodržuje nařízenou sestavu (důležité je udržet nařízené přenížení ve stoupání).

Vedoucí při dosažení rychlosti pro vybírání (která je stanovena v závislosti na úhlu stoupání) plynule uvede letoun do zatáčky a postupně jej převádí do vodorovného letu tak, aby se vyvaroval záporným násobkům přetížení.

Vedený koordinovanými pohyby řízení musí udržet správnou sestavu, při vybírání na stranu vedoucího později snižuje otáčky, je-li svíčka vybírána na

stranu vedeného je nutno udržet přenížení v průběhu celé zatáčky a snižovat otáčky v okamžiku začátku vybíráání. Rychlost při přechodu do vodorovného letu musí být minimálně 400 km/h ( $V_{př}$ ).

### Bojová zatáčka.

Zahájit ji z vodorovného letu při  $V_{př} = 900$  až 1.000 km/h ve stanovené výšce po vydání povelu vedenému. Použít maximálního režimu chodu motoru v průběhu celé bojové zatáčky. Maximální náklon je povolen do  $60^{\circ}$  ve 2/3 zatáčky. Při ukončení (vybrání do vodorovného letu) musí být rychlost minimálně 400 km/h ( $V_{př}$ ).

Vedený udržuje stanovený rozestup a vzdálenost, při předlétávání vedoucího snižuje otáčky, zůstává-li pozadu - ohlásí rádiem "...NESTAČÍM".

### POZNÁMKA :

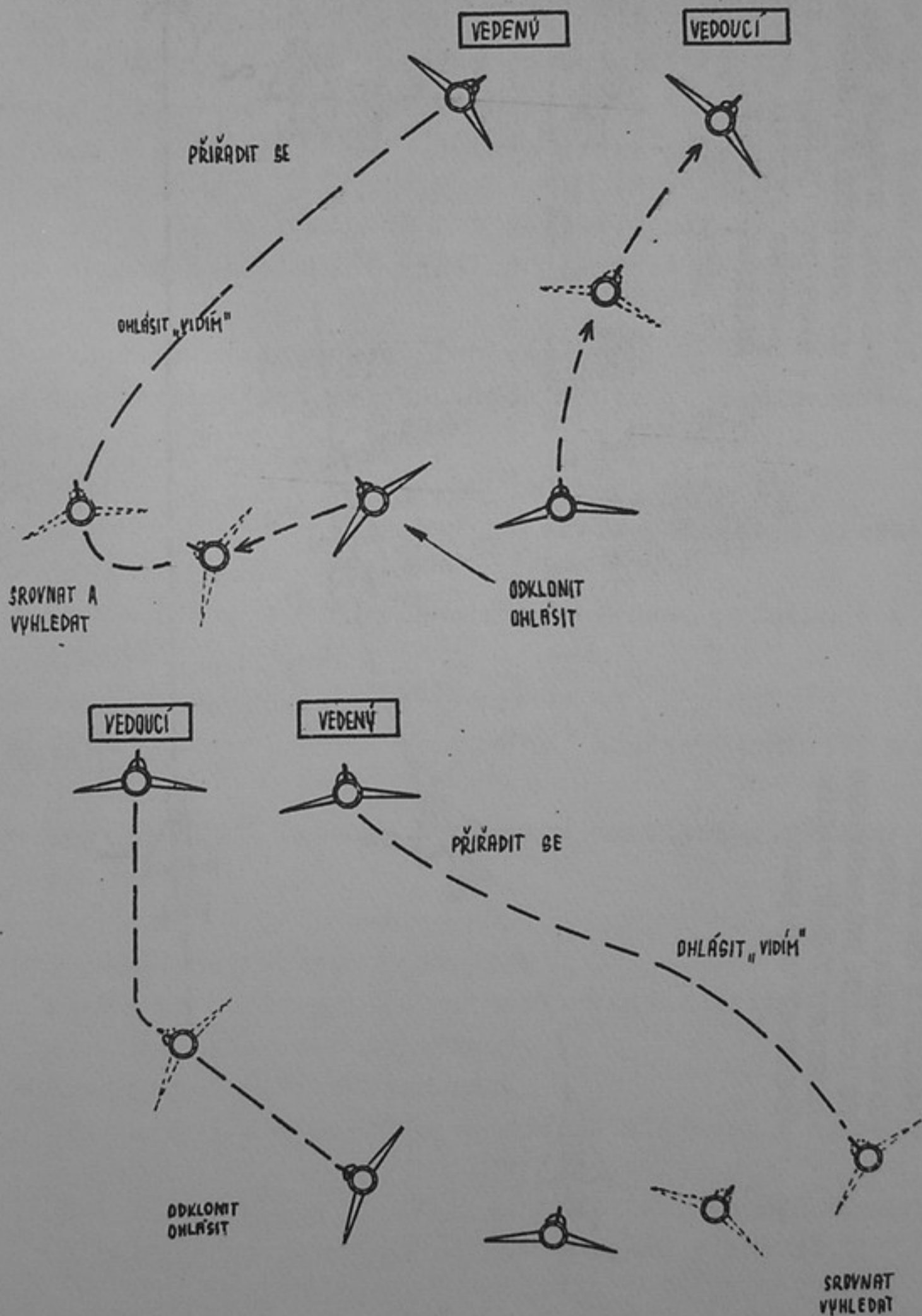
- Vedený je povinen při ztrátě vedoucího na vnitřní straně zvýšit náklon v zatáčce, snižovat otáčky a převádět letoun do vodorovného letu. Ztrátu ohlásit vedoucímu rádiem.
- Na vnější straně - zmenšit náklon, stoupat a ihned ohlásit vedoucímu.
- Vedoucí musí manévrovat rychlostí tak, aby vedený na vnitřní straně měl potřebnou zálohu rychlosti a na vnější straně mohl zvyšovat tah motoru.

### Klesání.

Let ukončit střemhlavým letem nebo spirálou s vysunutými nebo zasunutými brzdícími štítky. Při klesání nesmí vedoucí snižovat otáčky motoru na vzdušný volnoběh.

# ČINNOST PŘI ZTRÁTĚ VEDOUČÍHO

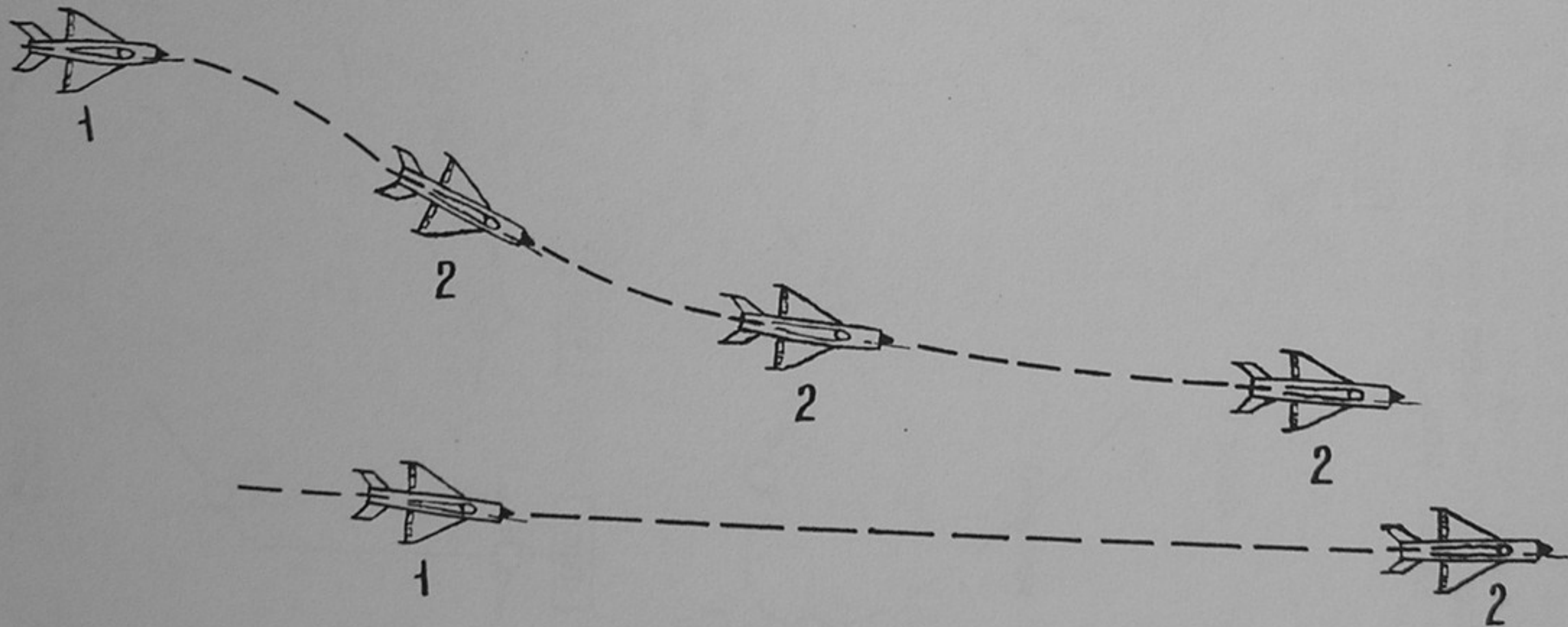
VŽDY ODKLONIT OD VEDOUČÍHO A ZMĚNIT VŠKU SMĚREM DO VOLNÉHO PROSTORU (ZÁLEŽÍ NA MANÉVRU VEDOUČÍHO TĚSNĚ PŘED JEHO ZTRÁTOU), OHLÁŠIT VZNIKLOU SITUACI VEDOUČÍMU



# OPRAVA VELKÉHO ROZESTUPU A VZDÁLENOSTI

- 1, - KOORDINOVANÝM POHYBEM KORMIDEL  
PŘIKLONIT K VEDOUCÍMU  
- ZVÝŠIT OTÁČKY MOTORU  
- PO DOSAŽENÍ DVOJNÁSOBNÉHO  
ROZESTUPU ZMENŠIT NÁKLON  
- ZMENŠOVAT VZDÁLENOST

- 2, - PO DOSAŽENÍ STANOVENÉ VZDÁLENOSTI  
ZMENŠIT OTÁČKY MOTORU  
- PLAVNĚ VYROVNAT LETOUN ABY  
NEVZNIKALY SETRVAČNÉ SÍLY  
- NEPŘIPUSTIT VELKÝ NÁKLON K VEDOUCÍMU  
- JEMNOU PRACÍ S ŘÍZENÍM A OTÁČKAMI  
UPRAVOVAT SPRÁVNOU VZDÁLENOST A  
ROZESTUP



### Rozchod na přistání.

Vedoucí v závislosti na směru přistání nechá přeskupit vedeného do skupiny stupňovitě vpravo nebo vlevo tak, aby byl vždy na vnější straně. Po zařazení do okruhu na určeném místě dá vedoucí povel "...ROZCHOD" a točí zatáčku do bodu třetí zatáčky, vedený pokračuje v přímém letu po dobu 5 sec. a točí zatáčku o  $90^{\circ}$  doprava nebo doleva podle směru okruhu.

Po rozchodu oba piloti dodržují trať letu po okruhu s minimální vzdáleností mezi letouny 4.000 m.

Povinnosti vedeného ve skupině :

- dodržovat místo ve skupině a neustále sledovat vedoucího;
- přiřazovat se k vedoucímu jen v přímém letu;
- pozorně sledovat všechny povely vedoucího a přesně je plnit;
- kontrolovat vzdušný prostor, sledovat přístroje a spotřebu paliva;
- provádět hrubou orientaci;
- hlásit ihned ztrátu vedoucího, současně ohlásit kurs a výšku;
- po vyhledání vedoucího žádat o povolení k přiřazení do skupiny.

Rozdělení pozornosti vedeného :

- sledovat udržování rozestupů , vzdálenosti a přenížení (včas reagovat na změny),
- sledovat povely vedoucího,
- současně s pozorováním vedoucího sledovat i vzdušný prostor,
- za letu se hrubě orientovat a to tak, že při sledování vedoucího je třeba vnímat i terén v pozadí.

Signály při ztrátě spojení ve skupině :

- "KÝVÁNÍ Z KŘÍDLA NA KŘÍDLO" - povel pro sevření skupiny tak, aby vedený viděl zřetelně vedoucího v kabině.
- "PĚST NA UCHO" - nemám spojení.
- "VZTYČENÝ PALEC " - vše v pořádku (otázka i odpověď).
- "RUKA V PĚST, NAZNAČUJÍCÍ POHYB POM" -
- "DOPŘEDU" - přidej otáčky - zvyš rychlost;
- "DOZADU" - sniž otáčky - uber rychlost;
- "POHYB DLANĚ DOPŘEDU" - jdi dopředu (a je-li to několikrát opakováno), převezmi vedoucího;
- "POHYB DLANĚ DOZADU" - jdi dozadu;
- "PALEC DO ÚST" - kolik máš paliva? (odpověď - vztyčené prsty podle stavu paliva - jeden prst = 100 litrů).
- " HŘBET RUKY K PILOTOVI S NÁSLECUJÍCÍM MÁVNUTÍM NA DRUHOU STRANU" - přejdi na druhou stranu
- "PLOCHA DLANĚ K VEDENÉMU PILOTOVI S NÁSLEDUJÍCÍM POHYBEM DLANĚ K NĚMU" - rozevři skupinu



"VYSUNUTÍ PODVOZKU,  
VZTLAKOVÝCH KLAPEK"

- vysuň podvozek, klapky .

"ZKŘÍŽENÍ RUKOU PŘED  
OBLIČEJEM"

- katapultuj se.

"NAD LETIŠTĚM ZAKÝVÁNÍ  
Z KŘÍDLA NA KŘÍDLO  
S NÁSLEDUJÍCÍ ZATÁČKOU  
OD VEDENÉHO "

- rozchod.

## 12. Lety podle přístrojů (zdvojených přístrojů).

Výcviku podle přístrojů na letounu MiG-21U musí předcházet nácviky pilotů na trenažeru TL-8. Během těchto nácviků si musí osvojit řadu návyků potřebných k letu podle přístrojů. O každém přístroji musí pilot přesně znát :

- dělení stupnice,
- rozsah údajů a způsob jejich čtení,
- polohu ručiček při stanovených režimech letu,
- způsob kontroly přístrojů,
- příznaky vysazení přístrojů,
- vzájemnou zaměnitelnost jednotlivých přístrojů.

Základem každého letu podle přístrojů je správné rozdělení pozornosti pilota za letu. Základním přístrojem pro let je umělý horizont. Rozdělení pozornosti na další přístroje je závislé na druhu režimu letu.

Pilotování letounu MiG-21U podle přístrojů je charakterizováno tímto :

- letoun je stabilní, let se vyznačuje hlavně směrovou stabilitou;
- včas neopravené malé chyby způsobí nedodržení režimu letu (velké chyby ve výšce, v průletu určeného bodu a pod.);
- letoun je nutno v každém režimu vyvažovat;
- vzhledem k velkému rozmezí rychlosti dochází k velkým sklonům na umělém horizontu;
- způsob rozdělení pozornosti, zvláště sledování více přístrojů pro kontrolu letu i kontrolu chodu motoru při déle trvajícím letu způsobí pocit únavy.

Na letounu MiG-21U je nutno využívat přístrojů pro kontrolu polohy<sup>V</sup> prostoru i při obratech vyšší pilotáže. Je to i neoptimálnější způsob jak nacvičit vy-

bírání letounu z nezvyklé polohy. Piloti tak získávají důvěru v přístroje.

### Pilotování letadla v zakryté kabině.

Je možné procvičovat za NPP i ZPP. Výška zakrytí kabiny po vzletu a odkrytí kabiny před přistáním je stanovena při přípravě na plánovaný úkol. Záclonka se ovládá pomocí přepínače v kabině instruktora. Pilot v přední kabině v případě nutnosti má možnost odkrýt si záclonku sám přepínačem na levém bočním pultu kabiny. Přizávadě el. ovládání odjistit páčku na pravém závěsu záclonky a kabinku odkrýt rukou.

### Lety podle zdvojených přístrojů.

Pro úspěšné dokončení letu při vysazení letových a navigačních přístrojů je nutné cvičit piloty létání podle zdvojených přístrojů.

Na letounu MiG-21U má instruktor možnost navodit chybné údaje na přístrojích nebo imitovat jejich vysazení.

Imitovat chyby lze na těchto přístrojích :

- rychloměr, částečné i úplné vysazení,
- výškoměr, vysazení,
- variometr, vysazení,
- machmetr, vysazení,
- AGD - vysazení,
- KSI - vysazení,
- ARK - částečné i úplné vysazení.

Činnost při vysazení nebo při nesprávné činnosti jednotlivých přístrojů:

- při vysazení rychloměru - pilotovat letoun podle otáčkoměru,
- při vysazení výškoměru, variometru - pilotovat letoun vizuálně, pro kontrolu režimu letu lze využít UVPD-20, AGD, hranici oblačnosti, přirozený horizont,

- při vysazení AGD - pilotovat podle zatačkoměru, variometru a výškoměru,
- při vysazení KSI - dokončit let využitím ARK a podle povelů VS (ŘP),
- při vysazení ARK - dokončit let pomocí pokynů a rozkazů z VS (ŘP), využít VKV zaměřovač.

### Ztráta prostorové orientace.

Za letu v oblacích, mlze, kouřmu a za temné noci nemůže být proces vnímání prostorové polohy letounu stejný, jako při letu za vidu. Chybí zde nejdůležitější a současně nejjednodušší zdroj informace - pozorování skutečného horizontu. Tento nedostatek se nahrazuje pozorováním letových a navigačních přístrojů. Bez tohoto zdroje se nelze obejít, ať je pro vnímání sebesložitější. Vlastní pocity o rovnováze, směru pohybu celého těla, tíže a pohybu jednotlivých orgánů nezabezpečují možnost vytvořit úplnou a hlavně pravdivou představu o poloze letounu v prostoru.

Nesprávné představy o poloze letounu v prostoru, které se opírají o vlastní smyslové vjemy, nazýváme iluzemi.

Za letu podle přístrojů je nezbytně nutné přístrojům důvěřovat a stále si uvědomovat, že jejich údaje odpovídají skutečnosti. V žádném případě nelze podlehnout vlastním iluzorním pocitům. Všechny možné druhy pohybu letounu v trojrozměrném prostoru a jeho odchylky od daného režimu letu (k nimž vlastně dochází neustále) jsou zpravidla velmi složité, většinou na ně reaguje několik letových a navigačních přístrojů současně. Z toho vyplývá, že o režimu letu a povaze odchylek od něho nelze soudit pouze podle údajů jednoho přístroje. Utvářet si rychle a správně úplnou představu o skutečné poloze letounu v prostoru nelze se naučit

najednou. K tomu je třeba mnoho nácviků a letových zkušeností.

I dobře vycvičený pilot potřebuje při přechodu od letu za vidu k letu podle přístrojů určitý čas, aby, jak se říká, srostl je situací a pak začal pracovat v souladu s ní. Aby si pilot uvědomil dynamiku pohybu a tendence v chování letounu, musí pozorovat určitou krátkou dobu údaje přístrojů. Tuto krátkou dobu potřebuje k tomu, aby si uvědomil povahu změn v údajích přístrojů a odpovídajících jim změn polohy letounu v prostoru. Čím je poloha letounu v prostoru složitější a úroveň přípravy pilota slabší, tím více času bude potřebovat k tomu, aby při přechodu odletu za vidu k letu podle přístrojů "srostl" se situací. Z toho vyplývá jedna velmi důležitá zásada pro létání podle přístrojů:  
- údaje přístrojů je třeba pozorovat nepřetržitě. Střídavě pilotovat letoun podle přístrojů a podle vidu je **n e p ř í p u s t n é !!!**

Všimněme si nyní iluzí, které se musí nutně dostavit, chce-li pilot řídit letoun podle vidu a není-li vidět přirozený horizont. "Bezpečí iluzí spočívá v tom, že pilot jim věří, považuje je za skutečnost a podle toho i reaguje. Jsou různé druhy iluzí. Tak např. pilot může mít nesprávnou představu o rychlosti a směru otáčení. K tomuto jevu může dojít, jestliže letoun vyšel z pravé zatáčky. Na pilota může tato změna režimu letu působit tak, že u něho vznikne dojem, že letoun přešel do levé zatáčky a bude si počínat tak, jako by letoun byl skutečně v levé zatáčce. Tak dochází ke ztrátě prostorové orientace, která může vyvolat havarijní situaci.

Vybrat letoun při ztrátě prostorové orientace do normálního letu je možné jen podle přístrojů.

Nejdříve je třeba si ujasnit, co se vlastně s letounem děje, zda přešel do spirály, zda stoupá či klesá a pod. To se dá určit podle souhrnu údajů přístrojů, zejména podle umělého horizontu. Pak odstranit náklon a převést letoun ze zatáčky do přímého letu.

#### POZNÁMKA :

Pilot se musí při vybírání letounu do normální polohy řídit nejen podle údajů umělého horizontu, ale i podle zatáčkoměru a sklonoměru.

Jestliže pilot převedl letoun z náklonu a zatáčky do přímočarého letu, musí jej ještě převést do vodorovného letu, což již není tak obtížné. Sledováním rychlosti a výšky buď přitahovat, nebo povolovat řídicí páku tak, aby podle údajů umělého horizontu výškoměru a variometru upravit požadovaný režim letu.

Při letu podle přístrojů se má přecházet k pilotování podle vidu postupně. Pilot může k ní přejít jedině tehdy, když se bezpečně přesvědčí, že přirozený horizont je spolehlivě vidět.

Dříve než pilot vlétne do oblačnosti nebo zhoršuje-li se dohlednost, musí prověřit činnost pilotových a navigačních přístrojů a ihned přejít na let podle nich.

Není-li pilot vycvičen v létání podle přístrojů, nesmí do mraků nebo do prostoru, v němž jsou ztížené povětrnostní podmínky vlétat.

Metodicky správně organizovaná tělovýchova, správná organizace práce a odpočinku pilotů a systematický výcvik v létání podle přístrojů na trenažerech a v zatemněných kabinách cvičně bojových letounů značně snižuje pravděpodobnost vzniku nebezpečných iluzí.

Především si však musí každý pilot vštípit do vědomí, že je nutné věřit přístrojům a nespoléhat se na své pocity, které zpravidla vzbuzují klamné představy o poloze a pohybu letounu.

Pravděpodobnost vzniku iluzí za letu je tím menší, čím větší zkušenosti pilot získal v létání podle přístrojů a za skutečných ztížených povětrnostních podmínek. Po dlouhých přestávkách v létání podle přístrojů a při nedostatku návyků na trenažerech se projevuje tendence ke vzniku iluzí i u zkušených pilotů, Vznik iluze podporuje i únava, zhoršení celkového zdravotního stavu a nejrůznější narušení režimu stravování a odpočinku. Piloti, u nichž se iluze vyskytují často, nebo vzhledem ke svým individuálním vlastnostem se dosud nezbavili nadměrného vypětí za letu, musí být proto pod zvláštním dohledem lékaře.

V případě, že pilot zpozoruje první příznaky iluzí a neztratil ještě prostorovou orientaci, doporučuje se vylétnout co nejdříve z mraků. Jakmile uvidí přirozený horizont, iluze zmizí.

#### Jaká bude činnost pilota při trvajícím iluzi ?

Jedním z prostředků boje proti iluzi je odpoutání pozornosti pilota od mimovolného soustředění na vlastní pocity a přenesení pozornosti na určitou uvědomělou činnost.

Doporučuje se :

- navázat rádiové spojení;
- potřesení hlavou;
- změnit polohu těla, předklonit se;
- napnout všechny svaly;
- naklonit letoun proti domnělému náklonu a znovu jej srovnat.

13. Lety za ztížených povětrnostních podmínek.  
-----

Lety za ZPP, po systému OSP (RSP):

Převzetí letounu od technika a jeho prohlídka před letem za ZPP se neliší od převzetí letounu za normálních povětrnostních podmínek.

Pilot kromě nařízených postupů musí zkontrolovat :

- doplnění protinámrazového systému kapalinou;
- funkci vyhřívání hlavní a nouzové PVD.

POZNÁMKA :

- Funkce protinámrazového zařízení v kabině se neprověřuje, protože vystříknutím líhu na potah letounu dochází k poškození laku.
- Funkci vyhřívání hlavní a záložní PVD zkontroluje technik letounu po zapnutí vnějšího zdroje a přepnutí přepínačů pro ohřev.
- Při letech za ZPP je zvláště důležité zaměřit se na správné nastavení barometrického výškoměru na nulu a zkontrolovat, zda souhlasí tlak (QFE).
- Zaměřit se na správnou činnost AGD (musí být zapnutý před vzletem nejméně 3 až 4 minuty).
- Před pojížděním sesouhlasit KSI, nastavit správný přistávací kurs.
- Pracují-li palubní nebo letištní radiotechnické prostředky neustáleně, je vzlet za ZPP  
z a k á z á n !!!

Spuštění, motorová zkouška a проверка letounových zařízení se neliší od předcházejících letů.



POZNÁMKA :

Při teplotě vnějšího vzduchu od  $+2^{\circ}\text{C}$  do  $-10^{\circ}\text{C}$  s vysokou vlhkostí vzduchu (za mlhy, mrznoucího deště, nebo za mokrého sněžení) musí technik letounu během spouštění a motorové zkoušky kontrolovat, zda se na ostrých hranách vstupního ústrojí netvoří led. Vzniká-li led, ihned vypnout motor.

Při pojíždění je nutno zvýšit pozornost, zvláště je-li mokrá nebo zledovatělá pojížděcí dráha. Před vyjetím na V P D (mimo nařízené důležité úkony,) zapnout vyhřívání hlavní a záložní PVD.

S povolením řídicího létání pojíždět na VPD, srovnat letoun do směru vzletu, přesvědčit se o správnosti údajů KSI, KUR a AGD (nařízené DÚ) a žádat vzlet.

Po vzletu ve výšce nejméně 200 m (pod mraky) zkontrolovat, zda údaje umělého horizontu a zatáčkoměru odpovídají poloze letounu podle skutečného horizontu.

POZNÁMKA :

1/ Vzlet a DÚ po vzletu se neliší od vzletu za NPP.

2/ Nakloněním letounu z křídla na křídlo o úhel  $15$  až  $20^{\circ}$  a vybočením letounu o  $10$  až  $15^{\circ}$  se přesvědčit o správné činnosti přístrojů.

Po této kontrole přejít na pilotov. podle přístrojů, ohlásit ŘL a zahájit výstup stanoveným kursem do určené výšky. Rychlost výstupu je  $V_{př} - 600$  km/h podle přístroje a vertikální stoupání  $20$  m/sec. Ve stoupání věnovat hlavní pozornost dodržení režimu letu, úhel sklonu kontrolovat podle AGD, rychloměru a variometru, náklon podle AGD a zatáčkoměru, směr podle kompasu.

POZNÁMKA :

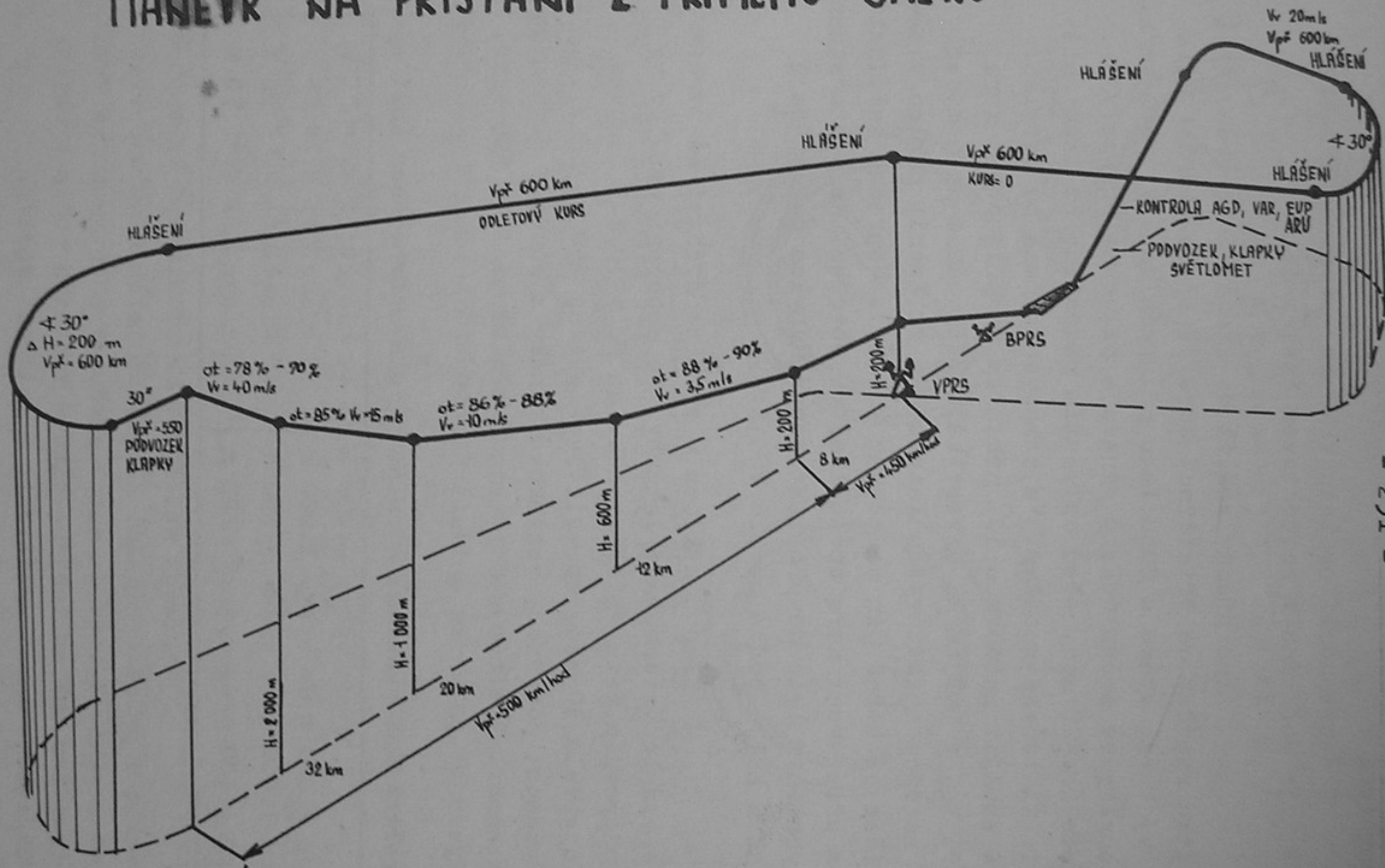
- Plní-li se jiný úkol než let po systému OSP - režimem letu výstupu pokračovat až do hladiny určené ŘL pro let po systému a nad tuto hladinu zvýšit otáčky na 100 % ( $N_1$ ) a upravit nejvýhodnější rychlost pro stoupání ( $V_p = 900$  km/h).
- Nad hladinou letu po systému je možno stoupat i na forsážní režim motoru při rychlosti  $V_p = 950$  až 1.000 km/h.

V určené výšce točit zatáčku s náklonem  $30^\circ$  na VPRS rychlostí  $V_{př} = 600$  km/h. 200 až 300 m pod stanovenou hladinou letu snižovat otáčky motoru ( $N_1 \hat{=} 80$  až 85 %), převádět letoun do vodorovného letu tak, aby dosáhl stanovenou výšku při rychlosti  $V_{př} = 600$  km/h. Točení zatáčky hlásit ŘL 10 sec. před zahájením. Řídící létání určí odletový kurs a čas. Vybrání zatáčky kontrolovat podle ARK s následující kontrolou směru letu podle kompasu (KSI) a vyžádáním rádiového zaměření (PRIBOJ). Stanoveným režimem letu pokračovat do průletu VPRS. V blízkosti průletu VPRS se ručička ARK začíná rychleji vychylovat z nulové polohy do stran. Tyto výchylky již neopravovat, ale pokračovat původním kursem.

Při průletu VPRS v důsledku umístění antény ARK, ručička ukazatele ARK přechází na hodnotu  $180^\circ$  později a proto je určení průletu VPRS následující :

- V okamžiku průletu se ručička vychýlí do strany o  $30$  až  $40^\circ$  a znovu se vrátí do původní polohy (ve výšce pod 3.000m je zvuková<sup>a</sup> světelná signalizace MRP).
- Je nutno vyčkat, až se ručička ARK znovu vychýlí a přejde na hodnotu  $90$  nebo  $270^\circ$  (od tohoto okamžiku měřit odletový čas), točit zatáčku do stanoveného kursu s náklonem  $30^\circ$  a ohlásit ŘL průlet.

# MANÉVR NA PŘISTÁNÍ Z PŘÍMÉHO SMĚRU



POZNÁMKA :

S nepřesností průletu VPRS na letounech MiG-21U je počítáno v rozpočtovém čase i úhlu.

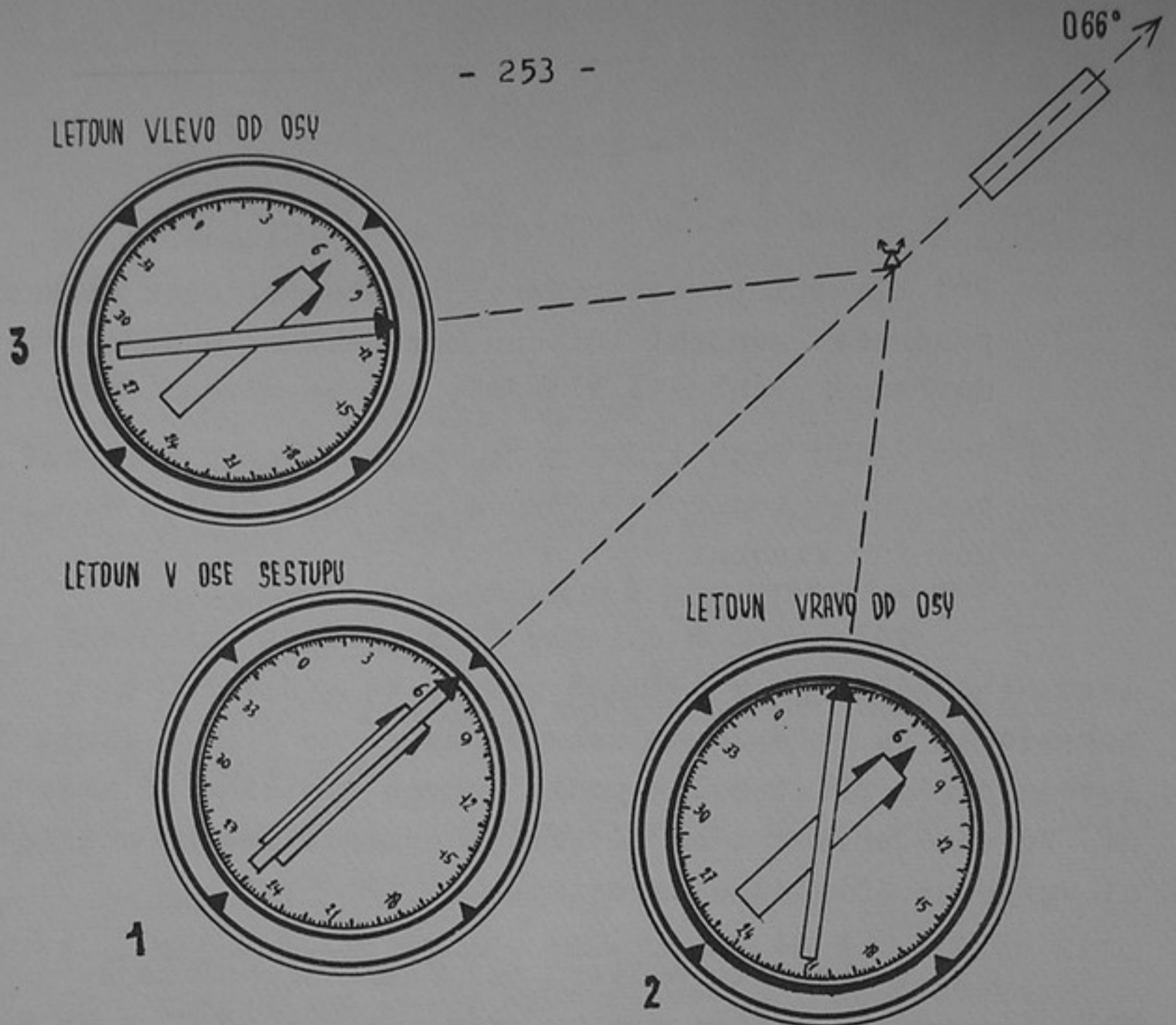
Pro přesný přílet do stanoveného bodu začátku zatáčky na přistávací kurs je třeba dodržet odletový kurs, výšku a dobu letu při rychlosti  $V_{př} = 600$  km/h. Úchylky ve směru odletu opravuje pilot na rozkaz VS nebo ŘP. 10 sec. před uplynutím rozpočtového času ohlásit ŘL točení zatáčky. Ve stanoveném čase po povolení ŘL zahájit zatáčku s  $30^\circ$  náklonem na přistávací kurs při  $V_{př} = 600$  km/h, s vertikálním klesáním do 5 m/sec. V zatáčce snížit výšku letu o 200 m. Změnit náklon v zatáčce je možné jen na rozkaz VS (ŘP). Nepřesné nalétnutí na přistávací kurs opravit až po dotočení na osu sestupu vybočením letounu proti stranové úchylce podle údajů ARK a KSI a podle povelů VS (ŘP).

Změnou náklonu v zatáčce dochází ke změnám ve vzdálenostech mezi letouny. Po skončení zatáčky ve vodorovném letu snížit otáčky na  $N_1 = 70\%$ . V časovém intervalu 30 sec. upravit rychlost na 550 km/h ( $V_{př}$ ), Vysunout podvozek, vztlakové klapky a převést letoun do klesání. Přístrojová rychlost při klesání je 500 km/h. Vysunutí podvozku ohlásit ŘL.

Vertikální rychlost klesání přistávacím kursem musí být:

do výšky 2.000 m	40 m/sec.	při $N_1 \approx 70\%$
od 2.000 m do výšky 1.000 m	15 m/sec.	při $N_1 \approx 85\%$
od 1.000 m do výšky 600 m	10 m/sec.	při $N_1 \approx 88\%$
od 600 m do výšky 200 m	3-5 m/sec.	při $N_1 \approx 90\%$

Nepřesné nalétnutí na přistávací kurs opravovat v průběhu klesání dotočením letounu na odpovídající stranu. K tomu je nutné směřovat s letounem na VPRS (ručička ARK na trojúhelníkové značce) a podle výchylky ukazatele kursu určit směr a velikost opravy.



Při klesání před dosažením výšky 2.000 m je nutno snižovat vertikální rychlost tak, aby ve výšce 2.000 m byla 15 m/sec. při  $V_{př} = 500$  km/h. Otáčky zvýšit přibližně na  $N_1 = 85\%$ .

Ve výšce 1.000 m stejným způsobem upravit rychlost klesání 10 m/sec.

Z výšky 600 m se dodržuje vertikální rychlost klesání 3 až 5 m/sec. do výšky 200 m (podle letištního řádu). Převádění letounu do vodorovného letu je nutno zahájit již ve výšce 250 m.

Ve vodorovném letu  $H = 200$  m snížit rychlost na  $V_{př} = 450$  km/h. Pilot opravuje chyby ve směru a výšce podle povelů ŘP, na povely řídicího přistání odpovídá výškou letu.

POZNÁMKA :

- Při klesání z větší výšky je nutno věnovat hlavní pozornost udržení letounu bez náklonu a dodržení dopředné rychlosti klesání, při zachování směru.
- Pod výškou letu 1.000 m je třeba věnovat zvláštní pozornost kontrole výšky a dodržení režimu vertikálního klesání.

Výšku 200 m ohlásit ŘL a vyžádat opakování letu nebo přistání z přímého směru. Ve výšce 200 m pokračovat ve vodorovném letu ve směru na VPRS a řídit letoun podle přístrojů a podle pokynů řídicího přistání. Ve vzdálenosti 6 km od VPD na pokyn řídicího přistání vysunout přistávací světlo.

V okamžiku průletu nad VPRS (signalizuje MRP-56P) snížit otáčky motoru stažením POM na  $N_1 = 75 \%$ , zkontrolovat signalizaci vysunutí podvozku a klapek, polohu ARU a ohlásit ŘL.

Po automatickém přepnutí ARK dotočit letoun na BPRS (KUR = 0) tak, aby tuto přelétl ve výšce 60 až 80 m při  $V_{př} = 360$  až 370 km/h. Po spatření VPD hlásit "VIDÍM" a vizuálně upravit směr i rozpočet a přistát.

Po výběhu letounu odjistit příďové kolo, uvolnit dráhu, ve stanoveném místě odhodit brzdící padák a vypnout ohřívání VPD. Ohlásit ŘL uvolnění dráhy a pojíždět na stanoviště pro vypnutí motoru.

Jsou-li plánovány v jednom letu 2 sestupy, je pilot povinen :

- Po prvním sestupu ve výšce 200 m (nebo ve výšce určené letištním řádem) ve vodorovném letu upravit rychlost 450 km/h, ohlásit ŘL a pokračovat nařízeným režimem letu až do průletu bližné přívodné rádiové stanice.

- Po jejím průletu opakovat let po systému s DÚ totožnými pro opakování okruhu.

POZNÁMKA :

- Podvozek zasouvat teprve když letoun míjí práh VPD ve stoupání.
- Vztlakové klapky zasunout ve výšce 100 až 200 m.
- Zkontrolovat automatické přepnutí ARK zpět na VPRS.
- Připravit stopky na opětné měření času na odletovém kursu.
- Výstup zahájit nad stanoveným bodem při rychlosti  $V_{př} = 600$  km/h.
- Nepovolí-li ŘL při opakovaném letu klesání nad BPRS, vydá k tomu potřebné rozkazy.

Přílet na přistání z vypočítané čáry.

Pro letouny MiG-21U je přílet na přistání z vypočítané čáry základním způsobem, při kterém se ušetří potřebná doba pro nalétnutí na VPRS a manévr pro přílet na přistání z přímého směru.

Po splnění úkolu je nutno navázat spojení s VS a ohlásit svoji výšku. VS nařídí kurs a výšku do bodu zahájení zatáčky na přistávací směr. Po nalétnutí tohoto bodu vydá VS pokyn k točení zatáčky na přistávací kurs. Po dosažení přistávacího kursu pokračovat ve vodorovném letu rychlostí 550 km/h. Na další pokyn VS vysunout podvozek, klapky a zahájit klesání stanoveným režimem. (Režim klesání je rozebrán při manévru přistání z přímého směru.)

V klesání podle povelů VS opravovat kurs a vertikální rychlost. Na povely odpovídat hodnotou H letu.

POZNÁMKA :

Jsou-li na sestupu takové chyby ve směru letu, že nelze přistát, je nutno tuto situaci ohlásit ŘL. Dovolí-li povětrnostní podmínky pokračovat přistávacím manévrem za vidu pod mraky, přistát letem po okruhu.

V opačném případě opakovat celý let v minimální výšce stanovené letištním řádem.



## 14. LETY S POUŽITÍM VÝZBROJE

-----

Před letem s použitím výzbroje převzít hlášení technika letounu o variantě připravené výzbroje, o počtu a složení palebného průměru a o nabití filmu do fotokontrolního přístroje.

Před prohlídkou letounu je nutno se přesvědčit, že v kabině nikdo není a že vypínače systému výzbroje jsou vypnuty. Při prohlídce letounu je pilot povinen :

- Přesvědčit se, že varianta podvěsů odpovídá letovému úkolu.
- Před letem na odpal řízených raket se přesvědčit, že v APU jsou zajišťovací zástrčky.
- Před letem na odpal neřízených raket a na bombardování se přesvědčit, že podvěsy výzbroje nemají vnější poškození.

Po usednutí do kabiny je nutno :

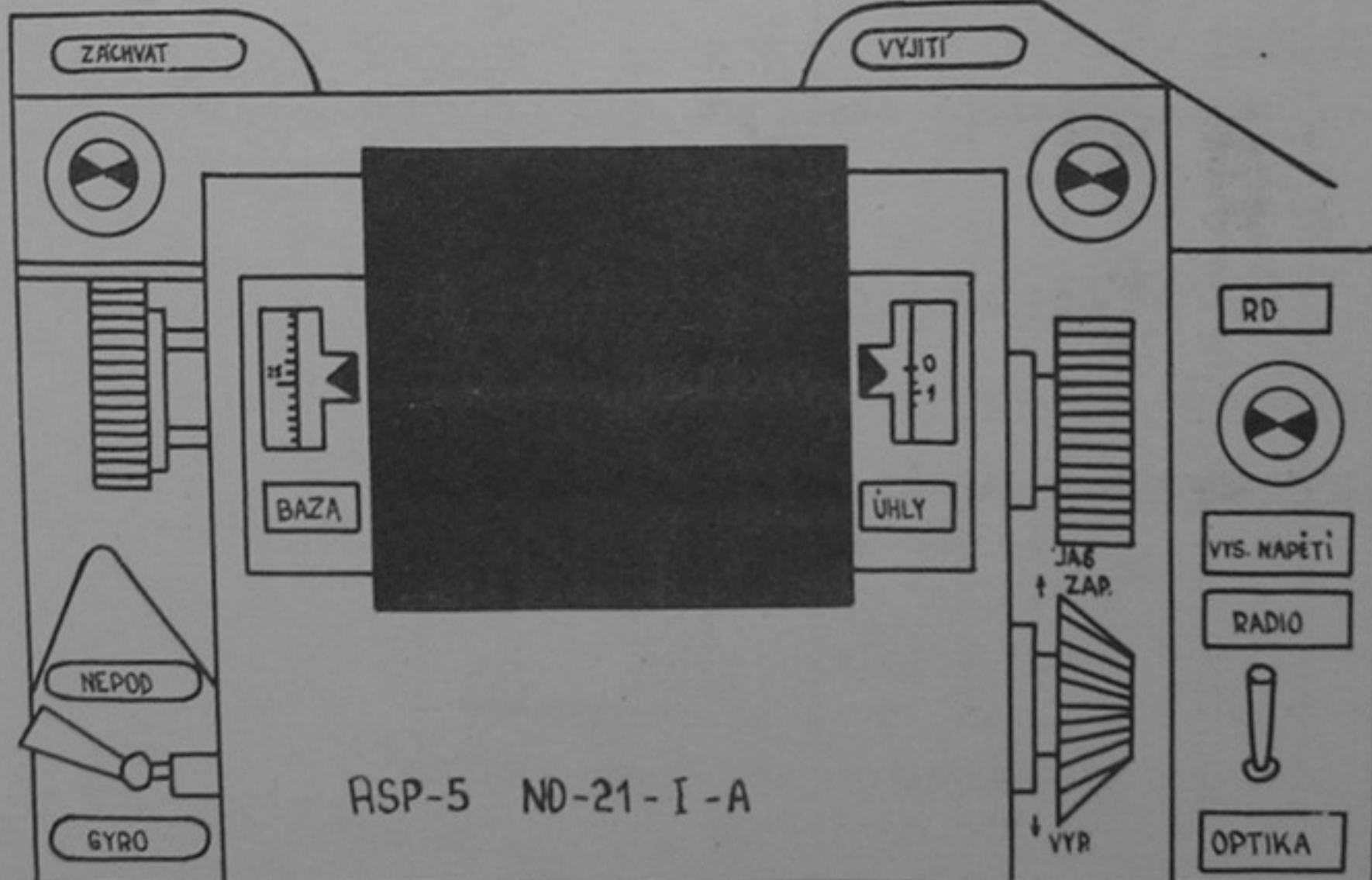
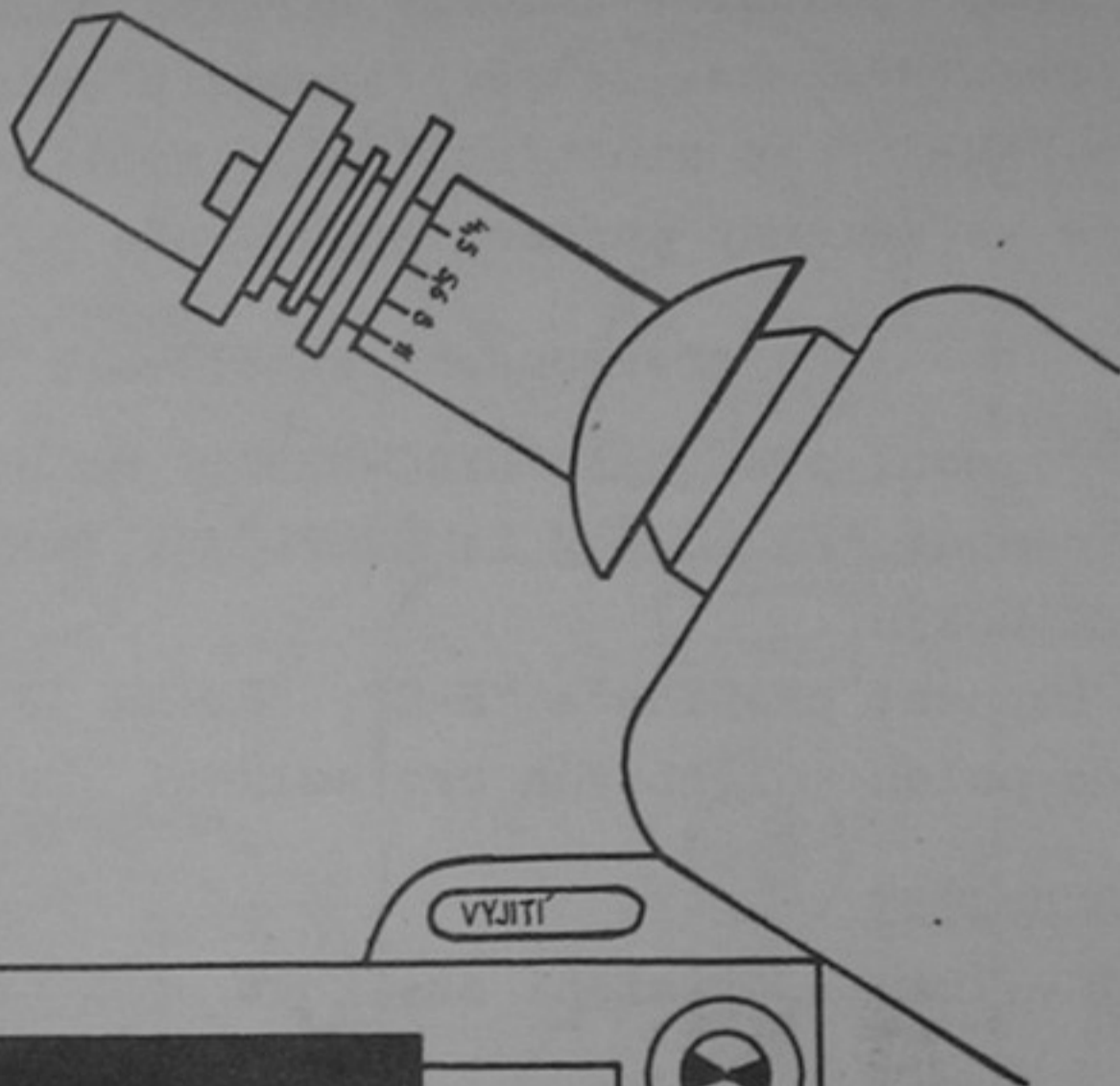
- Přesvědčit se, že krytka spouště je v ochranné poloze.
- Přesvědčit se, že všechny AZS na pravém boku (pod sklem) jsou zapnuty.
- Zkontrolovat čistotu překrytu kabiny, odrazového skla a barevného stínítka zaměřovače.
- Přesvědčit se, že po připojení letištního zdroje el. energie ukazuje světelná signalizace nabití a podvěšení výzbroje v souladu s letovým úkolem.
- Zkontrolovat provozuschopnost zaměřovače a rádiového dálkoměru při napájení letištním zdrojem.

a) Postup přezkoušení optického zaměřovače  
a rádiového dálkoměru

K přezkoušení zaměřovače a rádiového dálkoměru je nutno :

- Připojit pozemní zdroje stejnosměrného a střídavého proudu.
- Zapnout AZS, "AKUMULÁTOR", "GENERÁTOR", "OHŘEV ZAMĚŘOVAČE", "ZAMĚŘOVAČ" a "RÁDIODÁLKOMĚR".
- Přesvědčit se o plynulé změně osvětlení záměrného obrazce zaměřovače otáčením kotoučku "JAS".
- Na ovládacím pultu zaměřovače přepnout přepínače "B-3", "R3-NR 30", "RÁDIO-OPTIKA" v pořadí do poloh "S", "NR-30" a "OPTIKA".
- Přepnout přepínač "GYRO -NEPOD" do polohy "GYRO".
- Přesvědčit se, že s otáčením kotouče "BAZA" (m) se mění průměr kruhu záměrného obrazce zaměřovače.
- Otáčením rukojetě na POM se přesvědčit, že záměrný obrazec zaměřovače se svisle vychyluje a že ručka na stupnici dálky se posunuje v rozsahu dálek od 2.000 do 200 m (přitom se v dálce 600 m musí rozsvítit signální žárovka "VYJDI ZE ZTEČE").
- Přepnout přepínač "RÁDIO-OPTIKA" do polohy "RÁDIO", přitom se musí rozsvítit žlutá žárovka "RD VYSOKÉ NAPĚTÍ". Jsou-li před letounem odrazové plochy, musí se rozsvítit zelená žárovka "ZÁCHVAT" a musí se nastavit rozměr kruhu podle dálky zachyceného cíle (dálku kontrolovat podle ukazatele dálky).
- Stlačit tlačítko "ZRUŠENÍ CÍLE", přičemž musí zhasnout zelená žárovka "ZÁCHVAT". Po uvolnění tlačítka a po opakovaném zachycení cíle se musí žárovka "ZÁCHVAT" znovu rozsvítit.
- Přepnout přepínač "RÁDIO-OPTIKA" do polohy "OPTIKA".

# ZAMĚŘOVAČ ASP-5 ND



- Přepnout přepínač "RS-NR 30" do polohy "RS". Dát technikovi letounu povel k vyklánění křidélek DUAS a kontrolovat posunování záměrného obrazce ve vodorovné i ve svislé rovině.
- Přepnout přepínač "B-S" do polohy "B" a rukojetí "ÚHLY" posunout záměrný obrazec zaměřovače dolů. Přesvědčit se, že po přepnutí přepínačů do poloh "S" a "NR-30" se stupnice "ÚHLY" vrátí do nulové polohy a že se záměrný obrazec zaměřovače posune nahoru.

Po přezkoušení zaměřovače je nutno :

- Přepnout přepínač "GYRO-NEPOD" do polohy "NEPOD".
- Vypnout AZS "OHŘEV ZAMĚŘOVAČE", "ZAMĚŘOVAČ", "RADIO-DÁLKOMĚR".
- Přepnout přepínače "B-S", "RS-NR 30" "RADIO-OPTIKA" do poloh potřebných pro splnění úkolu.

UPOZORNĚNÍ :

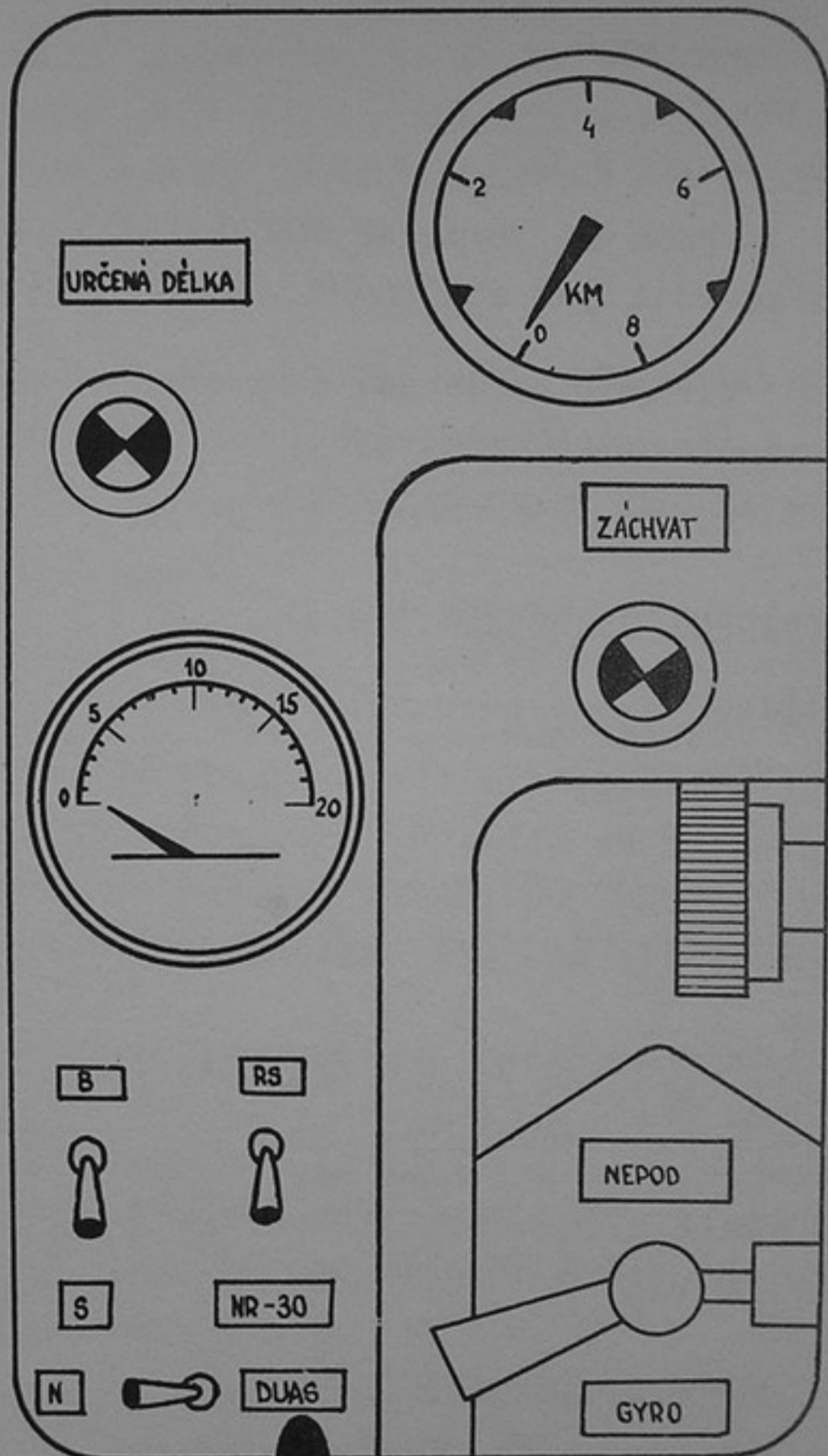
Při vzletu a přistání musí být přepínač "GYRO-NEPOD" v poloze "NEPOD".

b) Let na střelbu z kulometu:

Po vstupu do kabiny :

- Kontrolovat přepínače
  - "RS, KULOMET-SS" v poloze "RS, KULOMET"
  - "N-DUAS" v poloze "N"
  - "VS" v poloze "S"
  - "RS-NR 30" v poloze "NR-30"
  - "GYRO-NEPOD" v poloze "NEPOD"
  - "RADIO-OPTIKA" v poloze "RADIO"
- Zapnout AZS "KULOMET" a kontrolovat, zda svítí červená kontrolka "KULOMET PŘIPRAVEN"; po kontrole AZS kulomet vypnout !

# LEVÝ PANEL ZAMĚŘOVAČE



//// ČERVENÁ

ZAP. BRZDA PŘEDNÍHO KOLA VYP.

Po spuštění motoru :

- Zapnout AZS "OHŘEV ZAMĚŘOVAČE"  
"ZAMĚŘOVAČ"  
"RADIODÁLKOMĚR"  
"FKP"

Po vzletu :

Přepnout přepínač "GYRO-NEPOD" do polohy "GYRO" a seřídít jas záměrného obrazce zaměřovače.

Mírnými zatáčkami letounu kontrolovat bezvadnost zaměřovače ( záměrný obrazec se musí vychylovat do strany opačné směru zatáčky).

Před střelbou na vzdušný cíl :

- Po příletu do prostoru cíle zapnout AZS "KULOMET".
- Napnout kulomet, tlačítkem "NAPNUTÍ", zkontrolovat jeho připravenost ke střelbě podle rozsvícení červené kontrolky "KULOMET PŘIPRAVEN", která před napnutím i po napnutí svítí, ale při napínání kulometu krátkodobě zhasne.
- Nastavit kotoučem "BAZA" skutečný rozměr cíle (při střelbě s radiodálkoměrem na rozměru nezáleží).
- Sesouhlasit střed záměrného obrazce s cílem, překlopit krytku spouště a stlačit spoušť.

Před střelbou na pozemní cíl :

- Nezapínat "RADIODÁLKOMĚR" a přepnout přepínač "RADIO-OPTIKA" do polohy "OPTIKA".
- Na zaměřovači nastavit 0,7 dálky zahájení střelby a 0,7 skutečného rozměru cíle.
- Ve směru na terče po čtvrté zatáčce : zapnout AZS "KULOMET", napnout kanon tlačítkem "NAPNUTÍ" a kontrolo-

vat krátkodobé zhasnutí červené kontrolky "KULOMET PŘIPRAVEN", po napnutí musí kontrolka svítit.

- Sesouhlasit střed záměrného obrazce s cílem, překlopit krytku spouště a v určené dálce zahájit střelbu.
- Ihned po střelbě vybrat letoun ze střemhlavého letu s přetížením 3,5 až 4 g tak, aby výška průletu letounu nad místem výbuchů nábojů byla nejméně 150 m.

#### Po střelbě :

- Napnout kulomet a ve směru na terče stisknout spoušť (jistota).
- Překlopit krytku spouště do ochranné polohy.
- Vypnout AZS "KULOMET".
- Přepnout "GYRO-NEPOD" do polohy "NEPOD".
- Vypnout ostatní AZS výzbroje a zaměřovače.

#### POZNÁMKA :

- 1/ Při fotostřelbě postupovat stejným způsobem jako při ostré střelbě, ale nezapínat AZS "kulomet", a nenapínat kulomet.
- 2/ Střelba z kulometu je povolena ve výškách do 5.000 m při přístrojové rychlosti maximálně 1.100 km/hod, ve výškách od 5.000 do 11.500 m při přístrojové rychlosti maximálně 1.200 km/hod., ve výškách nad 11.500m při čísle M maximálně 1,9.

#### c) Let na střelbu neřízenými raketami

Po vstupu do kabiny :

- Kontrolovat přepínače
  - "RÁDIO-OPTIKA" v poloze "RÁDIO"
  - "N-DUAS" v poloze "DUAS"
  - "B-S" v poloze "S"
  - "RS -NR-30" v poloze "RS"

"GYRO-NEPOD" v poloze "NEPOD"

"RS, KULOMET-SS" v poloze "RS, KULOMET"

- Nastavit ovladač varianty odpalu podle nařízení (1 salva, 2 salva, automat).
- Zapnout AZS "RS" a kontrolovat rozsvícení zelených žárovek "NULOVÁ POLOHA RS"; po kontrole AZS "RS" vypnout !

Po spuštění motoru :

- Zapnout AZS "OHŘEV ZAMĚŘOVAČE"  
"ZAMĚŘOVAČ"  
"RADIODÁLKOMĚR"  
"FKP"

Po vzletu :

Přepnout přepínač "GYRO-NEPOD" do polohy "GYRO" a seřídít jas záměrného obrazce zaměřovače.

Mírnými zatačkami letounu kontrolovat bezvadnost zaměřovače (záměrný obrazec se musí vychylovat do strany opačné směru zatačky).

Před střelbou na vzdušný cíl :

- Po příletu do prostoru cíle zapnout AZS "RS".
- Nastavit kotoučem "BAZA" skutečný rozměr cíle.
- Nastavit na zaměřovači dálku 2.000 m (na dálkoměru).
- Stlačit tlačítko "TLUMENÍ" zaměřovače a umístit střed záměrného obrazce na cíl. Kontrolovat zachycení cíle (rozsvítí se zelená žárovka "ZÁCHVAT").
- Posunout střed záměrného obrazce dopředu v prodloužené ose cíle o hodnotu přibližně 60 tisícín při rakursu 1/8 a 120 tisícín při rakursu 2/8.
- Srovnat úhlovou rychlost záměrného paprsku a cíle a uvolnit tlačítko "TLUMENÍ".



- Umístit střed záměrného obrazce na cíl a po synchronizaci nejméně 3. sec. zahájit střelbu, (při každém odpalu držet spoušť stlačenou nejméně 1 - 1,5 sec.).

Před střelbou na pozemní cíl :

- Nezapínat radiodálkoměr a přepnout přepínač "RADIO-OPTIKA" do polohy "OPTIKA".
- Na zaměřovači nastavit skutečný rozměr cíle a skutečnou vzdálenost zahájení střelby. (Při střelbě raketami S-5M nastavit na zaměřovači 0,7 vzdálenosti zahájení střelby a 0,7 skutečného rozměru cíle.)
- Ve směru na terče po čtvrté zatáčce zapnout AZS "RS".
- Sesouhlasit střed záměrného obrazce s cílem, překloupit krytku spouště a v určené vzdálenosti zahájit střelbu.
- Ihned po odpalu raket vybrat letoun ze střemhlavého letu s přetížením 3,5 - 4 g tak, aby výška průletu nad místem výbuchu raket S-5 byla nejméně 200 m  
S-24 byla nejméně 500 m.

Po střelbě :

- Překloupit krytku spouště do ochranné polohy.
- Vypnout AZS "RS".
- Přepnout "GYRO-NEPOD" do polohy "NEPOD".
- Vypnout ostatní AZS výzbroje a zaměřovače.

POZNÁMKA :

- 1/ Při fotostřelbě postupovat stejným způsobem jako při ostré střelbě, ale nezapínat AZS "RS".
- 2/ Odpal neřízených raket je povolen ve výškách do 12.000 m při přístrojové rychlosti do 1.000 km/h, nad 12.000 m při čísle "M" do 1,6 při všech režimech chodu motoru.

d) Let na odpal řízených raket

Před vstupem do kabiny :

- Kontrolovat, že tlačítka "NOUZOVÉ ODPÁLENÍ SS" a "NOUZOVÝ ODHOZ PUM, RS, APU" jsou zakryty krytkou.

Po vstupu do kabiny :

- Kontrolovat přepínače "RÁDIO-OPTIKA" v poloze "RÁDIO", "B-S" v poloze "S"  
"RS-NR 30" v poloze "NR-30"  
"GYRO-NEPOD" v poloze "NEPOD"  
"RS, KULOMET-SS" v poloze "SS"  
NOV "ZEMĚ-VZDUCH" v poloze "VZDUCH"
- Dát povel k sejmutí ochranných krytů a pásů z hlavice raket a zapalovačů.
- Po připojení letištního zdroje el. energie stejnosměrného a střídavého proudu zapnout AZS "GENERÁTOR", "AKUMULÁTOR", "OHŘEV SS", "ŽHAVENÍ SS" a přesvědčit se, že signální žárovka "ZAVĚČENÍ SS" (levý-pravý) a "ZAVĚČENÍ PUM, RS, APU" svítí.
- Zapnout AZS "RÁDIO" a přezkoušet (poslechnout) vysílání zvukového signálu zachycení cíle hlavice raket. K tomu technik letounu musí usměrnit kapesní svítilnu postupně na hlavice raket, pilot shodně přepínat přepínač "ODPAL SS LEVÝ-PRAVÝ" a seřídít hlasitost zvukového signálu kotoučem "SIGNÁL ZACHYCENÍ".
- Přepnout variantu odpalu do poloh "SALVA" nebo "JED - NOTLIVĚ" podle úkolu.
- Vypnout AZS "OHŘEV-SS" a "ŽHAVENÍ-SS".

Po spuštění motoru :

- Zapnout AZS "OHŘEV ZAMĚŘOVAČE"  
"ZAMĚŘOVAČ"  
"RADIODÁLKOMĚR"  
"OHŘEV SS"  
"ŽHAVENÍ SS"
- Kontrolovat rozsvícení žárovky "RD VYSOKÉ NAPĚTÍ".
- Po povelu "ODSTRANIT KLÍNY" se přesvědčit, že jsou sejmuty zajišťovací kolíčky z APU. (Technik letounu je musí ukázat.)

Po vzletu :

- Postupně přepnout "LEVÝ", "PRAVÝ" a poslechnout šum hlavic.
- Kontrolovat přepínač "GYRO-NEPOD" v poloze "NEPOD" a seřídít jas záměrného obrazce zaměřovače.

Před ztečí :

- Zapnout "ODPAL SS".
- Zamířit na maximum zvukového signálu samonaváděcí hlavice.
- Kontrolovat rozsvícení zelené žárovky "POVOLENÁ DÁLKA".
- Kontrolovat červenou žárovku "PŘETÍŽENÍ", nesmí svítit.
- Překlopit krytku spouště a odpálit raketu stlačením spouště, kterou držet stlačenou nejméně 2 sec.
- Po odpalu kontrolovat zhasnutí "ZAVĚŠENÍ SS LEVÝ - PRAVÝ".

Po střelbě :

- Po odpalu raket ihned vybrat letoun ze zteče s maximálně možným náklonem a s maximálně přípustným pře-

tížením pro dané podmínky letu, nejpozději však po rozsvícení žárovky "VYJDI ZE ZTEČE".

- Překlopit krytku spouště do ochranné polohy.
- Vypnout AZS "ODPAL SS", "OHŘEV SS", "ŽHAVENÍ SS", "OHŘEV ZAMĚŘOVAČE", "ZAMĚŘOVAČ" a "RADIODÁLKOMĚR".

POZNÁMKA :

- 1/ Při přistání s raketami vypínat AZS "OHŘEV SS", "ŽHAVENÍ SS" až po zajetí na stanoviště.
- 2/ Při letu s cvičnými raketami s registrátorem se po spuštění motoru "OHŘEV SS" nezapíná. Tento zapnout na začátku zteče před zapnutím "ODPAL SS" a vypnout po ukončení zteče.
- 3/ Střelba jen jednotlivě, interval mezi odpaly min. 4 až 5 sec.
- 4/ Dálka střelby 1.000 až 7.600 m (signalizace zelenou žárovkou).
- 5/ Rakurs cíle 0 až 3/4.
- 6/ Násobek přetížení do 12.000 m 2 g  
nad 12.000 m 1,6 g  
(signalizace červenou žárovkou).
- 7/ Vyjdi ze zteče (červená žárovka) 1.000 až 1.150 m.
- 8/ Rychlost letounu
  - do 5.000 m  $M = 0,6$  při kladných teplotách  
 $M = 0,8$  při záporných teplotách
  - 5.000 - 15.000 m  
 $M = 1$
  - nad 15.000m  $M = 1,5$  (kužel musí být vysunut)
- 9/ Výška letu cíle 50 až 20.000 m ve dne i v noci mimo mraky a při úhlu slunce nad  $20^{\circ}$ .
- 10/ 3 až 5 sec. před odpalem raket zapnout AZS "SPOUŠTĚNÍ VE VZDUCHU" a vypnout po odpalu po kontrole ustáleného chodu motoru. Vypnutí AZS "SPOUŠTĚNÍ VE VZDUCHU" musí pilot hlásit rádiem. Na letounech vybavených systémem automatického vstřícného spouštění

(SAVZ) není nutno zapínat AZS "SPOUŠTĚNÍ VE VZDUCHU" před odpalem (při odpalech raket se s každým stlačením spouště nezávisle na intervalu mezi stlačeními zapíná systém SAVZ na dobu 6 sec., činnost systému SAVZ kontrolovat podle rozsvícení signální žárovky "SPOUŠTĚNÍ MOTORU".

- 11/ Salvový odpal raket je povolen za stejných podmínek jako jednotlivé odpaly, avšak nepřináší vyšší účinnost ničení cíle, ve srovnání s jednotlivým odpalem.
- 12/ Pro nouzový odpal raket je nutno odklopit krytku s nápisem "NOUZOVÝ ODPAL SS" a stlačit tlačítko. Přitom obě rakety sejdu současně.

e) Let na bombardování

Po vstupu do kabiny :

- Kontrolovat přepínače
  - "RÁDIO-OPTIKA" v poloze "OPTIKA"
  - "B-S" v poloze "B"
  - "GYRO-NEPOD" v poloze "NEPOD"
- Reostatem "ÚHLY" nastavit na zaměřovači potřebný úhel zamíření.
- Zapnout vypínač "TAKTICKÝ ODMOZ, ZAPNUTO NA VÝBUCH" a zkontrolovat svítí-li zelené kontrolní žárovky "ZAVĚŠENÉ PUM, RS, AFU" a červená kontrolka "VÝBUCH"; po kontrole vypnout vypínač "TAKTICKÝ ODMOZ, ZAPNUTO NA VÝBUCH".

Po spuštění motoru :

- Zapnout AZS "OHŘEV ZAMĚŘOVAČE"
  - "ZAMĚŘOVAČ"
  - "FKP"

Před bombardováním :

- Na bojovém kursu zapnout vypínač "TAKTICKÝ ODHOZ, ZAPNUTO NA VÝBUCH", přitom se rozsvítí červená kontrolka "VÝBUCH".
- Sesouhlasit střed záměrného obrazce s cílem, překlopit krytku spouště a stlačit spoušť.
- Zkontrolovat odhození pum podle zhasnutí kontrolních žárovek "ZAVĚŠENÍ PUM, RS, APU".

Po bombardování :

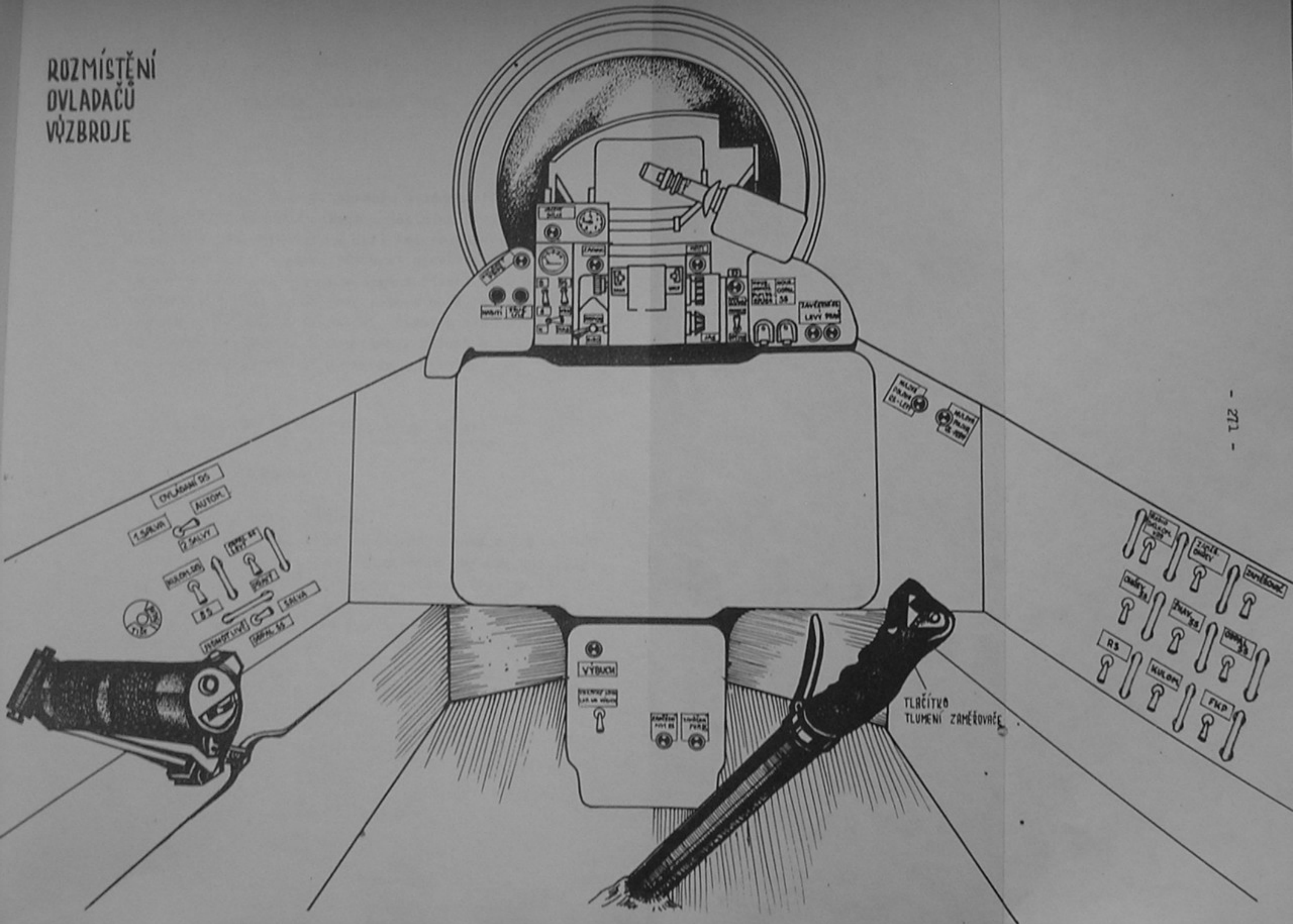
- Vypnout "TAKTICKÝ ODHOZ, ZAPNUTO NA VÝBUCH".
- Vypnout AZS "ZAMĚŘOVAČ", "OHŘEV ZAMĚŘOVAČE" a "FKP".

POZNÁMKA :

- 1/ Při vysazení el. sítě taktického shozu odklopit ochrannou krytku s nápisem "NOUZOVÝ SHOZ PUM, RS, APU", stlačit tlačítko a kontrolovat odpadnutí pum.
- 2/ Výška průletu nad místem výbuchu při bombardování pumami ráže 50 - 100 kg musí být nejméně 500 m, pumami ráže 250 kg nejméně 600 m.
- 3/ Při letu s jednou pumou se musí na protilehlý závěsník zavěsit imitátor podvěsu,
- 4/ K nouzovému shozu pum "NAGLEPO" je nutno vypnout vypínač "TAKTICKÝ ODHOZ, ZAPNUTO NA VÝBUCH" a stlačit tlačítko "NOUZOVÝ SHOZ PUM, RS, APU".

K nouzovému shozu pum "NA OSTRO" je nutno zapnout vypínač "TAKTICKÝ ODHOZ, ZAPNUTO NA VÝBUCH" a stlačit tlačítko "NOUZOVÝ SHOZ PUM, RS, APU".

# ROZMÍSTĚNÍ OVLADAČŮ VŮZBROJE



## HLAVA IV.

### ZVLÁŠTNÍ PŘÍPADY ZA LETU

Piloti musí dokonale ovládat příznaky a postupy činnosti při řešení zvláštních případů za letu, systematicky se cvičit na zemi (na trenažerech a v kabinách letounů) a nepřetržitě si upevňovat návyky v této činnosti. Činnost pilota a orgánů řízení letů závisí na charakteru ZPZL, podmínkách letu a době, kterou má pilot pro tyto činnosti k dispozici. Pilot a orgány řízení letů musí postupovat iniciativně, klidně a rozhodně a v první řadě se starat o záchranu pilota.

#### 1/ Porucha pohonného ústrojí během vzletu.

##### Příznaky :

- Třesení motoru.
- Samovolné zhasnutí motoru.
- Samovolné otevření lamel výstupní trysky s maximálním režimem, nezapálením nebo zhasnutím forsáže při vzletu s forsáží (zjistí se podle poklesu teploty výstupních plynů pod  $450^{\circ}\text{C}$  a podle převýšení otáček RNT nad otáčkami RVT o více než 8 až 10 %).
- Pokles otáček motoru.
- Pokles tlaku oleje.
- Přeskočení otáček a teplot výstupních plynů nad přípustné hodnoty.



Činnost při rozjezdu :

- Přerušit vzlet.
- Učinit všechna opatření k zastavení letounu (vyžádat si ROLL-STOP).
- Podle potřeby vypnout motor.
- Dojde-li k vyjetí z VPD a je-li nebezpečí srážky s překážkami zasunout podvozek.

Činnost před odpoutáním :

- Je-li krátký zbytek VPD a je-li ohrožen život pilota při přerušení vzletu, má-li motor tah pokračovat ve vzletu a nastoupat bezpečnou výšku pro katapultáž.
- Je-li nutno pokračovat ve vzletu po samovolném vypnutí forsáže přesunout POM do polohy "MAXIMÁL" a vypnout AZS "FORSÁŽ" - "MAXIMÁL".
- Po samovolném otevření lamel výstupní trysky při maximálním režimu zapnout forsáž přesunutím POM do polohy "PLNÁ FORSÁŽ".

2/ Samovolné zhasnutí motoru za letu.  
-----

Příznaky :

- Charakteristická rána, nebo změna hluku chodu motoru.
- Prudký pokles otáček a teplot výstupních plynů.
- Zbrzdění letounu.

Samovolné zhasnutí motoru vzniká ve většině případů při přechodových režimech (akcelerace, škrcení v rozsahu regulovatelné forsáže) a rovněž při použití výzbroje.

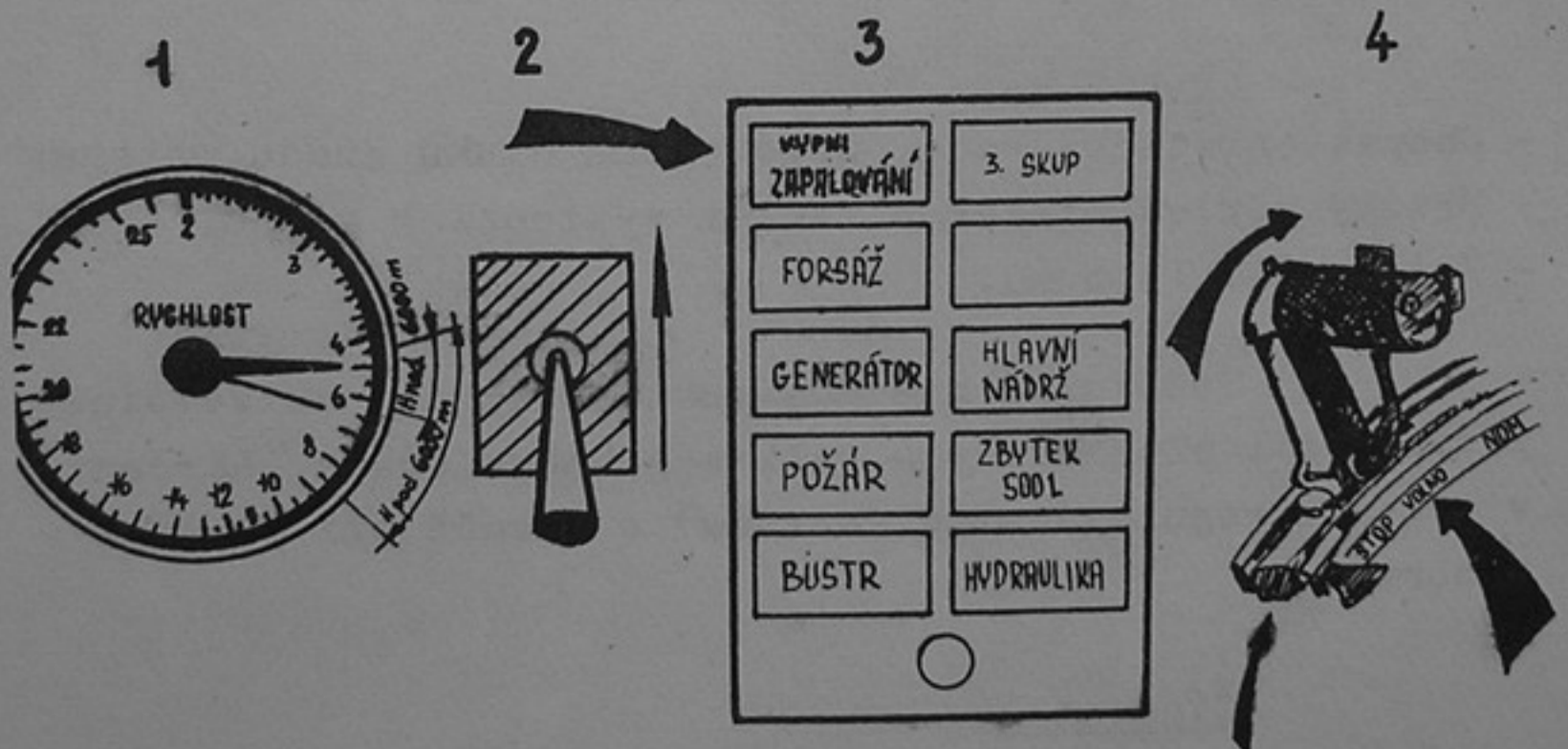
Činnost :

- Přesunout POM do polohy STOP.
- Snížit výšku pod 10.000 m a spustit motor.

### 3/ Spouštění motoru za letu.

-----

- Upravit rychlost ve výškách 10.000 m až 6.000 m  
 $V_{př}$  450 - 600 km/h;  
pod 6.000 m  
 $V_{př}$  450 - 850 km/h.
- Zapnout vypínač spouštění ve vzduchu (rozsvítí se signální žárovka "SPOUŠTĚNÍ MOTORU" na tablu T-10).
- Přesunout POM z polohy "STOP" do :
  - ✓ H-10.000 - 6.000 m polohy "VOLNOBĚH" (motor musí dosáhnout volnoběhu za 15 až 30 sec.);
  - = pod H-6.000 m :
    - a) při ot. RNT pod 30 % přesunout POM na "VOLNOBĚH" a po dosažení otáček 30 až 40 % přesunout POM do libovolné polohy bez forsážního režimu;
    - b) při otáčkách RNT nad 30 % ihned přesunout POM do libovolné potřebné polohy bez forsážního režimu (doba přechodu motoru do stanoveného režimu včetně režimu "MAXIMÁL" činí nejvíce 30 sec.).



- Spuštění motoru kontrolovat podle růstu otáček a hluku (teplota výstupních plynů roste pomalu a není spolehlivým příznakem spuštění motoru).
- Po přechodu motoru do stanoveného režimu vypnout spínač "SPOUŠTĚNÍ ZA LETU", avšak nejpozději za 45 sec. po jeho zapnutí.

Při nezdařeném spuštění motoru přesunout POM na "STOP" a spuštění opakovat. Pokusy o spuštění opakovat do minimální H-2.000 m. Nepodařilo-li se motor spustit do této výšky, opustit letoun katapultáží.

POZNÁMKA :

System dodávky kyslíku je vypočítán na 5 pokusů o spuštění se zapnutím vypínače "SPOUŠTĚNÍ VE VZDUCHU" na dobu nejvíce 30 sec. Pod H-8.000 m je spuštění motoru zajištěno i bez dodávky kyslíku.

4/ Pumpáž pohonného ústrojí.

Příznaky :

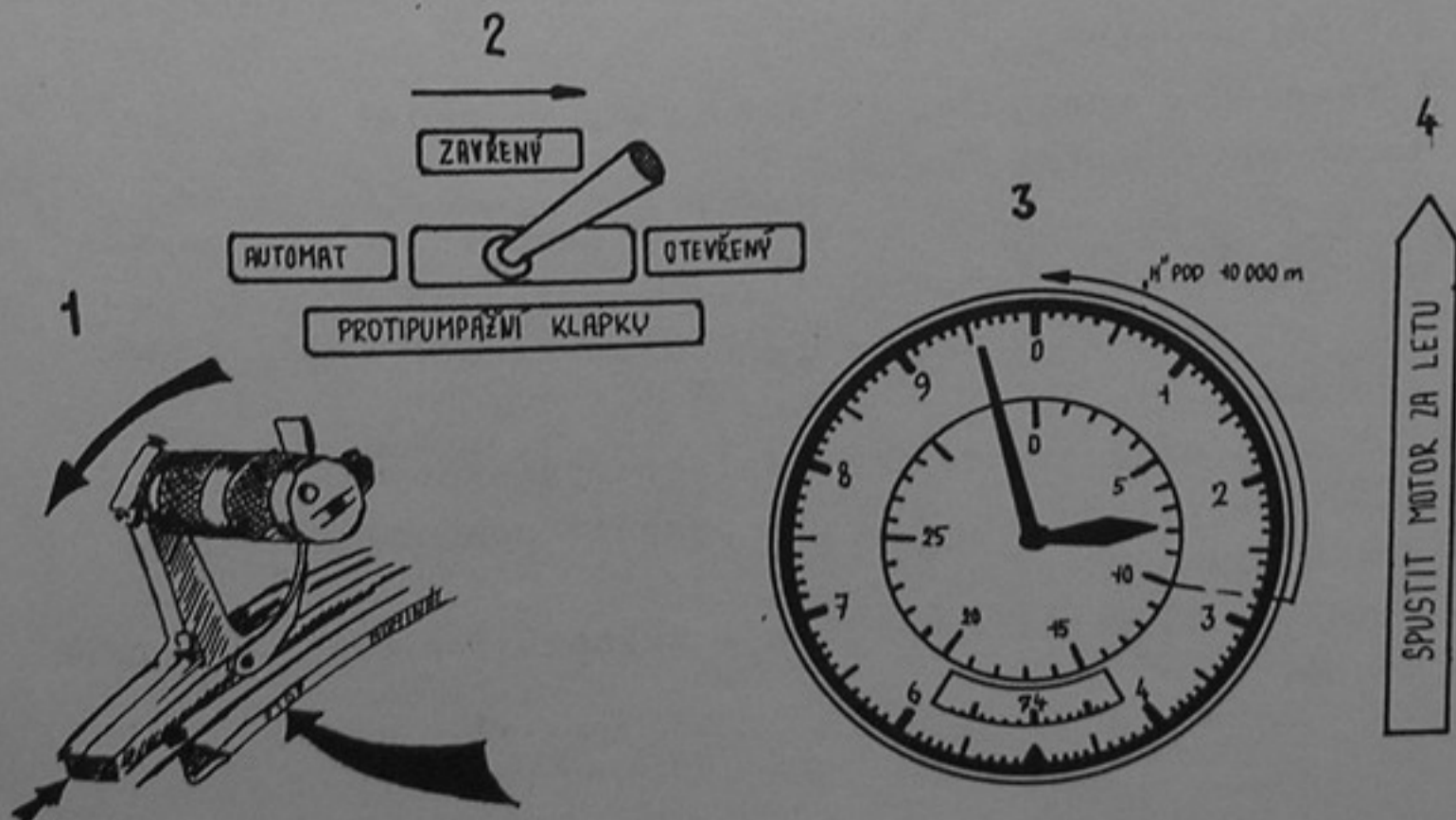
- Vícenásobné rámy v předové části letounu při pumpáži vstupního ústrojí.
- Vícenásobné (nebo jednotlivé) rámy v zadní části letounu při pumpáži motoru.
- Prudký pokles otáček a teploty výstupních plynů se samovolným zhasnutím motoru (lze ve většině případů pozorovat při pumpáži pohonného ústrojí při číslech "M" nad 1,8).
- Kolísání otáček motoru a teploty výstupních plynů (obvykle k tomu dochází při pumpáži pohonného ústrojí při číslech M pod 1,8).
- Prudký pokles otáček motoru a zvýšení teploty výstupních plynů.

Činnost :

- a) Je-li pumpáž doprovázena poklesem otáček, nebo zvýšením teploty výstupních plynů :
- Ihned vypnout motor přesunutím POM na "STOP" (aby se zabránilo poškození motoru). Při rychlosti  $M > 1,5$  stisknout tlačítko blokování.
  - Přepínačem ručního ovládání otevřít a po přerušení ran zavřít protipumpážní dvířka.
  - Sklesat pod výšku 10.000 m a spustit motor již uvedeným způsobem.
  - Plynulým posunutím POM upravit stanovený režim motoru a letět na letiště.

POZNÁMKA :

Pumpáž motoru se neodstraní přesunutím POM do polohy "VOLNOBĚH", byť i příznaky pumpáže mohou přitom zmizet (ustanou rány, teplota výstupních plynů je nižší než max. přípustná, otáčky jsou blízké otáčkám volnoběhu v dané výšce a při dané rychlosti letu). Při následujícím přesunutí POM z polohy "VOLNOBĚH" do polohy "MAXIMÁL" je opakování pumpáže nevyhnutelné.



b) Pumpáž při  $M \leq 1,8$  doprovázená kolísáním otáček motoru a teploty výstupních plynů :

- Vypnout forsáž.
- Přepínačem ručního ovládání otevřít protipumpážní dvířka.
- Snížit rychlost letu.
- Po přerušeni pumpáže zavřít protipumpážní dvířka.
- Přerušit plnění úkolu a letět na letišti.

5/ Požár v úseku motoru.

Příznaky:

- Svítí signál. žárovka "POŽÁR".

Doplňkovými příznaky vzniku požáru (po rozsvícení signální žárovky) mohou být :

- = dým za letounem pozorovaným ze země, z letounu ve skupině, nebo v energické zatáčce;
- = přítomnost dýmu v kabině;
- = možné zvýšení teploty výstupních plynů;
- = pokles tlaku v hydraulických systémech;
- = porucha řízení a změna chování letounu.

Činnost při rozjezdu :

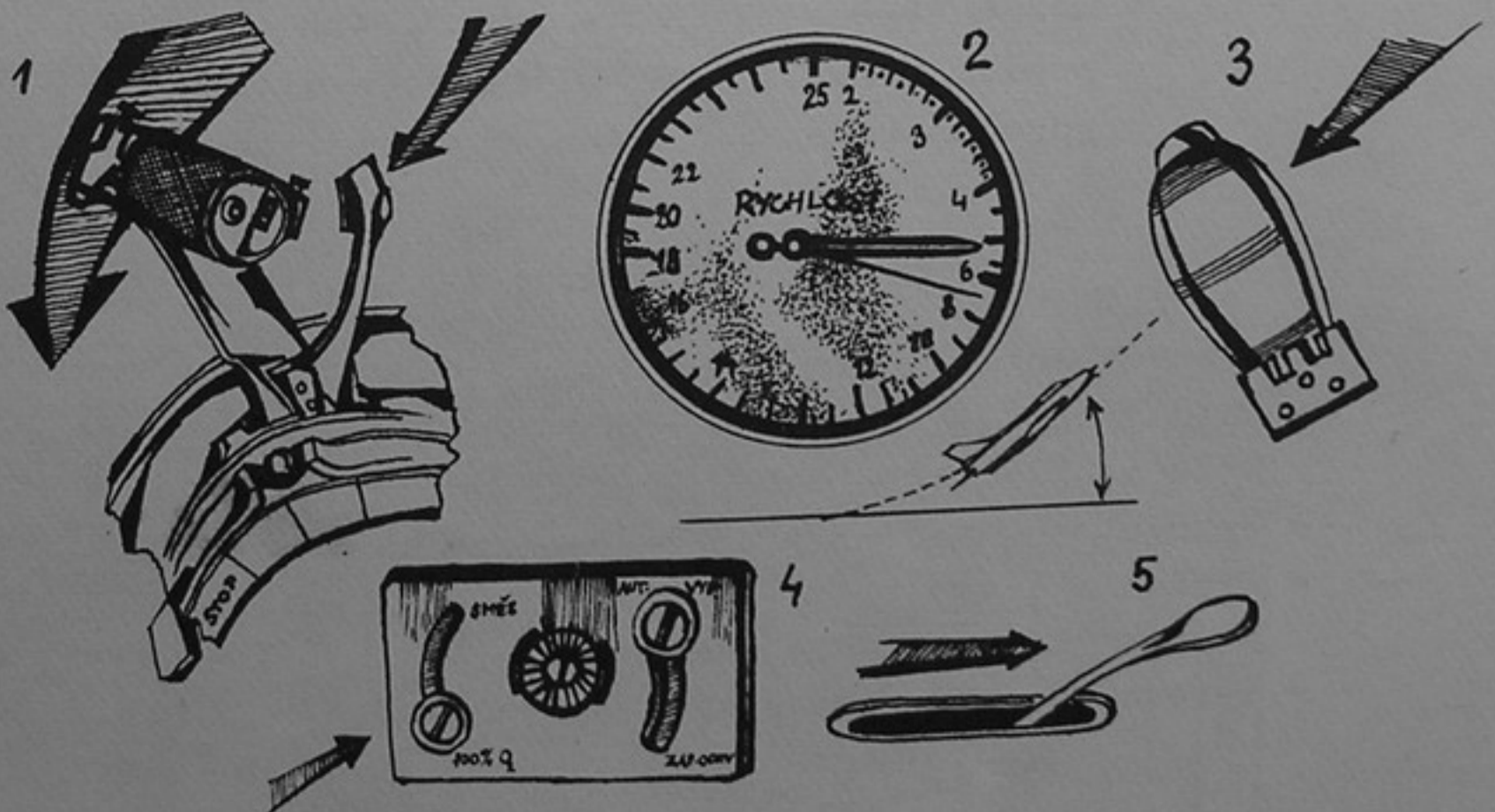
- Přerušit vzlet.
- Vypnout motor.
- Učinit opatření k zastavení letounu (vyžádat ROLL-STOP).
- Stlačit tlačítko "HASÍCÍ PŘÍSTROJ".
- Vypnout dodávací a přečerpávací palivová čerpadla.
- Dojde-li k vyjetí z VPD a je-li nebezpečí srážky s překážkou zasunout podvozek.
- Letoun po jeho zastavení ihned opustit.

Činnost před odpoutáním (je-li krátký zbytek VPD) :

- Pokračovat ve vzletu.
- Stlačit tlačítko "HASÍCÍ PŘÍSTROJ".
- Zásunout podvozek ve stoupání a při rychlosti nejméně 400 km/h zásunout klapky.
- Nedopustit ztrátu rychlosti, stoupat v bezpečném směru do bezpečné výšky pro katapultáž a dále postupovat podle situace.

Činnost za letu :

- Vypnout forsáž (je-li zapnuta).
- Převedením letounu do stoupání podle možnosti snížit rychlost letu na  $V_{př}$  - 450 až 500 km/h.
- Stlačit tlačítko "HASÍCÍ PŘÍSTROJ".
- Přejít na dýchání čistého kyslíku přestavením páčky dodávky kyslíku do polohy "100%". Uzavřít kohout napájení kabiny (podle potřeby kabinu odtěsnit).



Je-li požár uhašen, přerušit plnění úkolu a letět na nejbližší letiště se zřetelem k možnosti kaptapultáže v bezpečné výšce.

**UPOZORNĚNÍ :**

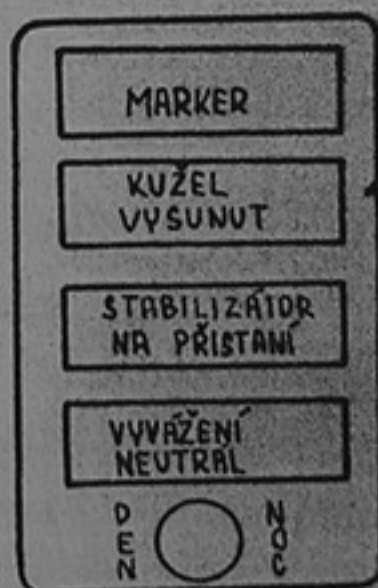
Nepodaří-li se použitím hasících prostředků požár uhasit, vypnout motor a ihned opustit letoun. Nebyl-li po rozsvícení signalizace požár potvrzen, hlásit to ŘL, vypnout forsáž (byla-li zapnuta), přerušit plnění úkolu a letět na nejbližší letiště se zřetelem k možnosti kaptapultáže v bezpečné výšce.

**6/ Porucha automatického ovládání kužele.**  
-----

a) Nevysunutí kužele při zrychlování letounu.

Příznaky:

- Na tablu T-4 se nerozsvítí signální žárovka "KUŽEL VYSUNUT" a nedojde k charakteristické změně hluku ve vstupním ústrojí při zvýšení čísla M na 1,6.
- Není slyšet změna hluku ve vstupním ústrojí po dosažení čísla M = 1,95.



NEROZSVÍTÍ SE PŘI M do 1,6

T-4

Činnost :

- Přerušit plnění úkolu.
- Vypnout forsáž.
- Snížit rychlost.

POZNÁMKA :

V bojových podmínkách lze pokračovat v úkolu pomocí ručního ovládnání kužele.

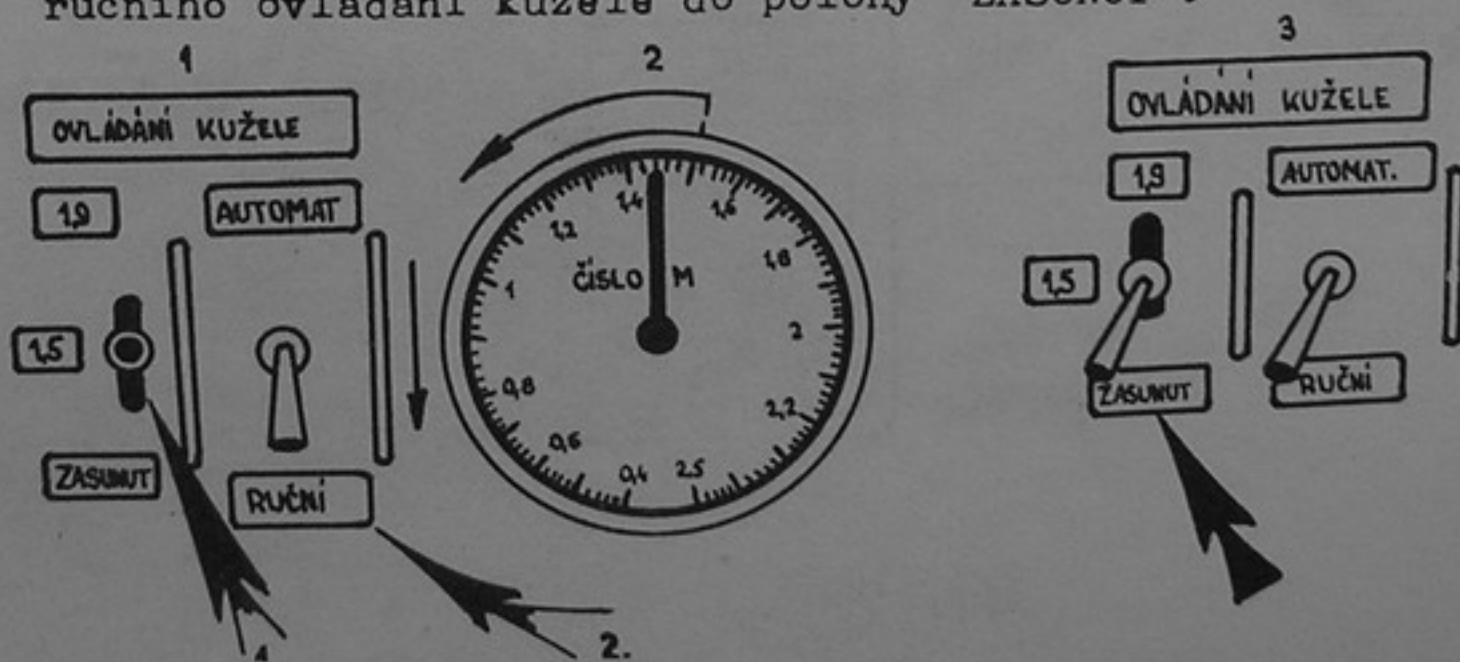
b) Nezasunutí kužele při zbrzdění letounu.

Příznaky:

- Nedojde k charakteristické změně hluku ve vstupním ústrojí při zbrzdění na číslo  $M = 1,8$ .
- Na tablu T-4 svítí signální žárovka "KUŽEL VYSUNUT" při čísle  $M$  pod 1,5.

Činnost :

- Při zbrzdění letounu do rychlosti letu odpovídající číslu  $M = 1,8$  přepnout přepínač ručního ovládnání kužele do polohy 1,5.
- Přepínač druhu činnosti ovládnání kužele přepnout do polohy "RUČNĚ".
- Po dosažení čísla  $M = 1,4 - 1,5$  přepnout přepínač ručního ovládnání kužele do polohy "ZASUNUT".





Pokud se kužel vstupního ústrojí ručně nezasouvá, přerušit plnění úkolu a další změny režimu chodu motoru uskutečňovat plynulým posunováním POM. Přílet k letišti s úplně vysunutým kuželem vstupního ústrojí při  $V_{př}$ -500 km/h. Není-li vodorovný let při této rychlosti možný, provést přílet k letišti v klesání. Přitom používat max. náklony v zatáčkách  $30^{\circ}$ . V prostoru letiště ve výšce 2.000 m spotřebovat palivo do normální přistávací hmotnosti.

**POZNÁMKA :**

- Při otáčkách motoru nad 85 % RNT za letu s vysunutým kuželem se objevuje "zvučení" vstupního ústrojí, které zesiluje s růstem otáček. Zvučení nemá vliv na spolehlivost chodu motoru.
- Ve výšce max. 2.000 m je možný vodorovný let se zasunutým podvozkem a klapkami s jakýmkoliv podvěšením výzbroje.
- Vodorovný let s vysunutým podvozkem a se zasunutými klapkami ve výškách pod 2.000 m je prakticky možný jen při maximálních otáčkách motoru. Vodorovný let s vysunutým podvozkem a klapkami není možný.

Přistání s vysunutým kuželem :

- Podvozek vysunout až po nalétnutí na přistávací kurs.
- Klapky vysouvat nad VPRS.
- Rozpočet na přistání provádět obvyklým způsobem.
- Klesáním mezi VPRS a BPRS je účelné při otáčkách RNT 85 - 90 %.
- Je-li nutno opakovat okruh, rozhodnout se ve výšce nejméně 100 m. Pro opakování okruhu plynule beze změny režimu letu zvýšit otáčky motoru na 100 % RNT a zavřít podvozek. Nesnižovat rychlost letu pod  $V_{př}$ -370 km/h a převést letoun do stoupání. Stoupat při ustálené

rychlosti 370 - 390 km/h. Ve výšce nejméně 100 m zmenšením úhlu stoupání zvýšit rychlost na 400 km/h a zasunout klapky.

Opakování okruhu s úplně vysunutým kuželem je možné pouze se zasunutým podvozkem. Během zasouvání podvozku při opakování okruhu činí ztráta výšky 40 m.

## 7/ Porucha ovládání výstupní trysky.

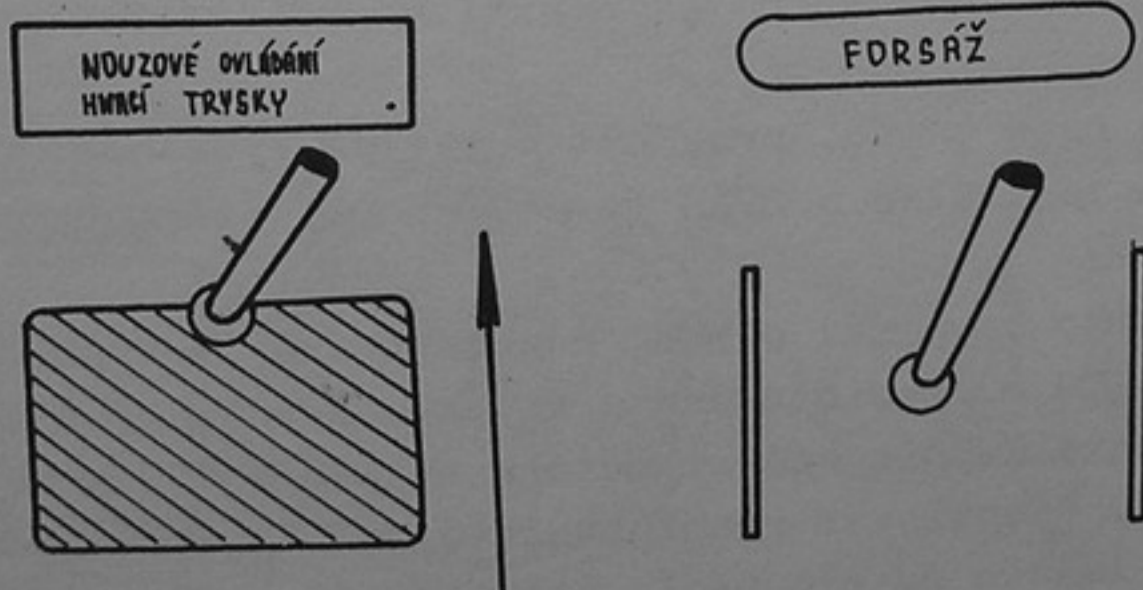
a) Při zapnutí forsáže :

### Příznaky :

Za ustáleného chodu motoru v režimu plné forsáže, nebo při přesunutí POM z polohy "MINIMÁLNÍ FORSÁŽ" do polohy "PLNÁ FORSÁŽ" dochází ke kolísání údajů přístrojů pro kontrolu pohonného ústrojí a k podélnému rozkývání letounu.

### Činnost :

- Zapnout nouzové ovládání trysky.
- Přesvědčit se, že AZS "FORSÁŽ - MAXIMÁL" je zapnut.
- Používat jen režimy chodu motoru "PLNÁ FORSÁŽ", "MAXIMÁL" a nižší.



b) Při vypnutí forsáže (přesunutí POM do polohy "MAXIMÁL"):

Příznaky :

Výstupní tryska se nepřivírá, což se zjistí podle: nedostatečného tahu,  
poklesu teploty výstupních plynů pod  $450^{\circ}\text{C}$ ,  
převýšení otáček RNT nad otáčkami RVT o více než 8 - 10 %.

Činnost :

- Vypnout AZS "FORSÁŽ - MAXIMÁL".
- V dalším letu používat režimy do maximálního vto (bezforsážní).

c) Maximální režim chodu motoru :

Příznaky :

Že hnací tryska není uzavřena (nebo se otevřela) se pozná podle :

- klesání rychlosti letu,
- snížení teploty výstupních plynů pod  $450^{\circ}\text{C}$ ,
- otáčky RNT převyšují RVT o více než 8 - 10 %.

Činnost :

- Vypnout AZS "FORSÁŽ - MAXIMÁL".
- Používat režimy do maximálního vto. (Bezforsážní.)

POZNÁMKA :

- Neobnovil-li se po vypnutí AZS "FORSÁŽ-MAXIMÁL" tah motoru (výstupní tryska nepřešla do polohy "MAXIMÁL"), je nutno odhodit podvěsy a letět nejkratší tratí k letišti s vědomím, že vodorovný let, stoupání s vertikální rychlostí do 5 m/sec. a jednoduché obraty jsou možné se zasunutým pod-

vozem a klapkami při  $V_{př}$  - 350 - 500 km/h v rozmezí výšek 500 - 3.000 m. S vysunutým podvozkem a klapkami není vodorovný let možný.

- Spolehlivost chodu motoru v bezforsážních režimech při forsážních polohách výstupní trysky a otáčkách RVT nad 70 % značně klesá. Při obratech letounu v těchto režimech může dojít k samovolnému zhasnutí motoru.

#### 8/ Pokles tlaku paliva .

##### Příznaky :

- Na tablu T-10 se rozsvítí signální žárovka "HLAVNÍ NÁDRŽ:"

##### Činnost :

- Přerušit plnění úkolu.
- Vypnout forsáž.
- Sklesat maximálně možnou vertikální rychlostí pod H-15.000 m a snížit otáčky RNT pod 95 % (při  $M=1,5$  a nižším).
- Sklesat a letět k letišti ve výšce maximálně 6.000 m.

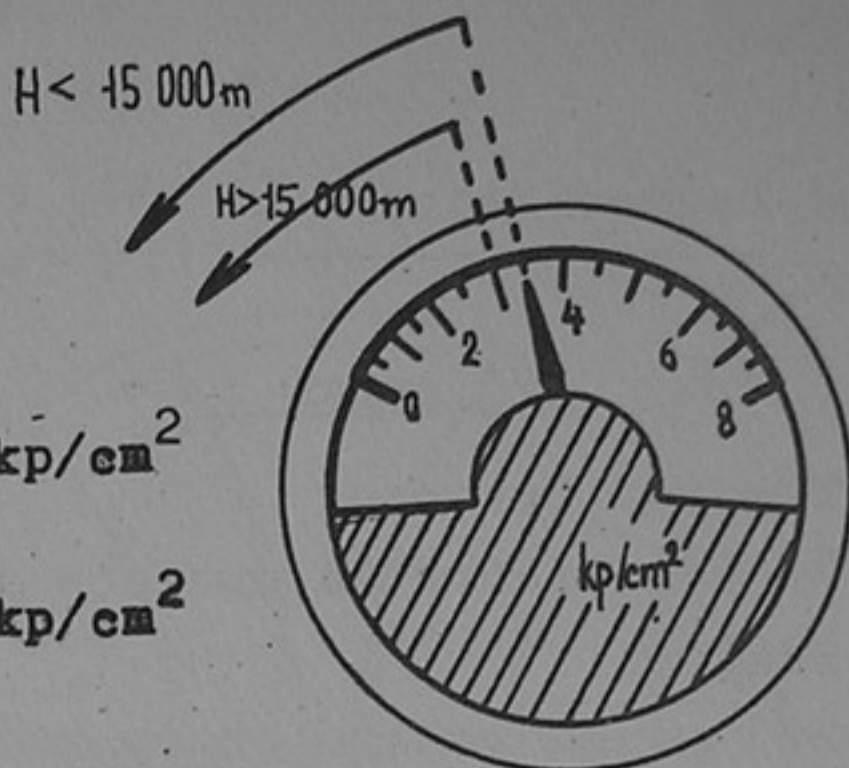
##### POZNÁMKA :

Za letu s nepracujícím dodávacím palivovým čerpadlem nevytvářet záporná a nulová přetížení.

## 9/ Pokles tlaku oleje .

### Příznaky :

- Pokles tlaku oleje pod  $3,5 \text{ kp/cm}^2$  v H pod 15.000 m.
- Pokles tlaku oleje pod  $3,0 \text{ kp/cm}^2$  v H nad 15.000 m.



### Činnost :

- Přerušit plnění úkolu.
- Vypnout forsáž (POM k dorazu "MAXIMÁL").
- Sklesat maximálně možnou vertikální rychlostí pod 15.000 m, nastavit otáčky na minimálně možné (při  $M = 1,5$  a nižším).
- Letět na nejbližší letiště.

### POZNÁMKA :

Ve všech výškách při záporných přetíženích je přípustný krátkodobý pokles tlaku oleje na nulu.  
(max. na 17 sec.)

### UPOZORNĚNÍ !

Při poklesu tlaku oleje pod  $1,0 \text{ kp/cm}^2$  je nutno předvídat možnost katapultáže. Ke zhasnutí motoru může dojít následkem pumpáže kompresoru při spojení rotorů následkem přerušenoého mazání ložisek. Spojení rotorů se zjistí podle toho, že se neobjevuje "vidlička" na otáčkoměru při změně režimu chodu motoru.

10/ Zadření motoru .  
-----

Příznaky :

- Třesení letounu.
- Nejsou otáčky autorotace jednoho z rotorů, nebo obou rotorů.
- Při změně režimu chodu motoru nevzniká "vidlička" na otáčkoměru (spojení obou rotorů).
- Není tlak oleje. (Při zadření rotoru vysokého tlaku.)

Činnost :

- Opustit letoun katapultáží.\*

Nelze-li opustit letoun katapultáží, musí mít pilot na zřeteli, že hydraulický systém zesilovačů umožňuje přistání se zadřeným motorem, k čemuž je nutno:

- Zkontrolovat tlak v hydraulickém systému zesilovačů, který musí být 165 - 195 kp/cm<sup>2</sup>.
- Zkontrolovat zapnutí NP-27.
- Vypnout autopilota (nejdříve režim stabilizace a potom tlumení).
- Vypnout zesilovače křidélek.
- Klesat bez energických pohybů.
- Během přistávacího manévru kontrolovat tlak v hydraulickém systému zesilovačů.
- Podvozek vysouvat nouzově.
- Klapky a vzdušné brzdy nevysouvat.

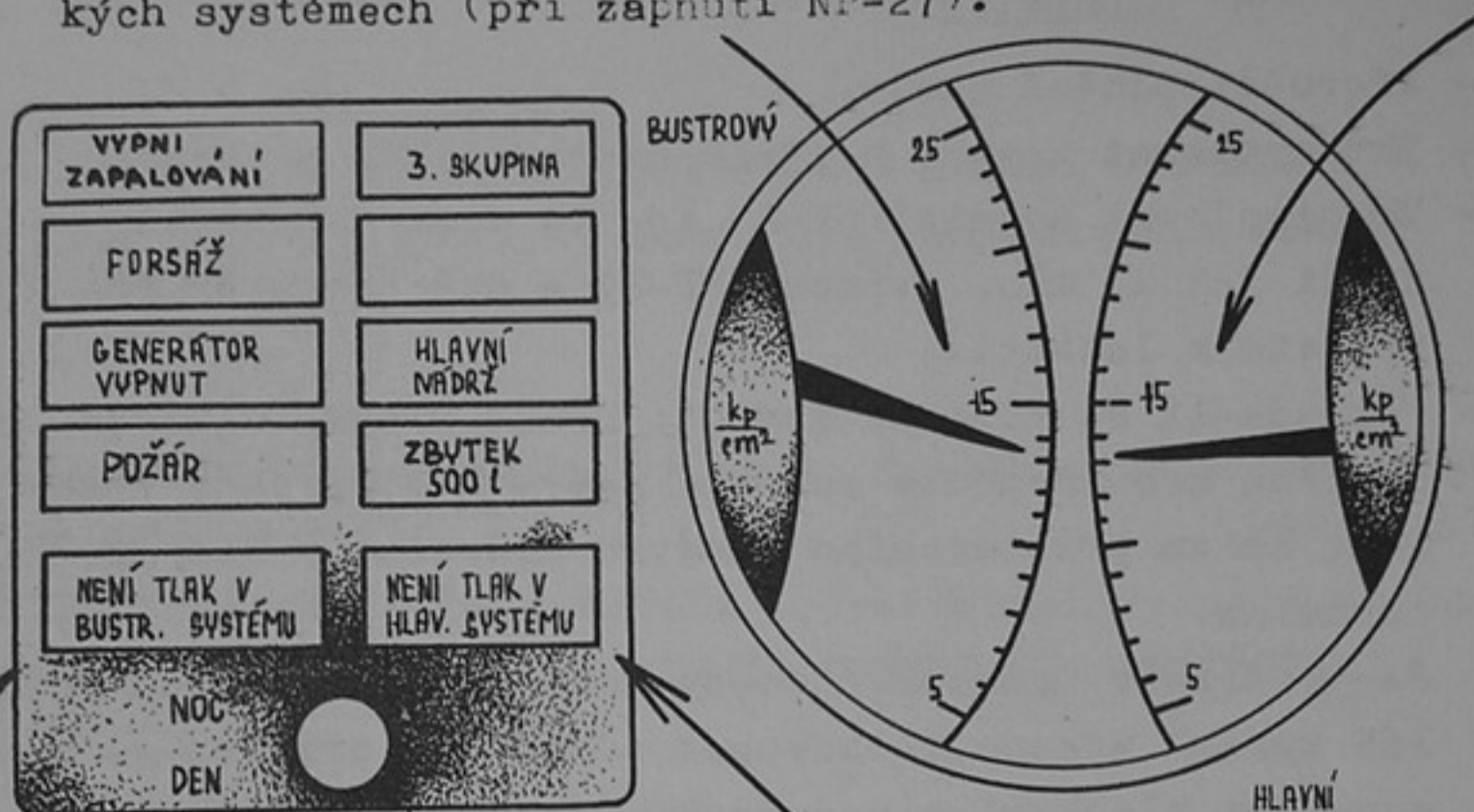
11/ Porucha obou hydraulických systémů při pracujícím motoru .  
-----

Příznaky :

- Svítí obě žluté žárovky "NENÍ TLAK V ZESILOVAČÍCH",

"NENÍ TLAK V HLAVNÍM HYDRAULICKÉM SYSTÉMU".

- Neustálý pokles tlaku pod  $165 \text{ kp/cm}^2$  v obou hydraulických systémech (při zapnutí NP-27).



Činnost :

- Přerušit plnění úkolu.
- Vypnout forsáž a snížit rychlost letu.
- Při  $V_{př}$  pod  $1.000 \text{ km/h}$ , nebo při  $M$  pod  $1,4$  vypnout zesilovače křidélek.
- Sklesat do  $H-8.000 \text{ m}$  (umožňuje-li to tlak v hydraulickém systému řízení letounu).

Jestliže se tlak v hydraulických systémech ve výšce  $8.000 \text{ m}$  neobnovil, nebo došlo-li k poruše obou hydraulických systémů ve výšce pod  $8.000 \text{ m}$ , musí pilot opustit letoun po upravení rychlosti  $V_{př}$   $450 - 500 \text{ km/h}$  (podle možnosti).

## 12/ Porucha hydraulického systému zesilovačů při pracujícím motoru.

Příznaky :

- Svítí žlutá žárovka "NENÍ TLAK V ZESILOVAČÍCH".
- Tlak v hydraulickém systému zesilovačů je pod  $165 \text{ kp/cm}^2$

a dále klesá.

Činnost :

- Přerušit plnění úkolu.
- Zkontrolovat tlak v hlavním hydraulickém systému.
- Zkontrolovat zapnutí NP-27 (je-li doba k letišti delší jak 15 min. vypnout NP-27 a opět zapnout při příletu k letišti).
- Udržuje-li se tlak po zapnutí NP-27 v hydraulickém systému zesilovačů v rozmezí 165 - 195 kp/cm<sup>2</sup>, vysunout během přistávacího manévru podvozek a klapky normálně.
- Je-li tlak v hydraulickém systému zesilovačů pod 165 kp/cm<sup>2</sup> vysunout podvozek nouzově a přistát se zasunutými klapkami a vzdušnými brzdami ( $V_{př} +20$  km/h).

13/ Porucha hydraulického systému zesilovačů při nepracujícím autorotujícím motoru.

Příznaky :

- Svítí žlutá žárovka "NENÍ TLAK V ZESILOVAČÍCH".
- Tlak v hydraulickém systému zesilovačů neustále klesá pod 165 kp/cm<sup>2</sup>.

Činnost :

- Zkontrolovat zapnutí NP-27.
- Klesat bez energických obrátů.
- Do výšky 2.000 m pokračovat v pokusech o spuštění motoru.

Nepodaří-li se do H-2.000 m motor spustit, musí pilot opustit letoun.



14/ Porucha hlavního hydraulického systému při pracujícím motoru .

Příznaky :

- Svítí žlutá žárovka "NENÍ TLAK V HLAVNÍ HYDRAULICE".
- Tlak v hlavním hydraulickém systému neustále klesá pod  $165 \text{ kp/cm}^2$ .

Činnost :

- Přerušit plnění úkolu. (Vypnout forsáž a snížit rychlost pod 1,5 M.)
- Zkontrolovat polohu kužele (je-li kužel vysunut postupovat podle ZPZL "NEZASUNUTÍ KUŽELE PŘI ZBRZDOVÁNÍ LETOUNU").
- Podvozek vysunout nouzově.
- Klapky a vzdušné brzdy nevysouvat.

15/ Porucha hlavního hydraulického systému při neppracujícím autorotujícím motoru.

Příznaky :

- Svítí žlutá žárovka "NENÍ TLAK V HLAVNÍ HYDRAULICE".
- Tlak v hlavním hydraulickém systému neustále klesá pod  $165 \text{ kp/cm}^2$ .

Činnost :

- Zkontrolovat normální funkci hydraulického systému zesilovačů.
- Do H-2.000 m pokračovat v pokusech o spuštění motoru.
- Nepodaří-li se motor spustit do H-2.000 m , opustit letoun katapultáží.

## 16/ Porucha zesilovačů křidélek .

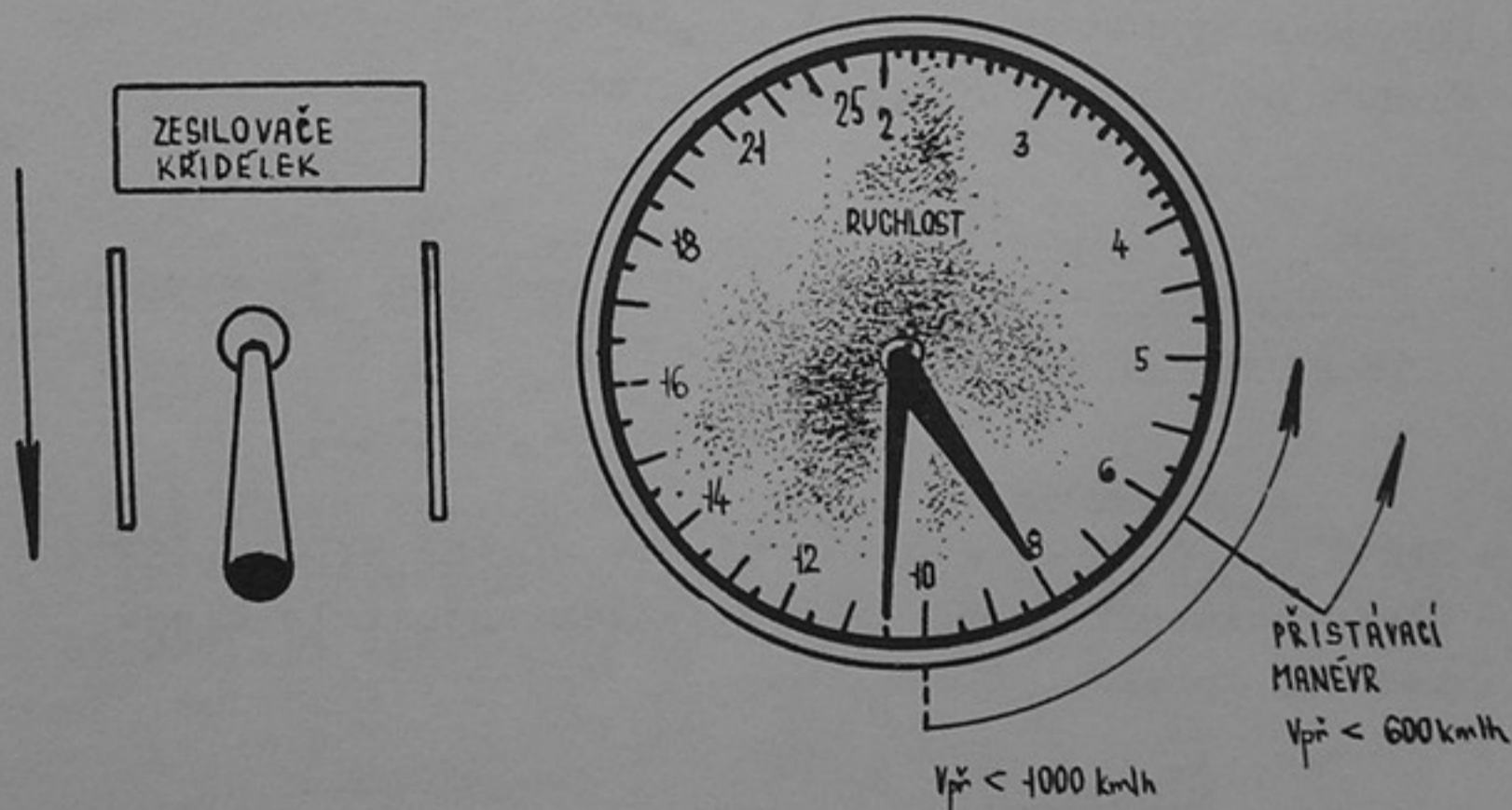
-----

### Příznaky :

- Zadrhávání řídicí páky.
- Samovolné kolébání v příčném směru.
- Ztížený pohyb řídicí pákou v příčném směru.

### Činnost :

- Vypnout zesilovače křidélek.
- Snížit přístrojovou rychlost, pod 1.000 km/hod. nebo pod  $M=1,4$ .
- Přistávací manévry při  $V_{př}$  max. 600 km/h.



Za letu s vypnutými zesilovači křidélek rostou síly na řídicí páku v náklonu působením aerodynamického momentu vlivem třecích sil ve válci zesilovačů.

S příčně vyváženým letounem s vypnutými zesilovači křidélek lze letět přímočaře bez náklonu do  $V_{př}$  - 1.000 km/h.

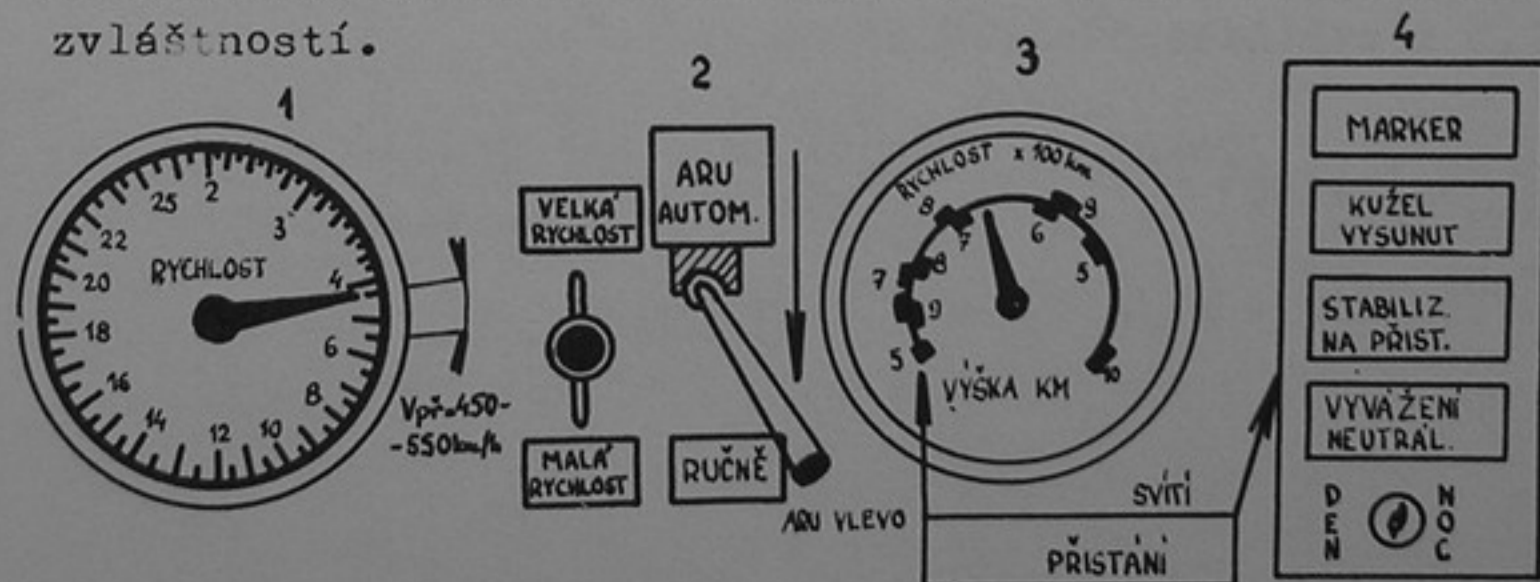
17/ Porucha automatiky ARU-3V.

Příznaky :

- Při velkých  $V_{př}$  v malých a středních výškách letoun prudce reaguje na obvyklé výchylky řídicí páky. ARU je v poloze "MALÁ RYCHLOST".
- Ve velkých výškách a při malých rychlostech letu letoun neochotně reaguje na výchylky řídicí páky. ARU je v poloze "VELKÁ RYCHLOST" a citelně se zvyšují síly na řídicí páku.
- Údaj ručičky ukazatele polohy ramene ARU neodpovídá  $V_{př}$  letu.
- V H pod 8.600 m při  $V_{př}$  nad 600 km/h svítí na tablu signalizační žárovka "STABILIZÁTOR NA PŘISTÁNÍ".

Činnost :

- Přerušit plnění vřkolu.
- Snížit  $V_{př}$  na 450 - 550 km/h.
- Přepnout přepínač druhu činnosti ARU z polohy "AUTOMAT" do polohy "RUČNĚ".
- Přepínačem nastavit píst ARU (ručičky ukazatele) do polohy odpovídající přístrojové rychlosti a výšce letu.
- Před přistáním nastavit ARU do polohy "MALÁ RYCHLOST" (musí svítit sign. žárovka "STABILIZÁTOR NA PŘISTÁNÍ" a ručička ARU se vychýlí do dorazu vlevo).
- Rozpočet na přistání a přistání je v tomto případě bez zvláštností.



Ve výškách pod 7.000 m a  $V_{př}$  800 km/h a vyšších při poruše automatiky ARU (ručička ukazatele na levém dorazu nebo blízko něho) může pilot nevědomky rozhoupat letoun v podélném smyslu s prudkým růstem záporných i kladných přetížení. Pro přerušeni rozhoupání je nutno :

- = nesnažit se vyrovnávat jednotlivé podélné kmity letounu,
- = plynulým přitažením řídicí páky převést letoun do stoupání se současným plynulým stažením POM na volnoběh za účelem snížení rychlosti. Přitom se rozhoupání musí přerušit. Přerušit plnění úkolu a upravit  $V_{př}$  550 - 650 km/h.

Přistání s malým ramenem ARU při poruše systému ručního ovládání :

Nelze-li přestavit píst ARU na "MALÁ RYCHLOST", přistát při poloze ARU "VELKÁ RYCHLOST", nebo v mezilehlé poloze.

- Výška průletu nad VPRS 150 až 200 m. (klesat s menším úhlem.)
- Rychlost klouzání v bodě podrovnání a přistávací rychlost udržovat o 20 až 30 km/h vyšší než obvykle.

Při poloze ARU na "VELKÁ RYCHLOST" budou maximální úhly vychylek stabilizátoru 2 x menší než při poloze na "MALÁ RYCHLOST", síly na řídicí páku se 2 x až 2,5 x zvětší a činí 20 až 25 kp/cm<sup>2</sup>.

Pokud se přepnul přepínač druhu činnosti do polohy "RUČNĚ", je zakázáno jej znovu přepínat do polohy "AUTOMAT".

18/ Porucha kyslíkového systému.

Příznaky:

- Přerušeni dodávky kyslíku do přetlak. přilby, nebo do masky (při "výšce" v kabině pod 11.000 m jsou segmenty ukazatele kyslíku IK-18 zavřeny a nereagují na hluboký vdech a výdech).
- Při odtěsnění kabiny ve výškách nad 11.000 m nepostupuje kyslík do komor napínacího zařízení výškového kompenzačního oděvu a není vytvářen přetlak v hermetické přilbě nebo masce (ručka manometru M-2.000 se nachází na nule).
- Prudký pokles tlaku kyslíku zjištěný podle manometru ukazatele IK-18.

Činnost :

- Zapnout dodávku kyslíku z padákového přístroje KP-27M.
- Sklesat maximálně možnou rychlostí do výšky 4.000 m.
- Ve výšce 4.000 m sejmout (odklopit) průhledový štítek utěsněné přilby, nebo sejmout kyslíkovou masku (při  $V_{př}$  max. 700 km/h).

19/ Odtěsnění kabiny ve velkých výškách.

Příznaky :

- Je pocíťován rozdíl tlaku (bolest v uších).
- V kabině se krátkodobě objeví mlha.
- Prudce narůstá "výška" v kabině a klesá přetlak podle ukazatele UVPD-20.
- Ve výškách nad 11.000 m se vytváří tlak v napínacím zařízení VKK a rovněž v GŠ (pod maskou).

Činnost :

- Sklesat do "výšky" v kabině pod 11.000 m (podle UVPD-20) maximálně možnou vertikální rychlostí (při odtěsnění nespojeném s porušením skla krytu kabiny).
- Při zapocování průhledového štítku GŠ používat tlačítko "RYCHLÝ OHŘEV HERMETICKÉ PŘILBY".

POZNÁMKA :

Při "výšce" v kabině nad 7.000 m se může u pilota objevit dekompresní porucha (bolesti v kloubech, svalech ...). K odstranění výškových bolestí je nutno sklesat do "výšky" v kabině pod 7.000 m (podle UVPD-20).

Při odtěsnění kabiny následkem poškození nebo utržení překrytu je nutno ihned snížit rychlost letu a sklesat do "výšky" v kabině 4.000 m.

20/ Porucha automatického regulátoru teploty vzduchu v kabině.

Příznak :

- Nadměrné zvýšení nebo snížení teploty vzduchu v kabině.

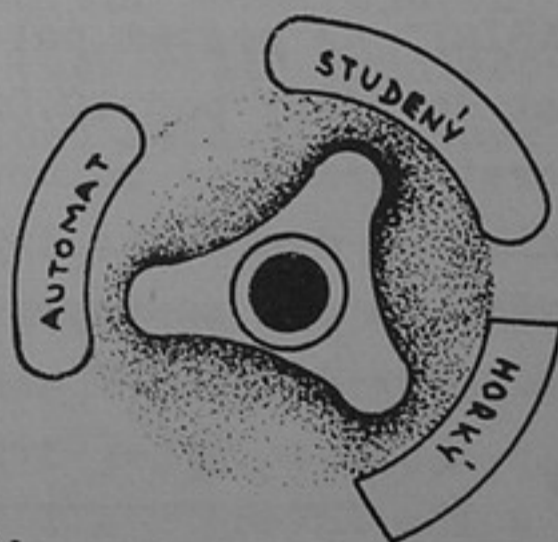
Činnost :

- Přejít na ruční regulaci teploty vzduchu v kabině. Teplota v kabině po úplném přestavení clon ve směšovači do polohy "HORKÝ", nebo "CHLADNÝ" se změní během 2 až 3 minut.
- Udrží-li se vysoká teplota v kabině, snížit otáčky motoru a sklesat do výšky pod 10.000 m.

Zůstává-li teplota v kabině velmi vysoká, uzavřít kohoutem "NAPÁJENÍ KABINY" přívod vzduchu přestavením kohoutu do polohy "ZAVŘENO" a ve výšce max. 4.000 m odtěsnit kabinu. Při krajně neúnosném teplotním režimu v kabině přerušit plnění úkolu.

Při poklesu teploty vzduchu v kabině přepnout páčkový prepínač ohřevu kabiny do polohy "HORKÝ". Teplota vzduchu v kabině se musí zvýšit během 1,5 - 2 minut. Za účelem rychlejšího ohřevu kabiny je účelné zvýšit otáčky motoru.

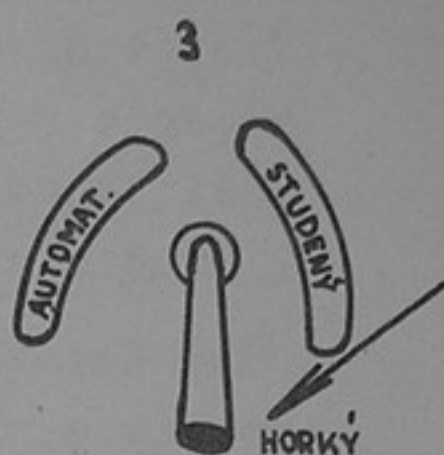
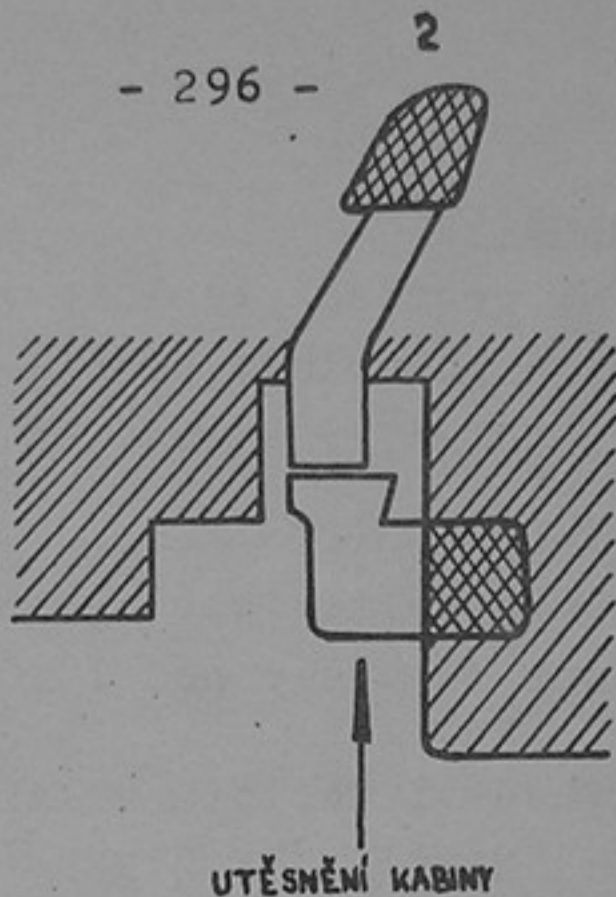
ÚPLNÉ PŘESTAVENÍ ZA 2-3min.



21/ Opocování skla krytu kabiny.

Činnost :

- Zkontrolovat polohu kohoutu "NAPÁJENÍ KABINY". Rukojeť kohoutu musí být v poloze "OTEVŘENO" (vpředu).
- Zkontrolovat, je-li kryt kabiny utěsněn.
- Zapnout přívod horkého vzduchu do kabiny přestavením tlačítkového vypínače "OHŘEV KABINY" do polohy "HORKÝ".
- Nezmizí-li opocení, vysunout vzdušné brzdy a zvýšit otáčky motoru a snížit vertikální rychlost klesání.

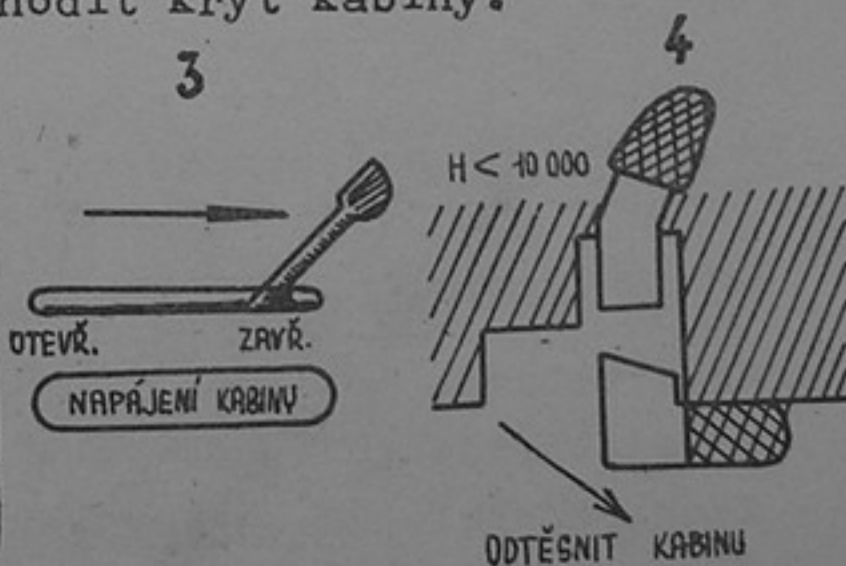
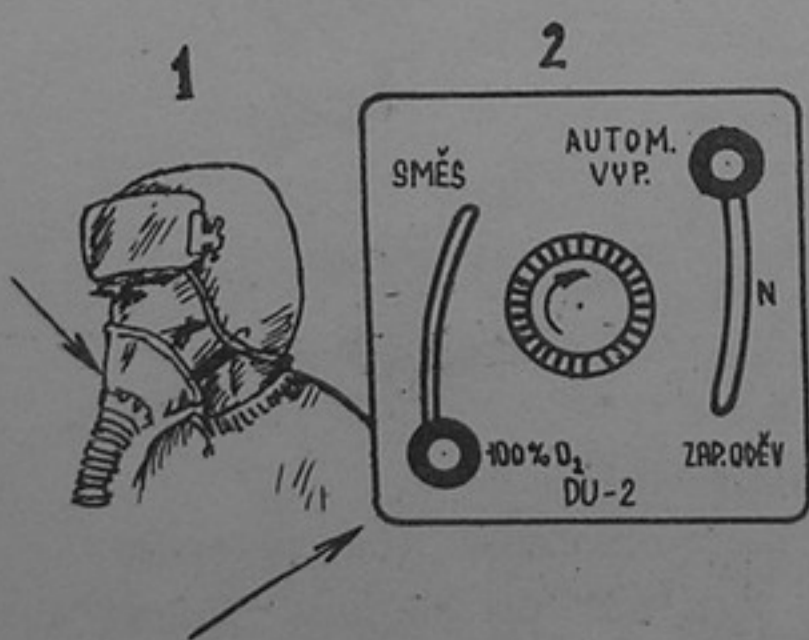


- VDUŠ. BRZDY
- ZVÝŠIT OT.
- SNIŽIT V<sub>v</sub>

22/ Dým v kabině.

Činnost :

- Ihned použít masku, uzavřít průhledový štítek utěsněné přilby (byl-li sejmут nebo odklopen).
- Přejít na dýchání čistého kyslíku přestavením rukojetě automatu přisávání vzduchu na DU-2 do polohy "100 % O<sub>2</sub>".
- Vypnout napájení kabiny přestavením kohoutu "NAPÁJENÍ KABINY" na pravém pultu do krajní zadní polohy, sklesat do výšky pod 10.000 m, odtěsnit kabinu a zkontrolovat parametry motoru.
- Vniká-li dým do kabiny i nadále, snížit rychlost a výšku letu a postupovat podle situace. Podle potřeby ve výšce pod 5.000 m odhodit kryt kabiny.





23/ Opocování, nebo přehřívání průhledového štítku GŠ.

Činnost :

- Ovladač reostatu ohřevu RG-10 otočit ve směru chodu hodinových ručiček do dorazu, podle potřeby použít tlačítko "RYCHLÝ OHŘEV GŠ".
- Po odstranění opocení posunout index rukojeti reostatu mírně doprava vzhledem k původní poloze.

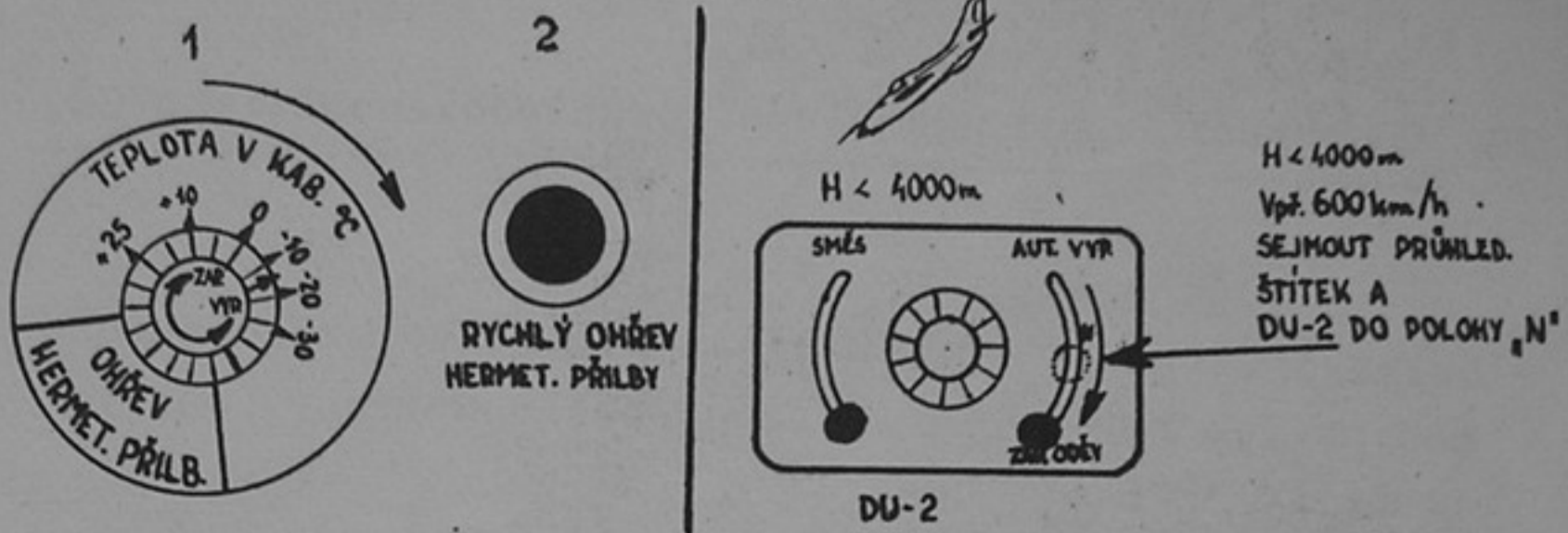
Nepodařilo-li se odstranit opocení průhledového štítku GŠ ani reostatem, ani tlačítkem ohřevu je nutno :

- sklesat do výšky 4.000 m maximálně možnou vertikální rychlostí,
- v klesání přestavit rukojeť na DU-2 pro zapnutí nouzové dodávky kyslíku z polohy "N" do polohy "ZAPNUTÍ ODĚVU",
- po sklesání do výšky 4.000 m snížit přístrojovou rychlost na 600 km/h, sejmut (odklopit) průhledový štítek GŠ a přestavit rukojeť pro zapnutí nouzové dodávky kyslíku do polohy "N".

Jestliže se průhledový štítek GŠ po zapnutí nouzové dodávky kyslíku dále opocuje, sejmut jej ve výšce maximálně 8.000 m a přiložit jej k obličeji tak, aby se horní okraj štítku nacházel pod úrovní očí a zakrýval nos, a aby nepřekážel pozorování přístrojů (štítek GŠ-6 odklopit).

Po sklesání do výšky 4.000 m odstranit štítek od obličeje a vypnout nouzovou dodávku kyslíku.

Při přehřívání průhledového štítku GŠ otočit rukojeť reostatu "OHŘEV GŠ" doleva do dorazu. Neochlazuje-li se sklo, sklesat do výšky 4.000 m, sejmut (odklopit) průhledový štítek GŠ při přístrojové rychlosti max. 700 km/h a rozpojit kabel ohřevu skla.



**POZNÁMKA :**

Ve vyjíměčných případech lze letět vodorovným letem při "výšce" v kabině maximálně 8.000 m se zapnutou nouzovou dodávkou kyslíku jak s navlečeným, tak i s přiloženým průhledovým štítkem GŠ (s odklopeným štítkem GŠ-6). Přitom věnovat hlavní pozornost zbytku kyslíku, protože jeho spotřeba značně narůstá. Poklesne-li tlak v kyslíkovém systému na 30 kp/cm<sup>2</sup>, sklesat do výšky 4.000 m.

**24/ Námraza na letounu.**  
 -----

Tvoří-li se námraza na letounu a na krytu kabiny při výstupu nad mraky, je nutno vyletět nad mraky a ve vodorovném letu zapnout protinámrazové zařízení (zařízení zapínat impulsy v trvání 6 až 8 sec. s intervaly 10 až 15 sec.).

Tvoří-li se námraza na letounu při sestupu pod mraky, režim letu neměnit a protinámrazové zařízení krytu kabiny zapínat od výšky 1.000 m. K odstranění ledu se doporučuje zvýšit přístrojovou rychlost letu (je-li to z hlediska podmínek letu možné) ve středních výškách na 700 km/h, ve velkých výškách na pravou vzdušnou rychlost 800 - 900 km/h.

25/ Poškození pneumatiky, nebo kola při rozjezdu.

Příznaky :

- Silné třesení letounu.
- Vznik zatáčivého momentu a klonění letounu do strany poškozené pneumatiky.

Činnost :

V 1. polovině rozjezdu :

- přerušit vzlet,
- vypnout motor,
- bránit zatáčení letounu,
- vypustit brzdící padák.

Jestliže se nedaří zabránit zatáčení letounu, vypnout automat brzdění kol a brzděním protilehlého kola až do stržení vzorku bránit zatáčení letounu.

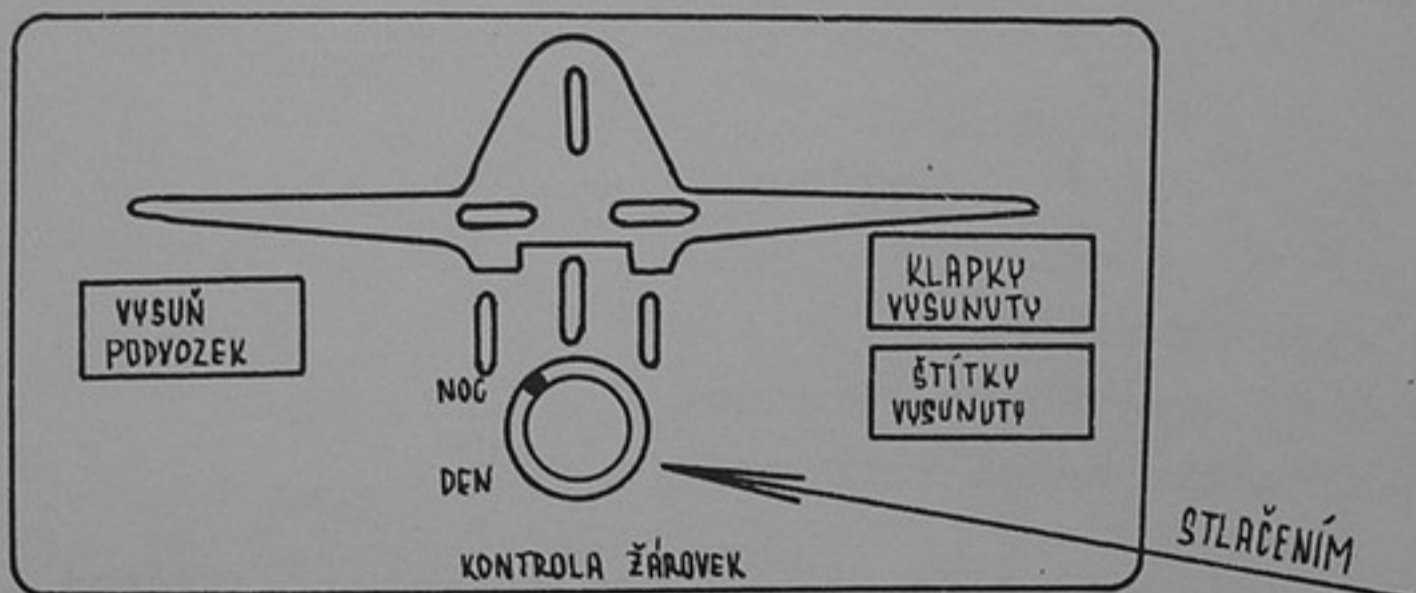
Ve 2. polovině rozjezdu (před odpoutáním) :

- pokračovat ve vzletu,
- ihned po odpoutání letounu zabrzdit kola, podvozek nezasouvat, (při plnění bojového skolu lze podvozek zasunout),
- během pristávacího manévru vypnout brzdu příďového kola a přistávat normálně na VPD,
- po dosednutí vypnout motor,
- vypustit brzdící padák a normálně brzdit. Snahu letounu zatáčet při dojezdu vyrovnávat vychýlením směrového kormidla a brzdami.

Zbytek paliva musí v tomto případě být minimální.

26/ Nevysunutí podvozku při normálním vysouvání (normální tlak v hlavním hydraulickém systému).

V případě nevysunutí, nebo neúplného vysunutí podvozku je nutno se přesvědčit o bezvadnosti signalizace podvozku stlačením tlačítka kontroly žárovek.



Nesvítili-li jedna ze žárovek, ponechat ovladač v poloze "VYSUNUTO". S povolením ŘL proletět nad letišťem v malé výšce min. 50 m ( $V_{př}$  min. 450 km/h) a po potvrzení, že podvozek je vysunut normálně přistát.

Je-li signalizace v pořádku, přesunout ovladač podvozku nejdříve do polohy "PODVOZEK ZASUNUT" a potom aniž se zdržíme v neutrální poloze přesunout jej do polohy "VYSUNUT". Zkontrolovat vysunutí podle signalizace. Nevysunul-li se podvozek, nebo zůstal-li v mezilehlé poloze, uvedenou činnost opakovat 2 x - 3 x. Přitom podle situace a podmínek letu vytvářet přetížení proměnného smyslu. Ovladač podvozku musí být v poloze "PODVOZEK VYSUNUT". (Proměnný smysl znamená záporné a kladné přetížení.)

Nesejdou-li všechny podvozkové nohy ze závesných zámků, což svědčí o vadě elektrické části systému vysouvání a zasouvání (přepínač, elektromagnetický ventil podvozku, elektrické vedení), vysunout podvozek nouzově.

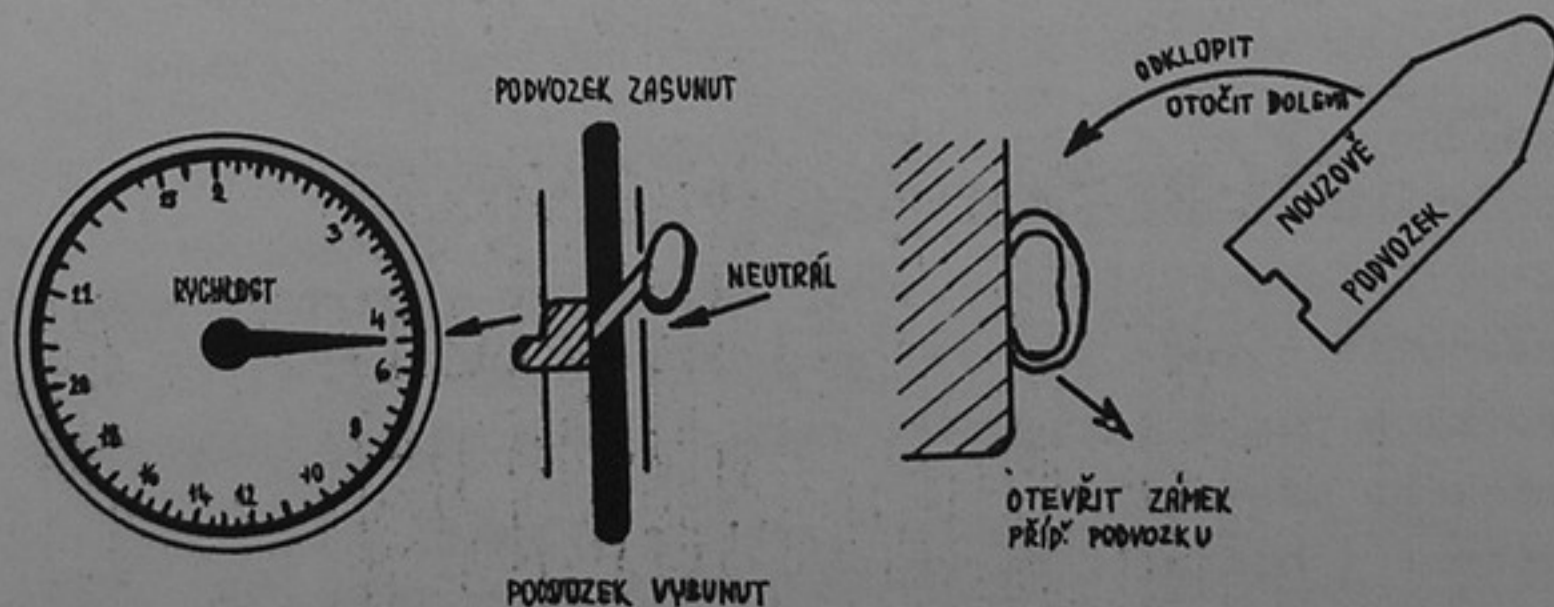
Nevysunuly-li se po provedených opatřeních všechny tři podvozkové nohy, opustit letoun.

### 27/ Nouzové vysunutí podvozku.

Nelze-li vysunout podvozek normálně, je nutno jej vysunout nouzově takto :

- snížit rychlost letu na 500 km/h,
- přesunout ovladač podvozku do polohy "PODVOZEK ZASUNUT" a potom do neutrální polohy,
- otevřít zámek příďové nohy táhlem pro otevírání zámku zasunuté polohy a zkontrolovat uvolnění nohy ze zámku podle zhasnutí červené žárovky a podle částečného (nebo úplného) vysunutí mechanického ukazatele,
- otevřít nouzový kohout vysunutí podvozku. Vysunutí podvozku zkontrolovat podle světelné signalizace a podle úplného vysunutí mechanického ukazatele příďové podvozkové nohy.

estliže se při nouzovém vysouvání podvozku nevysunula jedna z hlavních noh, opustit letoun. Nevysunuly-li se obě hlavní podvozkové nohy, provádět přistání na travnatou VPD na příďové kolo, vysunuté vzdušné brzdy a prázdnou příďavnou nádrž (je-li zavěšena).



28/ Nevysunutí jedné z hlavních podvozkových noh.

Dojde-li k nevysunutí jedné z hlavních podvozkových noh a je-li tlak v hlavním hydraulickém systému, je nutno provést 2 - 3 pokusy o vysunutí této nohy (se současným vytvářením přetížení), a jestliže se noha nevysunula, zasunout podvozek. Podvozek v tomto případě nouzově nevysouvat. Před přistáním odhodit podvěsy (kromě prázdné přídavné nádrže). Přistávat na travnatou VPD s vysunutou přídovou nohou (po jejím předběžném vysunutí táhlem pro otevírání zámku zasunuté polohy), na vysunuté vzdušné brzdy, na prázdnou přídavnou nádrž (byla-li zavěšena),

Uskutečnit normální přistávací manévr. Zbytek paliva musí být minimální. Před třetí zatáčkou utáhnout a zajistit poutací popruhy. Před dosednutím vypnout motor. Při přistávání nepřipustit vysoké podrovnání a výdrž. Po dosednutí vypustit brzdící padák a vypnout akumulátor.

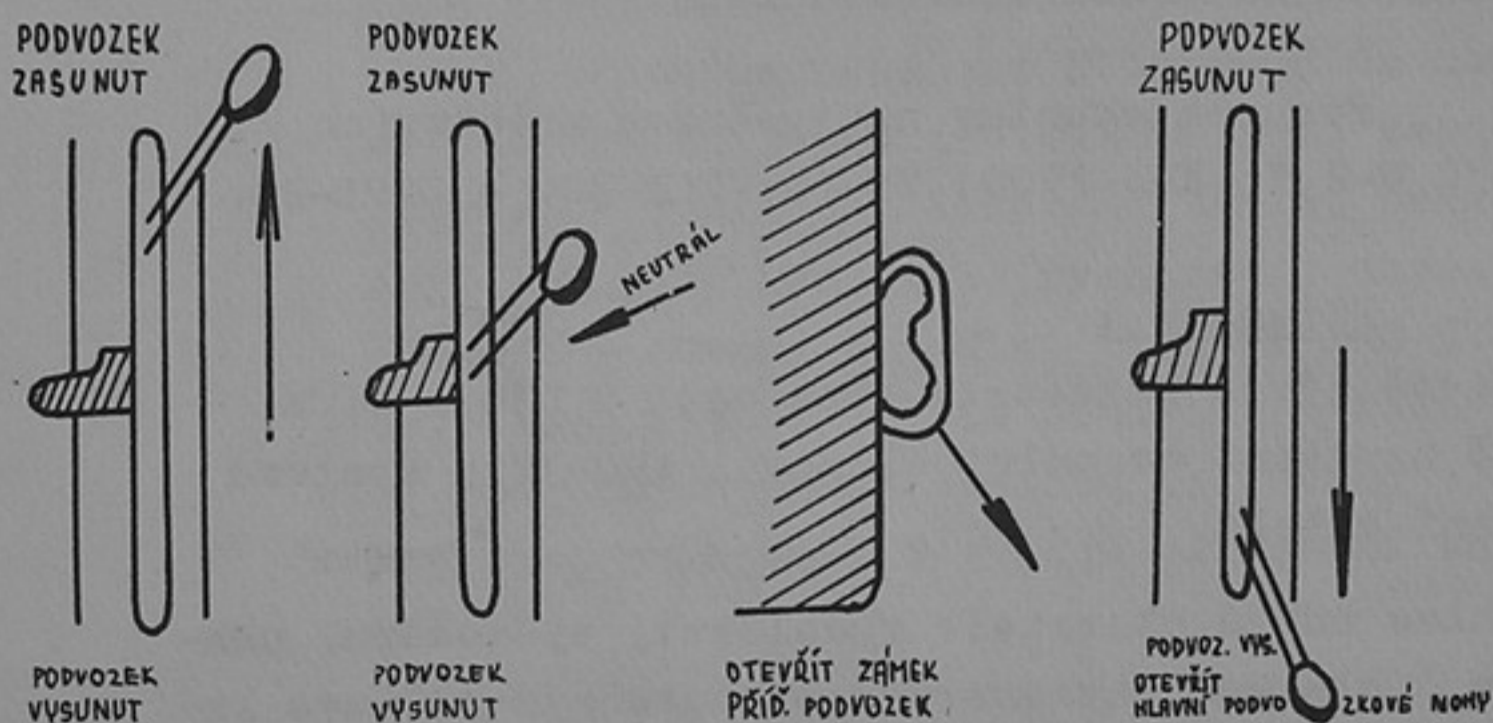
29/ Nevysunutí přídové podvozkové nohy.

V případě nevysunutí přídové podvozkové nohy po několika pokusech při vysunutých hlavních nohách a je-li tlak v hlavním hydraulickém systému, je nutno :

- zasunout hlavní podvozkové nohy a přesunout ovladač podvozku do neutrální polohy,
- otevřít zámek přídové nohy táhlem pro otevření zámku zasunuté polohy (zjistí se podle zhasnutí červené žárovky a podle částečného nebo úplného vysunutí mechanického ukazatele),
- vysunout hlavní podvozkové nohy.

Jestliže se příďová podvozková noha nedorazila do zámku vysunuté polohy (nesvítí zelená žárovka příďové nohy), otevřít při neutrální poloze ovladače podvozku kohout nouzového vysunutí podvozku. Nedorazila-li se ani v tomto případě příďová noha, zvýšit rychlost na 700 km/h a vytvořit přetížení proměnného smyslu.

Jestliže se příďová noha po všech těchto opatřeních nevysunula, opustit letoun.



### 30/ Dojezd letounu při poruše brzdového systému.

---

Porucha brzdového systému kol se zjistí podle toho, že letoun není brzděn, nebo podle prudkého zabrzdění jednoho kola při stisknutí brzdové páčky.

V tomto případě je nutno :

- vypustit brzdící padák při rychlosti max. 320 km s horním uložením (280 km/h s dolním uložením),
- zasunout klapky,
- úplně uvolnit brzdící páčku, vypnout automat brzdění kol a plynulým stisknutím páčky brzdit, přičemž tlak v brzdách zvyšovat podle míry snižování rychlosti do-

- jezdu se zřetelem ke zbytku VPD,  
- podle potřeby vypnout motor.

Není-li letoun brzděn ani po vypnutí automatu brzdění kol (úplná porucha brzdového systému), použít po vypuštění brzdícího padáku a vypnutí motoru nouzové brzdění kol. Rukojeť nouzového brzdění přitahovat k sobě plynulými impulsy.

31/ Porucha snímačů PVD-5 a TP-156.  
-----

Porucha skupiny navigačních a letových přístrojů M-2,5; KUS-2500; VD-28; VAR-300 a UVPD-20.

Příznaky :

- Nesprávné údaje ukazatele rychlosti a čísla M, a rovněž narušení normální činnosti ARU-3V a systému ovládání kužele.
- Nesouhlas údajů ukazatele rychlosti, výškoměru, ukazatele čísla M a variometru se skutečným režimem letu (nesouhlas s údaji umělého horizontu, s režimem chodu motoru a s režimem letu letounu) a narušení normální činnosti ARU-3V a systému ovládání kužele.
- Současné nesprávné údaje ukazatele rychlosti a čísla M, narušení normální činnosti ARU-3V a systému ovládání kužele svědčí o poruše systému celkového tlaku.

Současné nesprávné údaje ukazatele rychlosti, výškoměru, ukazatele čísla M, variometru a narušení normální činnosti ARU-3V a systému ovládání kužele svědčí o poruše statického systému a systému celkového tlaku.

V případě úplné poruchy PVD nebo poruchy systému statického tlaku se naruší normální činnost systému ovládání kužele, automatiky ARU-3V, snímačů výš-



ky zařízení SOD-57M a zaměřovače ASP-5ND.

Činnost :

- Zkontrolovat zapnutí AZS "PVD-HODINY" a není-li zapnut, zapnout jej.
- Nebyl-li AZS "PVD-HODINY" zapnut a po jeho zapnutí se během 2 - 3 minut obnovila funkce navigačních a pilotovacích přístrojů, pokračovat v plnění úkolu.
- Byl-li AZS "PVD-HODINY" zapnut, nebo se za 2 - 3 min. po jeho zapnutí funkce přístrojů neobnovila, je nutno:
  - = jsou-li příznaky poruchy v systému celkového tlaku, přepnout napájení přístrojů na nouzový snímač TP-156 a zkontrolovat, je-li zapnuto jeho vyhřívání. Je-li snímač TP-156 bezvadný, musí se údaje ukazatele rychlosti, ukazatele čísla M a rovněž normální činnost ARU-3V a systému ovládání kužele obnovit. Neobnovila-li se provozuschopnost systému celkového tlaku, přepnout napájení přístrojů na hlavní snímač PVD,
  - = jsou-li příznaky poruchy systému statického tlaku, nebo neobnovila-li se funkce systému celkového tlaku, přerušit úkol a letět na letišťě přistání, přičemž udržovat režim letu podle údajů umělého horizontu v kombinaci s EUP a otáčkami motoru. Výšku letu zjišťovat podle přístroje UVPD-20 (ve výškách nad 2.000 m se "výška" v kabině přibližně rovná polovině výšky letu letounu a pod 2.000 m přibližně výšce letu letounu). Provádí-li se přístrojový přistávací manévr, upřesňovat režim letu podle údajů prostředků RTZ.

Úhly sklonu a otáčky RNT pro různé režimy letu při poruše PVD jsou uvedeny v následující tabulce:

## Úhly sklonu a otáčky RNT při poruše PVD

Režim letu	Úhel sklonu podle AGD, stup.	Otáčky RNT, %	$V_{př}$ , km/h	$V_v$ , m/sec.
Stoupání (podvozek a klapky zasunuty) : $H = 2.000$ m $H = 4.000$ m	+ 14 + 11	maximál maximál	$V_p = 870-900$ $V_p = 870-900$	30 až 35 25 až 30
Vodorovný let (podvozek a klapky zasunuty), $H = 5.000$ m	+ 4	83-84	600	0
Klesání (podvozek vysunut, klapky zasunuty), $H = 2.000$ m z $H = 2.000$ m do $H = 1.000$ m z $H = 1.000$ m do $H = 600$ m z $H = 600$ m do $H = 300$ m (klapky vysunuty)	- 6 - 3 - 2 0 - 1	80 85 88 88	500 500 500 450	30 15 10 3 až 5
Vodorovný let po okruhu, $H = 500$ m - podvozek a klapky zasunuty - podvozek vysunut, klapky zasunuty	+2 - +3 +3	80 90	600 500	0 0
Klouzání po čtvrté zatáčce z $H=300$ m nad VPRS, podvozek a klapky vysunuty	-	70 - 75	350 - 400	3 až 5

Došlo-li k poruše systému PVD ve velké výšce při forsážním režimu chodu motoru, je nutno vypnout forsáž a ručně zasunout kužel vstupního ústrojí. Podle potřeby převést automatiku ARU na ruční ovládání. Před přistáním přesunout ARU ručně do polohy "MALÁ RYCHLOST".

### 32/ Porucha dynamy .

-----

#### Příznaky :

- Na tablu se rozsvítí signální žárovka "GENERÁTOR VYPNUT".
- Voltmetr ukazuje pokles napětí (21 - 22 V namísto 23 - 29 V),
- Ručka počítáče ampérhodin ISA se posunuje k nule (dochází k vybíjení akumulátorové baterie).

#### UPOZORNĚNÍ !

Při poruše dynamy se automaticky odpojuje měnič PO-1500 VT-21, který napájí letounový radiolokační dálkoměr SRD, zaměřovač ASP, odpovídač vzdálenosti a automatické odpalovací zařízení raket.

#### Činnosti :

- Přerušit plnění nádrží.
- Upravit otáčky RNT maximálně 95 %.
- Příklad hlásit rádiem a letět na nejbližší letiště s rozpočtem na minimální dobu letu.
- Vypnout autopilota (nejdříve režim stabilizace a potom režim tlumení).

Doba bezpečného letu letounu s porouchaným dynamem a napájení spotřebičů elektrické energie z palubních akumulátorových baterií ve dne i v noci činí přibližně 16 až 21 minut. Přitom napětí na voltmetru musí být okolo 21 V.

K prodloužení doby bezpečného letu na 33 až 45 minut lze dodatečně vypnout spotřebiče elektrické energie, které podle podmínek letu nejsou nutné (palivová čerpadla druhé a třetí skupiny nádrží, SOD, ARK-10, SRO a RSI).

#### UPOZORNĚNÍ !

Vypnutí palivového čerpadla druhé skupiny nádrží lze ve výšce max. 6.000 m při naplnění letounu palivem, které používáme. (PL-4)

Poklesne-li napětí v palubní síti pod 20 V, je nutno :

- ve dne za ZPP, kdy nelze provádět srovnávací orientaci, sestoupit pod mraky k letišti přistání ve skupině jako vedený; nebo není-li možný přistávací manévr za vidu, a rovněž v noci za ZPP, opustit letoun;
- ve dne a v noci za NPP, kdy je viditelný horizont a lze přilétávat k letišti pomocí srovnávací orientace, sledovat údaje variometru, rychloměru, výškoměru a otáčkoměru, je nutno letět na nejbližší letišti s dodržováním ustanovení, které bylo rozebráno ve stati "Pokles tlaku paliva".

#### POZNÁMKA :

Poklesne-li napětí v palubní síti pod 20 V, vysunout podvozek nouzově a přitom mít na zřeteli, že se brzdící padák nemusí vypustit a že nebude pracovat automat brzdění kol.

33/ Porucha měniče PO-750A.

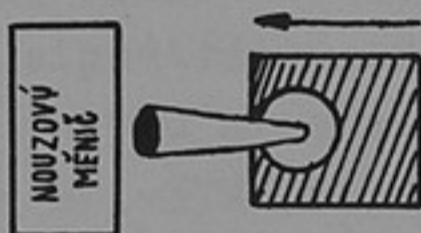
#### Příznaky:

- Přerušování rádiového spojení na všech kanálech.
- Radiokompas přestane reagovat na změny směru letu.

- Přerušeni činnosti SRO, MRP-56P.
- Ručička tlakoměru oleje se posune na nulu.

Činnost :

- Přepnout spotřebiče na měnič PO-1500 VT-21 vypínačem "NOUZOVÉ NAPÁJENÍ SPOTŘEBIČŮ STŘÍDAVÉHO PROUDU" na pravém pultu přední kabiny nebo na vertikální části pravého pultu zadní kabiny, přitom se od měniče PO-1500 VT-21 odpojí všechny spotřebiče kromě odpovídáče SOD.



34/ Porucha umělého horizontu AGD-1.

-----

Porucha nebo nesprávné údaje umělého horizontu za letu se zjistí porovnáním údajů celé skupiny pilotovacích a navigačních přístrojů a rovněž podle rozsvícení signální žárovky na ukazateli AGD-1.

Jsou-li údaje umělého horizontu nesprávné, je nutno v přímočarém vodorovném letu zajistit přístroj krátkodobým stlačením tlačítka, přičemž se rozsvítí signální žárovka na ukazateli na dobu max. 15 sec. Jestliže se údaje přístroje neobnovily, nebo přístroj po obnovení dává údaje neodpovídající skutečným úhlům náklonu a sklonu, je umělý horizont vadný.

Je-li umělý horizont vadný, přerušit plnění úkolu a přejít na pilotování letounu podle zatačkoměru spolu s výškoměrem, variometrem, rychloměrem a KSI nebo GIK-1. Při letu za ZPP pilotovat letoun ze zadní kabiny.

35/ Porucha kursového systému KS I.  
-----

Příznaky :

- S-tupnice ukazatele UGR-4U se v zatáčkách letounu nepohybuje, nebo se pohybuje trhaně.
- V ustáleném přímočarém letu se stupnice kolébá.

Činnost :

- Přerušit plnění úkolu.
- Přílet k letišti přistání uskutečnit podle ARK, periodicky kontrolovat vzdálenost od letiště dotazem od VS a směr letu kontrolovat podle rádiového zaměření.

Přistávací manévr ve dne za ZPP a v noci provést podle povelů řídicího přistání.

POZNÁMKA :

Jestliže se v přímočarém vodorovném letu při ustálené rychlosti a při stlačeném tlačítku sesouhlasení obnoví správné údaje kursového systému KSI /GIK-1/, což svědčí o poruše gyroagregátu, lze ke zjištění magnetického kursu ve vodorovném letu přímočarém stlačovat tlačítko sesouhlasení. Pokud letoun přitom manévruje, nebudou údaje kursového systému při stlačeném tlačítku sesouhlasení správné.

36/ Porucha rádiového spojení.  
-----

Zkontrolovat :

- Spolehlivé spojení spoje přechodového kabelu GŠ (kukly).
- Polohu ovládacích a seřizovacích orgánů radiostanice RSIU-5 (je-li nastaveno správné číslo spojovacího kanálu, regulátor hlasitosti v krajní pravé poloze, přepínač "RÁDIO-KOMPAS" v poloze "RÁDIO", vypínač ome-

zovače šumů v poloze "VYPNUT", přepínač výkonu v poloze "PLNÝ VÝKON", polohu přepínačů na zesilovači UK-2M).

- Činnost rádiové stanice na jiných spojovacích kanálech.
- Zkontrolovat spojení ze zadní kabiny.

Nebyly-li kontrolou zjištěny žádné závady, avšak spojení se neobnovilo, je nutno:

- přerušit plnění úkolu a letět na letišti, přičemž pokračovat ve vysílání v místech podle plánu spojení,
- zapnout tísňový signál dotazovače SRO a periodicky označovat svoji polohu stlačením tlačítka "ROZPOZNÁVÁNÍ" odpovídače SOD-57M po přepnutí přepínače druhu činnosti SOD - 57M do polohy "NAVEDENÍ HRUBĚ",
- za letu nad mraky nebo v mracích letět nad přírodní rádiovou stanicí letišti přistání a přistávací manévry provést podle systému OSP,
- za letu pod mraky nevlétat do mraků,
- za letu v noci provést průlet nad VPD při přístrojové rychlosti 500 km/h s vysunutým palubním světlometem a periodicky označovat svoji polohu blikáním polohovými světly (jejichž jas nastavit do polohy "100%").

POZNÁMKA :

Je-li rádiová stanice nepracuje v režimu vysílání, ale příjem je normální, je nutno plnit rozkazy ŘL.

Je-li přírodní rádiová stanice doplněna zařízením umožňujícím řídicímu létání vysílat jejím prostřednictvím, využívat pro příjem povelů přijímače ARK-10. Přitom je nutno :

- pomocí radiostanice hlásit ŘL přechod na příjem prostřednictvím ARK,
- přepnout přepínač "RÁDIO-KOMPAS" na ovládacím pultu

- RSIU-5 do polohy "KOMPAS",
- přepnout přepínač druhu činnosti na ovládacím pultu ARK-10 do polohy "ANTÉNA",
  - po přijetí povelů řídicího létání periodicky přepínat přepínač druhu činnosti na ovládacím pultu ARK-10 z polohy "ANTÉNA" do polohy "KOMPAS", jinak ručka radiokompasu nebude ukazovat směr k přírodní rádiové stanici.

### 37/ Porucha radiokompasu.

-----

#### Příznaky:

- Ručka radiokompasu se při změně směru letu nepohybuje.
- Ručka radiokompasu se otáčí nebo se samovolně vychyluje ze směrníku v přímočarém letu (volací znaky mohou být slyšet).

#### Činnost :

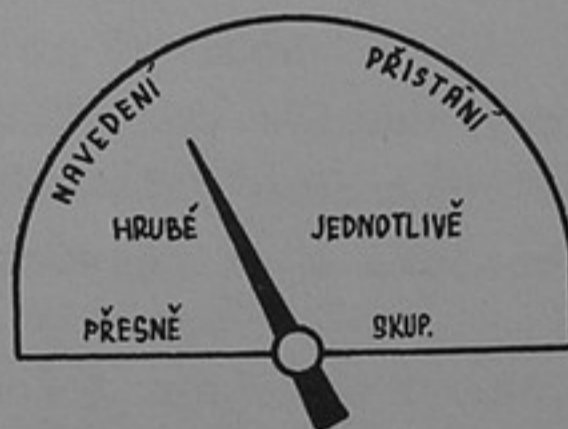
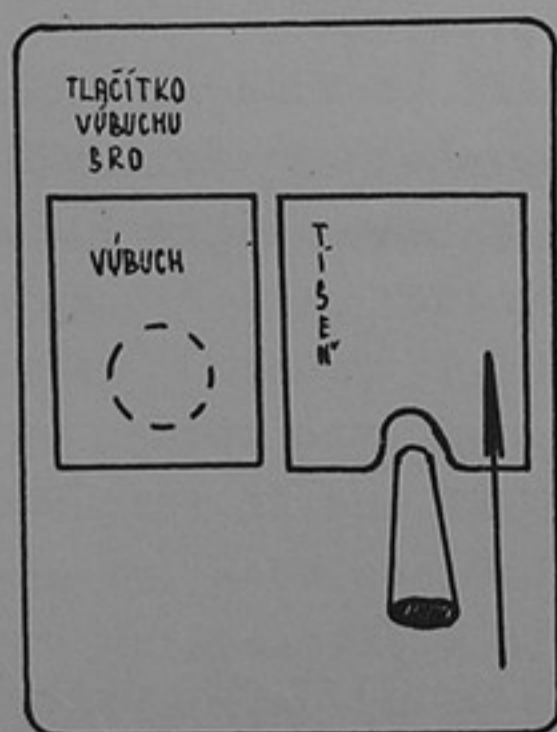
- Přesvědčit se, že přepínač druhu činnosti na ovládacím pultu ARK-10 je nastaven v poloze "KOMPAS" a přepínač "PŘÍVOD. DÁLNÁ - BLIŽNÁ" v poloze "DÁLNÁ".
- Tlačítko zvolené přírodní rádiové stanice je stlačeno a že ARK je naladěn na kmitočet zapsaný v tabulce zjištěných kmitočetů na ovládacím pultu.
- Krátkodobě přepnout přepínač "RÁDIO-KOMPAS" na ovládacím pultu radiostanice do polohy "KOMPAS" a přesvědčit se poslechem volacích znaků přírodní radiostanice, že je v činnosti. Nejsou-li volací znaky slyšet, nebo jsou-li pochyb. o činnosti přírodní radiostanice, informovat se u řídicího létání, zda přírodní radiostanice je v provozu.
- Není-li VPRS v provozu, přepnout radiokompas na BPRS a pracuje-li radiokompas normálně, pokračovat v plnění úkolu.



Jestliže se provozuschopnost radiokompasu neobnovila, je nutno vyžádat kurs k letišti přistání a pilotovat letoun podle údajů kursového systému KSI, periodicky kontrolovat kurs a vzdálenost od letiště dotazem u pozemního radiolokátoru a rádiového zaměřovače.

Dojde-li k poruše radiokompasu v mracích, nad mraky, nebo v noci, je nutno :

- zapnout signál "NOUZE" a periodicky označovat svoji polohu stlačováním tlačítka "ROZPOZNÁVÁNÍ" SOD-57M (přitom přepínač druhu činnosti SOD-57M musí být přepnut v poloze "NAVEDENÍ HRUBÉ", )
- přistávací manévr provést podle kursového systému KSI (GIK-1) a podle povelů řídicího přistání (přitom přepínač druhu činnosti odpovídače SOD-57M je nutno přepnout do polohy "PŘISTÁNÍ JEDNOTLIVĚ", ), periodicky kontrolovat polohu letounu vzhledem k VPD vyžádáním rádiového zaměření.



- Přepínač SOD do polohy "PŘISTÁNÍ JEDNOTLIVĚ" jen v tom případě, je-li na letišti použit přistávací RL RP-6. Systém RSP vybavený RL RL-2 nemá zařízení pro využívání aktivní odpovědi SOD-57M.

38/ Přistání mimo letiště (nouzové pásmo).  
-----

Přistání mimo letiště lze provádět na plochy umožňující přistání na podvozek, je-li pilot přesvědčen o úspěchu přistání. Před přistáním mimo letiště je nutno :

- hlásit místo přistání ŘL,
- odhodit přídavnou nádrž, je-li v ní palivo,
- nouzově odhodit rakety, pumy a bloky UB,
- vysunout podvozek a klapky,
- sklonit se k přístrojové desce, odhodit kryt kabiny ve výšce 1500 - 2000 m ve vodorovném letu při  $V_{př}$  - 400 - 700 km/h,
- přitáhnout a zajistit upínací popruhy,
- před dosednutím vypnout motor, po dosednutí vypustit brzdící padák a vypnout akumulátor,
- v dojezdu brzdit podle pevnosti terénu a překážek (automat brzdění kol nefunguje).

Nouzové přistání vždy provádět:

- s vysunutým podvozkem,
- s vysunutou příďovou nohou, s vysunutými vzdušnými brzdami a se zasunutými hlavními podvozkovými nohami.

39/ Nouzové opuštění letounu za letu.  
-----

Všeobecné ustanovení :

- Je-li rozhodnuto uskutečnit katapultáž, je nutno :
- za letu v malé výšce, umožňují-li to podmínky, zvětšit výšku letu na 2.000 až 3.000 m nad terénem s využitím tahu motoru a rychlosti letounu,
  - za letu ve velkých výškách podle možnosti sklesat do výšky 3.000 až 4.000 m,

- podle možnosti převést letoun do stoupání, nebo do vodorovného letu a snížit rychlost na 400 až 600 km/h,
- za letu při ZPP se snažit opustit letoun před vzlétnutím do mraků v přímočarém letu,
- za letu nad vodní hladinou klouzat směrem k pobřeží,
- za letu poblíž státních hranic klouzat, umožňuje-li to situace směrem na vlastní území,
- podle možnosti zapnout signál "TÍSEŇ" a rádiem ohlásit přibližný prostor letu,
- před opuštěním letounu, je-li pád letounu možný na území jiného státu, stlačit tlačítko "ODPAL SRO".

V neodkladných případech se ihned katapultovat při libovolném režimu letu.

POZNÁMKA :

Při letu v zakryté kabině odkrýt záclonku.

Činnost letové osádky po rozhodnutí ke katapultáži !

- Spustit barevný filtr ochranné přilby.
- Těsně se přitisknout zády k sedačce a hlavou k podušce záhlavníku sedačky.
- Odhodit kryt kabiny odklopením a přitažením páky odhozu krytu kabiny úplně k sobě (je umístěna na pravém boku kabiny).
- Opustit letoun katapultáží pomocí držadel na vaně sedačky, nebo spouštěcích pák na opěradlech sedačky.
- Po katapultáži a uvolnění upínacího systému odstrčit rukama sedačku od sebe.

Zdvojení činnosti automatiky:

a) Ve výškách pod 3.000 m :

- za 2 - 3 sec. po katapultáži odjistit a vytáhnout páčku na přední stěně pravého opěradla sedačky,

- po oddělení od sedačky ve výškách nad 1.000 m nad terénem pokračovat v pádu do otevření padáku přístrojem KAP-3, k čemuž dojde po dosažení výšky nastavené na přístroji,
  - po oddělení od sedačky ve výškách pod 1.000 m nad terénem ihned otevřít padák výtažným kroužkem.
- b) Ve výškách nad 3.000 m pokračovat v pádu společně se sedačkou do výšky přibližně 3.000 m a pak postupovat podle bodu a).

#### UPOZORNĚNÍ :

1/ Pořadí odhození odklopné části kabiny a katapultáže :

- jako první odhazuje kryt kabiny pilot v přední kabině a potom pilot v zadní kabině,
- jako první se vystřeluje pilot ze zadní kabiny, potom pilot z přední kabiny.

2/ Je-li potřeba otevřít padák ve výšce nad výškou stanovenou na přístroji KAP-3 (intenzivní otáčení při pádu, silná bolest v uších, opuštění letounu nad vysokohorským terénem), ale nikoliv nad H-9.000 m, otevírat padák nejdříve 5 sec. po oddělení od sedačky.

#### 40/ Činnost při poruše vystřelovacího systému sedačky.

Dojde-li k poruše vystřelovacího systému sedačky, je pro opuštění letounu bez katapultáže nutno :

- podle možnosti snížit rychlost letu na 350 - 400 km/h,
- zapnout padákový kyslíkový přístroj KP-27M (trhnout za červenou páčku ručního zapnutí přístroje),
- odpojit horní hlavici ORK stlačením páčky pod rukojetí horní hlavice ORK a vytáhnout hlavici vzhůru,

- odjistit páčku pro přitažení na levém štítku vany sedačky a přitáhnout ji k sobě, přitáhnout se provozním přitahovačem, potom páčku přitažení uvolnit,
- otevřít zámky zajištění pilota, k čemuž přitáhnout k sobě a nahoru držadlo umístěné na přední stěně pravého opěradla sedačky,
- otočit letoun na záda a prudce potlačit řídicí páku, čímž se vymrštít z letounu,
- po oddělení od letounu ve výškách pod 1.000 m ihned, ve výškách nad 1.000 m po dosažení výšky přibližně 1.000 m nad terénem otevřít padák výtažným okem.

#### 41/ Nouzové opuštění letounu na zemi.

-----

Vznikne-li havarijní situace na zemi (letoun je v klidu), je pro rychlé opuštění letounu nutno :

- vypnout motor,
- odpojit karabiny člunu MLAS-1 a NAZ od leteckého oděvu,
- vytrhnout jehlici pro nouzové rozpojení na regulátoru RSD-3M po předchozím jejím sejmutí ze zajišťovače,
- má-li pilot oděv proti přetížení (VKK), vytrhnout jeho hadici ze spojky horní hlavice ORK,
- rozpojit spoje rádiového spojení a ohřevu průhledového štítku utěsněné přilby,
- otevřít zámek padáku a uvolnit se ze závěsného systému.
- otevřít zámky krytu kabiny provozní páčkou, ručně otevřít kryt kabiny a po nejbezpečnější cestě opustit letoun.

Nelze-li otevřít kryt kabiny provozní páčkou, odhodit jej páčkou pro nouzový odhoz.

Při vzniku ZPZL přebírá řízení letounu instruktor a řeší je ve spolupráci s řídicím létáním.

Ze zadní kabiny nelze samostatně řešit tyto zvláštní případy za letu :

- nouzové vysouvání a zasouvání kužele;
- ovládání protipumpážních dvířek;
- odjištění příďového kola podvozku (táhlem);
- odmrazování čelního skla překrytu kabiny;
- vyhřívání PVD;
- vysazení automatického regulátoru teploty vzduchu v kabině.

## HLAVA V.

### NOUZOVÉ OPUŠTĚNÍ LETOUNU

#### 1. Záchranné prostředky pilota

Pro nouzové opuštění letounu MiG-21U, jsou v přední i zadní kabině vystřelovací sedadla a systém nouzového odhození odklopných částí krytů.

Katapultovací systém zajišťuje bezpečné opuštění letounu v havarijní situaci jak při malých, tak i při velkých rychlostech letu. Sedadla jsou vybavena zařízením pro automatické přitažení pilota při vystřelení, které se uvádí do činnosti pomocí hlavních držadel nebo pomocí spoušťových pák na opěradlech sedaček.

Průběh katapultáže :

Jako první odhazuje kryt kabiny pilot v přední kabině, potom pilot v zadní kabině.

Jako první se vystřeluje pilot ze zadní kabiny, potom pilot z přední kabiny.

Po odpadnutí odklopné části kabiny pilot zatáhne za hlavní držadla, která jsou umístěna na přední části vany sedačky, nebo zmáčkne spoušťové páky (alespoň jednu z nich) na opěradlech sedačky. Přitom na začátku vytahování držadla nebo tlačení spoušťové páky se uvede do činnosti pyromechanismus, který pilota pevně přitáhne k opěradlu sedačky a uzamkne ho v této poloze. Potom je uveden do činnosti hlavní pyromechanismus a sedadlo se začne zvedat.

V okamžiku zvedání sedadla :

- je uveden do činnosti pyromechanismus stabilizačního padáčku;
- zapíná se automat AD-3U nastavený na dobu 1,5 sec.;
- následkem přetížení se nohy automaticky opřou o opěrky a jsou zachyceny;
- za 1,5 sec. od okamžiku vystřelení se uvádí v činnost časový automat AD-3U a přivede k výbuchu pyromechanismus 215 F;
- tyč se stabilizačním padáčkem se oddělí od sedadla;
- před ukončením činnosti pyromechanismu 215 F se otevírají všechny zámky poutacího systému, nohy jsou uvolněny a pilot se odděluje od sedadla.

POZNÁMKA :

- Pro nouzový odhoz krytu kabiny slouží rukojeť umístěná na pravé straně kabiny. Pro odhoz je nutno rukojeť odklopit a zatáhnout k sobě. V okamžiku zatažení rukojeti k sobě se odjišťuje pyromechanismus TSM-2500 - 38. (Jestliže kryt neodpadne, je možno provést katapultáž přes sklo.)
- V případě vysazení časovacího automatu AD-3U je nutno přivést do činnosti mechanismy 215 F pákou nouzového odemknutí zámku, zmáčknutím pojistky a zatažením páky k sobě.

UPOZORNĚNÍ :

Po použití páky odhozu krytu kabiny i při neodpadnutí krytu kabiny dojde k odjištění vystřelovacího mechanismu TSM-2500-38 a stlačením spoušťové páky nebo vytažením hlavního držadla je vystřelovací mechanismus uveden do činnosti.



V okamžiku odpoutání pilota od sedačky se zapíná automat KAP-3P, který je umístěn v padáku.

Při katapultáži z velké výšky pilot padá volným pádem do výšky, ve které je automat KAP-3P uveden do činnosti a otevírá padák. Jestliže se pomocí samočinného uvolňovače padáku KAP-3P padák neotevře, je nutno jej otevřít vytažením ručního uvolňovače ve výšce nejméně 1.000 m nad terénem.

V případě nutnosti otevření padáku ve větší výšce než je nastavena na přístroji KAP-3P (neustálé otáčení při pádu, silná bolest v uších, opuštění letounu nad vysokohorským terénem), otevřít padák 5 sec. po odpoutání sedačky, ne však výše jak 9.000 m.

Ve větší výšce než 9.000 m otevírat padák podle této tabulky :

Výška katapultáže v km	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
Výdrž do otevření padáku v sec.	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100

Padák S-3 :

Padák se může použít do váhy 120 kg. Je čtvercového tvaru se seříznutými rohy, silonový, plocha 56,5 m<sup>2</sup>.

Má 28 šňůr o délce 6 m.

Šňůry č. 1, 27 a 28 jsou dlouhé 6,5 m a tvoří kýl.

Pevnost šňůr je 180 kg.

Klesání 6 m/sec. při váze 100 kg.

Minimální výška při rychlosti 180 km/h je 100 m s okamžitým otevřením.

Minimální výška při rychlosti 400 km/h a více je 150 m (při katapultáži).

Maximální rychlost 550 km/h při okamžitém otevření.

Maximální rychlost 850 km/h při katapultáži.

Maximální výška pro otevření je 9.000 m.

#### Stabilizační padáček sedačky SPK-6381-69 :

Je určen ke stabilizaci sedadla po katapultáži. Padáček je čtvercového tvaru (4 trojúhelníková pole, která tvoří větrník). Je vyroben z kapronu.

Plocha 0,15 m<sup>2</sup>.

24 nosných šňůr.

Maximální rychlost 1400 km/h.

#### Samočinný uvolňovač KAP-3P :

KAP-3P je určen pro samočinné otevření padáku. Skládá se z časového mechanismu a aneroidu. Časový mechanismus umožňuje odjištění přístroje během 2 až 5 sec. od okamžiku jeho spuštění. Aneroid je opatřen stupnicí s dílkou 500 až 4.000 m. Zajišťuje časový mechanismus až do poslední vteřiny a nedovolí mu pracovat do té doby, dokud pilot nedosáhne výšky, na kterou je stupnice aneroidu nastavena. Při dosažení této výšky aneroid vlivem rostoucího atmosferického tlaku se smrští a uvolní časový mechanismus. Potom časový mechanismus ve zbývajících 0,8 až 1,2 sec. uvolní pružiny vytahovacího mechanismu spojené s lankem padáku. Při seskoku z menší výšky než je nastavena na stupnici aneroidu, přístroj je uveden do činnosti jen časovým mechanismem. Pro použití přístroje na padáku S-3 jsou na časovém mechanismu nastaveny 2 sec. a na aneroidu výška 4.000 m. Přístroj pracuje spolehlivě při teplotách  $\pm 50^{\circ}\text{C}$ .

Síla tlačných vzpružin je 28 až 32 kp. Pracovní zdvih lanka je  $70 \pm 2,5$  mm.

Padákový kyslíkový přístroj KP-27 M :

Zabezpečuje plynulou dodávku kyslíku při poruše palubní kyslíkové instalace a při katapultáži z výšky 18.000 m. Ovládání je : - ruční  
- automatické při katapultáži.

Dodávka kyslíku při teplotě  $20^{\circ}\text{C}$  je v první minutě nejméně 12,5 litrů, po 11-ti minutách nejméně 3 litry za minutu.

Při teplotě  $-50^{\circ}\text{C}$  v prvních 30 sec. dodává nejméně 9 litrů za minutu.

K naplnění přetlakového oděvu tlakem  $1 \text{ kp/cm}^2$  dochází za 15 sec.

Obsah 0,825 l zdravotního kyslíku.

Plnění na  $150 \text{ kp/cm}^2$ .

Váha 5,3 kg.

2. Nouzové opuštění letounu

Hlavní případy nouzového opuštění letounu.

Případy, při kterých je pilot povinen nouzově opustit letoun a řídicí létání vydat rozkaz k nouzovému opuštění jsou :

- neovladatelnost letounu;
- požár, který nelze uhasit palubními prostředky letounu;
- vysazení motoru, výška letu nedovoluje spustit motor za letu;
- zničení letounu za letu;
- nevybrání vývrtky, strmé spirály, nebo pádu do výšky

- stanovené jako minimální;
- úplné vysazení pilotážních a navigačních přístrojů při letech za ZPP (v mracích nebo nad mraky), kdy není jiná možnost bezpečně přivést letoun na přistání jinými prostředky;
  - při vyčerpání paliva;
  - zhoršení zdravotního stavu pilota, který mu zabráňuje pokračovat v letu.

#### Opuštění letounu ve vzduchu.

Činnost pilota pro případné opuštění letounu ve vzduchu musí být nacvičena na zemi až do automatickosti.

Pro bezpečnou a spolehlivou katapultáž musí pilot při přípravě k letu zkontrolovat podle nařízených postupů kabinu, sedačku, padák, řádně se do něho ustrojít, uzamknout popruhy, upoutat se do sedačky a utáhnout poutací systém.

O opuštění letounu katapultáží rozhodne velitel osádky (instruktor).

#### Činnost před opuštěním letounu katapultáží a povely.

Při ovladatelném letounu :

- využít tah motoru a rychlost k vystoupení do bezpečné výšky;
- převést letoun do vodorovného letu a snížit rychlost letu na optimální pro opuštění letounu. K tomu využít vypnutí motoru, vysunutí vztlakových klapek, brzdících štítků nebo provést vertikální manévr;
- při dostatečné výšce a rychlosti je pilot povinen upřesnit polohu letounu, vypnout motor a nasměrovat letoun do neobydleného prostoru;
- při letu podle přístrojů odkrýt záclonku;

- stlačit tlačítko "VÝBUCH" na skřínce SRO;
- velitel osádky dává tyto povely :  
"PŘIPRAVIT KE KATAPULTÁŽI"  
a výkonný povel "KATAPULTÁŽ"

Při neovladatelném letounu :

- velitel osádky dává výkonný povel "KATAPULTÁŽ";
- oba členové osádky se okamžitě připraví ke katapultáži a podle stanoveného postupu se katapultují;
- samostatně podle vlastního rozhodnutí opouští letoun tehdy, když každý z pilotů je přesvědčen o tom, že jeho život je bezprostředně ohrožen.

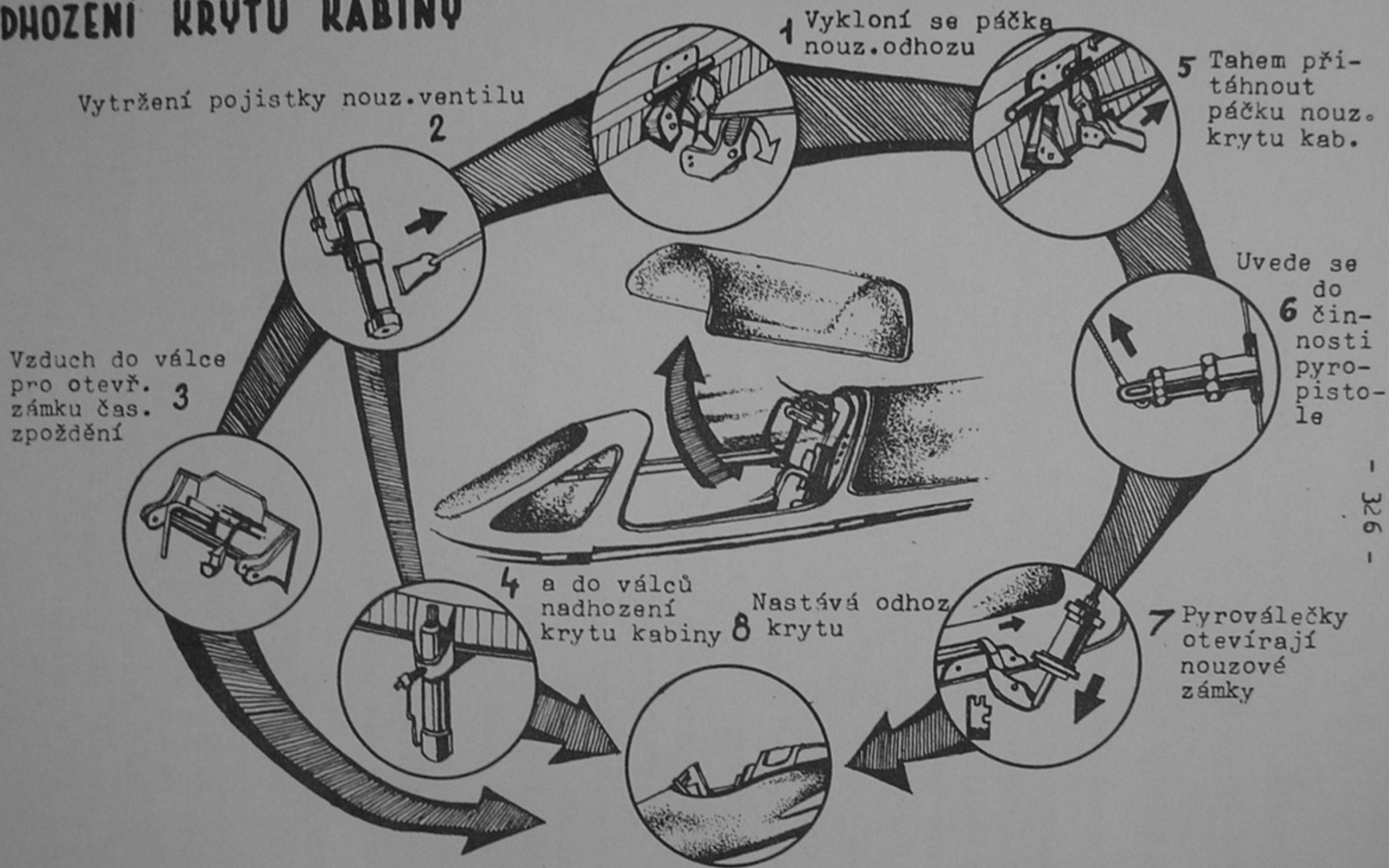
Pilot ( posluchač, instruktor ) je povinen :

- odhodit odklopnou část kabiny rukojetí na pravé straně kabiny; (přední pilot první, zadní pilot druhý);
- zaujmout pohotovostní polohu, přitlačením se k opěradlu a záhlavníku sedačky;
- opustit letoun katapultáží pomocí rukojeti na vaně sedačky (použít jako hlavní způsob) nebo pomocí spoušťových pák na opěradlech sedačky; (zadní pilot první, přední pilot druhý);
- po uvedení do činnosti pyropatrony pro vystřelení celá katapultáž, včetně otevření padáku, probíhá automaticky bez zásahu pilota.

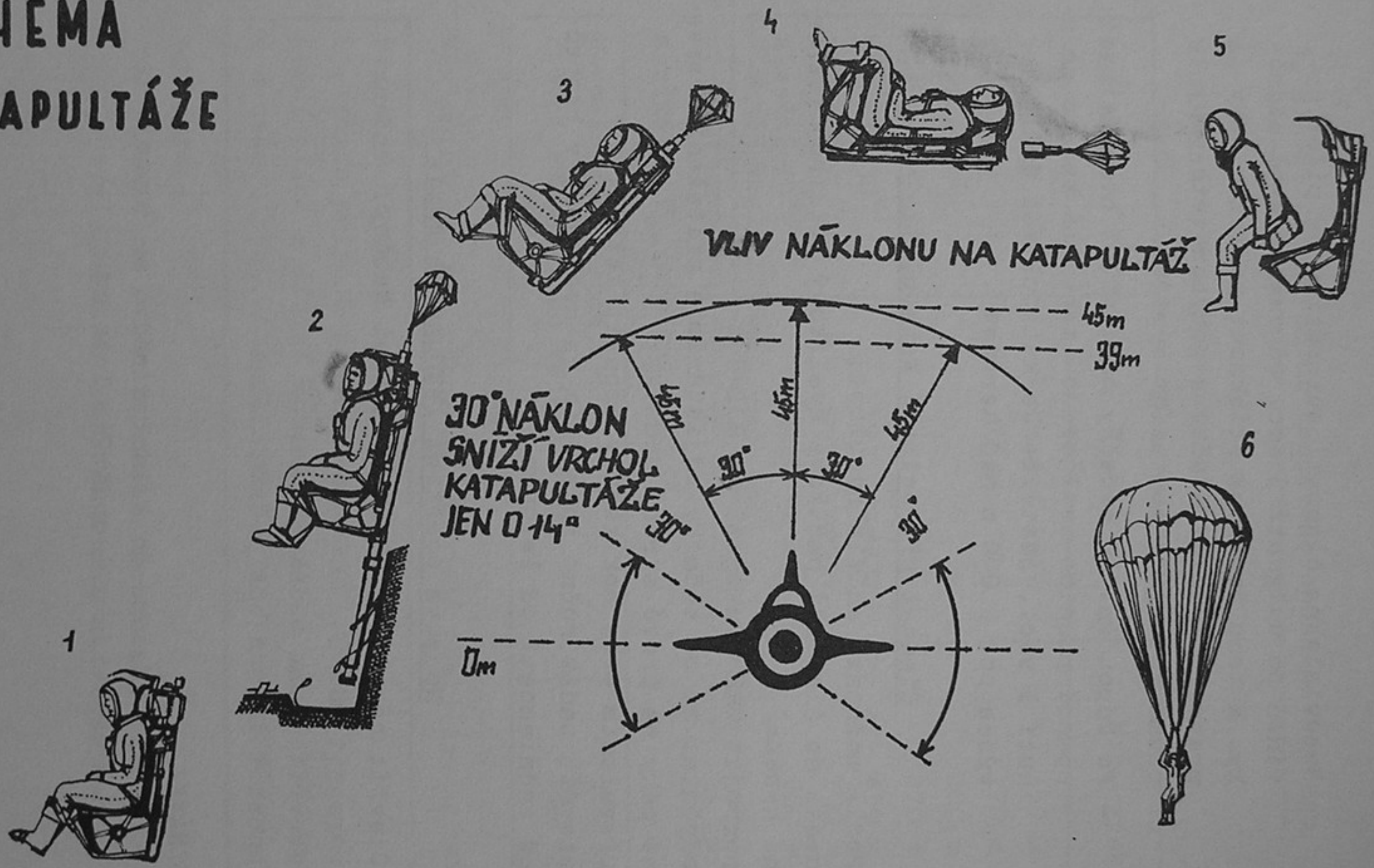
POZNÁMKA :

- Při katapultáži pomocí rukojeti na vaně sedačky podhmatem uchopit obě rukojeti na přední hraně vany sedačky, stisknutím je odjistit a ohnutím paží za ně zatáhnout. Přitom v první polovině chodu držadel dojde k uvedení do činnosti pyromechanismu přitažení ramenních popruhů, při dalším vytahování držadel dojde ke katapultáži.

# ODHOZENÍ KRYTU KABINY



# SCHEMA KATAPULTÁŽE



- Nezávisle na činnosti automatiky je pilot povinen po uplynutí 3 sec. odpoutat se od sedačky. K tomu je třeba stisknout pojistku páky na pravém opěradle sedačky a pohybem této páky odemknout zámky poutacího systému.
- Po odpoutání od sedačky musí pilot otevřít padák pomocí ručního uvolňovače (tahem 16 kp) po uplynutí 5 sec., jestliže ke katapultáži došlo ve výšce pod 9.000 m nad terénem .

#### Činnost při selhání katapultáže.

- Podle možnosti snížit rychlost;
- uvést do činnosti padákový kyslíkový přístroj (červená hruška);
- rozpojit ORK (rukojetí na RSD-3);
- odpoutat se od sedačky odjištěním a přitažením červené páky na pravé straně sedačky;
- převalením přes bok kabiny opustit letoun;
- otevřít padák ručně zatažením za uvolňovač v bezpečné vzdálenosti od letounu.

#### Nouzové opuštění letounu na zemi.

- Otevřít nebo nouzově odhodit kryt kabiny;
- rozpojit RSD-3;
- otevřít zámek padáku;
- opustit letoun bez padáku.

#### POZNÁMKA :

Přívod vzduchu do kalhot a rádio se rozpojí tahem vzniklým při opuštění letounu.



3. Hlavní data systému nouzového opuštění letounu

Minimální výška bezpečné katapultáže :

Režim letu	$V_{př}$	Min. výška
Vodorovný let	do 500 km/h	150 m
Vodorovný let	do max. $V_{př}$	170 m
Náklon $90^{\circ}$		200 m
Let na zádech		270 m
Klesání $30^{\circ}$	max. povol.	450 m
Klesání $60^{\circ}$	max. povol.	700 m
Klesání $90^{\circ}$	max. povol.	800 m

Maximální  $V_{př}$  pro katapultáž :

Pomocí spoušťových pák	700 km/h
Pomocí rukojeti na vaně sedačky	850 km/h

Maximální  $V_{př}$  pro odhození odklopné části krytu kabiny:

Bezpečné odhození bez katapultáže ( v tomto případě odhazuje překryt jako první pilot z přední kabiny )	600 km/h
Pro osádku před katapultáží	900 km/h

POZNÁMKA :

Přetížení při katapultáži je 15 až 20 g. Mění se v závislosti na teplotě prachové náplně.

HLAVA VI.

HLAVNÍ ÚDAJE O LETOUNU MiG-21U

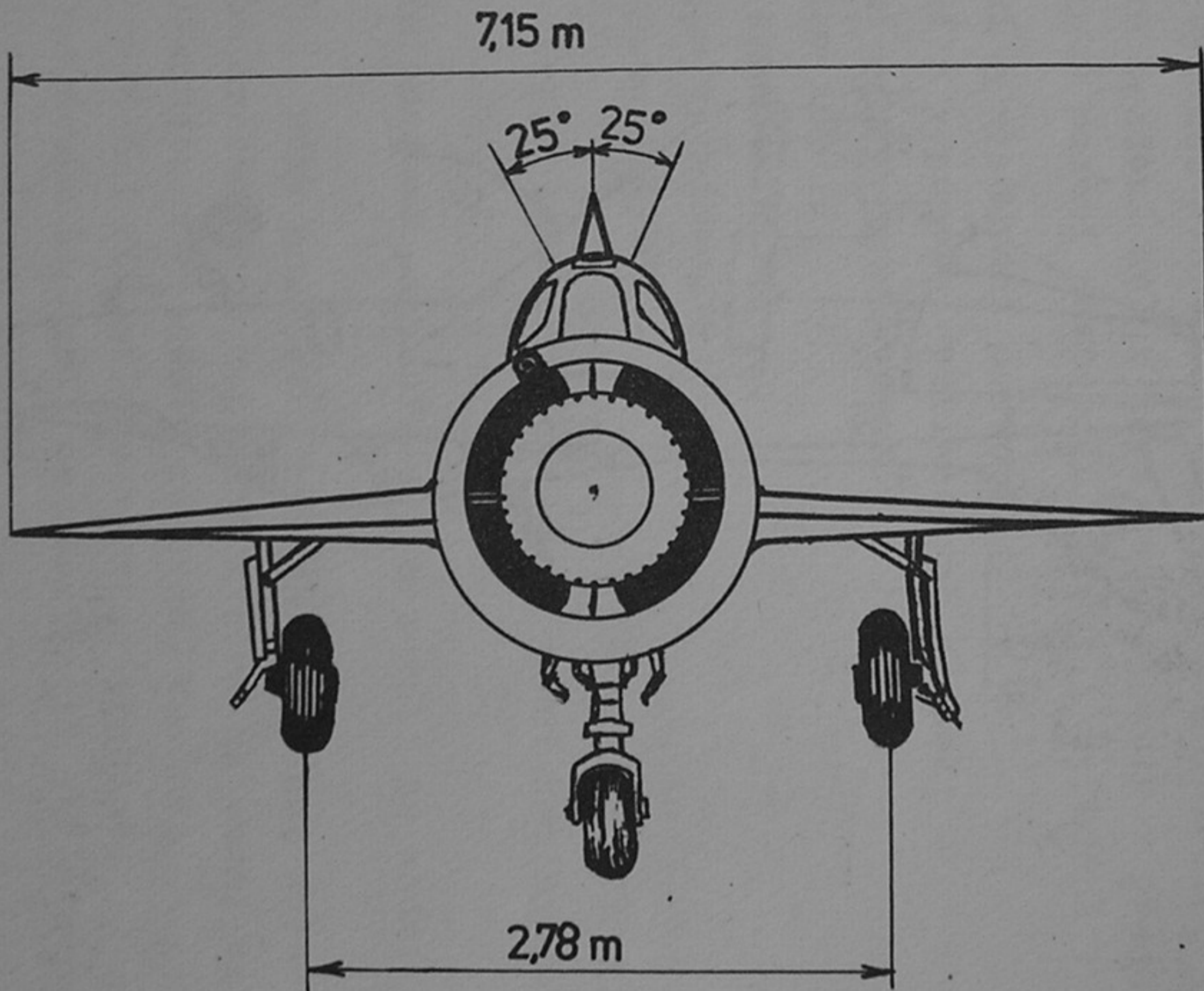
1. GEOMETRICKÉ ÚDAJE LETOUNU

Délka (kužel zasunut, bez trubice, PVD)	12,49 m
Rozpětí	7,15 m
Plocha křídla	23,00 m <sup>2</sup>
Úhel šípu podle náběžné hrany	57°
Úhly vychýlení náběžné hrany stabilizátoru:	
- nahoru	13°
- dolů	28°
Úhel vychýlení směrového kormidla	25°
Úhel vychýlení vztlakových klapek	24,5°
Úhel vychýlení křidélek - nahoru, dolů	20°
Rozmezí centráže	31,9 až 35,5 % SAT
Rozchod kol podvozku	2,78 m

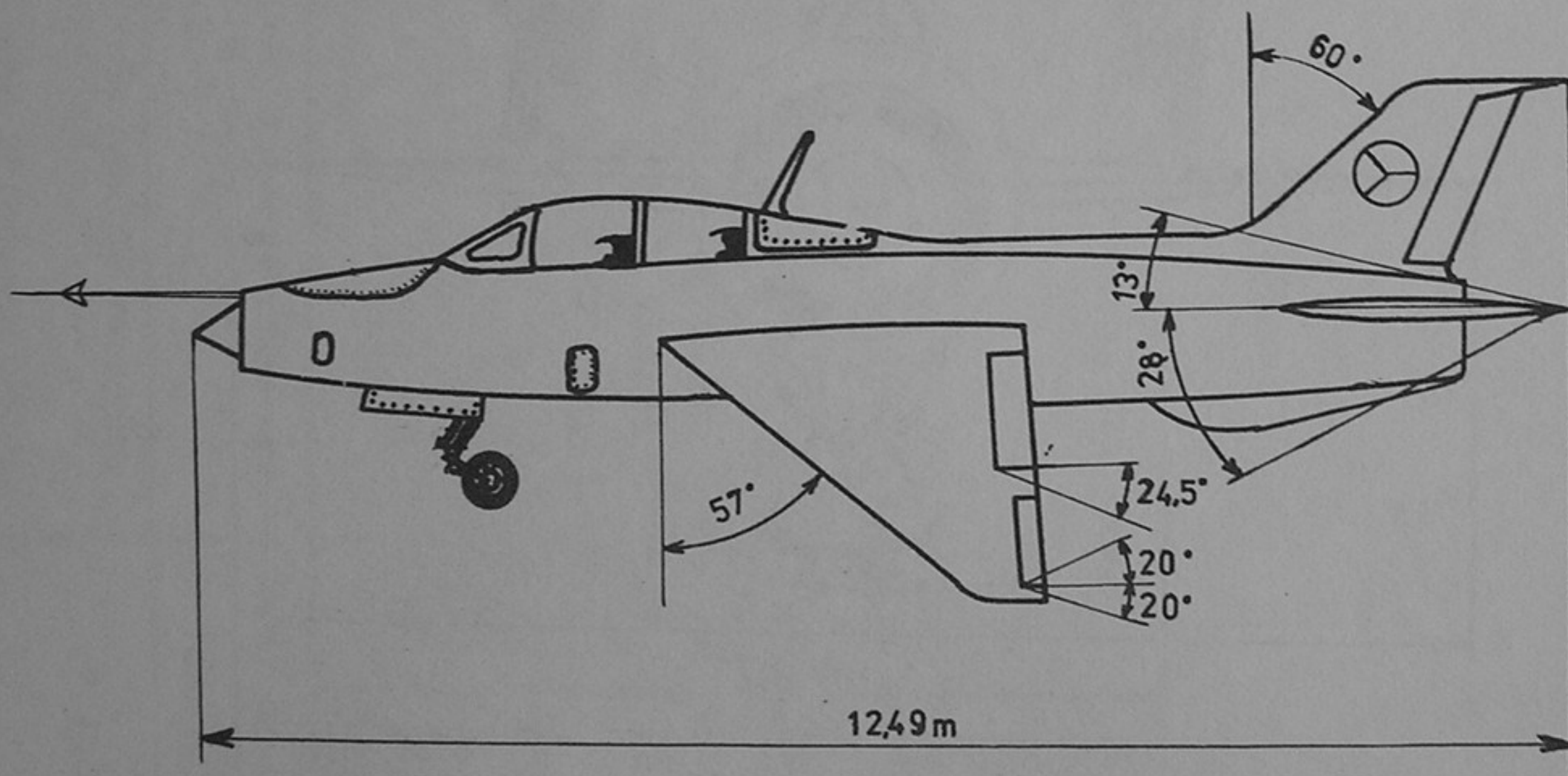
Váhové údaje letounu (spec.váha paliva 0,83 g/cm<sup>3</sup>)

Varianta podvěsů	Váha v kg
Letoun bez přídatné nádrže se dvěma samonaváděcími raketami	7.490
Letoun se zavěšenou přídatnou nádrží a dvěma samonaváděcími raketami	7.945
Letoun bez přídatné nádrže se dvěma samonaváděcími raketami a kulometnou gondolou	7.550

# GEOMETRICKÉ ÚDAJE



# GEOMETRICKÉ ÚDAJE



PLOCHA KŘÍDLA  $23\text{m}^2$

Řízení letounu je plně zdvojeno, což umožňuje instruktorovi pilotovat celý let ze zadní kabiny a nebo opravovat chyby pilota (posluchače) v přední kabině.

V nutných případech může instruktor ze zadní kabiny vypínat hydraulické zesilovače křidélek a automatické brzdění kol i když jsou zapnuty v přední kabině, a také pomocí přepínačů převzít ovládání :

- Zasouvání a vysouvání podvozku;
- zasouvání a vysouvání vztlakových klapek;
- zasouvání a vysouvání vzdušných brzd;
- automatiky ARU-3V;
- rádiové stanice RSIU;
- mechanismu vyvažovacího účinku;
- radiokompasu ARK-10.

Kromě toho instruktor ze zadní kabiny má možnost :

- Stlačením brzdové páky převzít brzdění ze zadní kabiny;
- vytahováním páky nouzového brzdění přepínat ovládání nouzového brzdění kol z přední kabiny na zadní kabinu s následujícím brzděním ze zadní kabiny;
- odpojit ovládání POM pilota v přední kabině;
- přepínačem druhu činnosti na účastnické skřínce měnit režimy spoluposlechu SPU-7;
- teplotu výstupních plynů za turbinou je možno kontrolovat z přední i zadní kabiny v závislosti na poloze přepínače v zadní kabině.

## 2. MOTOR

V letounu je zamontován dvouhřídelový proudový turbokompresorový motor R-11F-300, který má tyto

hlavní části :

- Axiální šestistupňový dvourotorový kompresor;
- 10 samostatných spalovacích komor;
- dvoustupňovou axiální turbínu;
- forsážní komoru s regulovatelnou hnací tryskou;
- systém přívodu paliva a systém automatického řízení motoru;
- autonomní olejový systém;
- systém automatického spuštění motoru.

Hlavní data motoru :

režim motoru	tah v kp	ot.RNT v %	TVP- $(+^{\circ}\text{C})_{-}(-^{\circ}\text{C})$ vnějšího vzd.
plná forsáž	5.750	100,5 $\pm$ 0,5	710 710
min.forsáž	4.900	100,5 $\pm$ 0,5	710 710
maximál	3.900	100,5 $\pm$ 0,5	730 710
nominál	3.100	94,0 $\pm$ 0,5	neuvádí se
volnoběh	180	v závislosti na atm.pod- mínkách	max. 420 $^{\circ}\text{C}$ .

Při chodu motoru na zemi, je tah při forsážním režimu přibližně o 30 až 47 % větší než při maximálním režimu. Přitom spotřeba paliva se zvětší 2,2 x až 2,3 x. Se zvyšováním rychlosti se tah motoru zvyšuje. Charakteristickou zvláštností dvouhřídelového motoru je rozdělení rotoru kompresoru na dvě části, které jsou poháněny různými stupni turbíny.

Zadní část rotoru kompresoru a rotor předního stupně plynové turbíny jsou spojeny hřídelem a tvoří rotor vysokého tlaku (RVT).

Přední část rotoru kompresoru a rotor zadního stupně plynové turbíny jsou rovněž spojeny hřídelem, který prochází vnitřkem hřídele RVT a tvoří rotor nízkého tlaku (RNT). Rotory jsou navzájem ovlivňovány pouze protékajícími plyny.

Hlavní předností dvouhřídelového motoru je vysoká stabilita práce kompresoru při nevýpočtových režimech. Použitím dvouhřídelového systému u motoru R-11F-300, který má velký stupeň stlačení (8,7) byl zabezpečen stabilní chod kompresoru, bez mechanizace kompresoru, v celém rozsahu provozních otáček, výšek a rychlosti letu, což značně ulehčuje jeho obsluhu za letu.

Stabilní chod kompresoru dvouhřídelového motoru při změně podmínek (rychlost, výška letu, teplota okolního vzduchu, otáčky motoru), je zabezpečen samoregulací otáček RNT a RVT. Přitom ve spojení s osovými rychlostmi proudu vzduchu se automaticky nastavují takové otáčky RNT a RVT, při kterých úhly náběhu proudu vzduchu na lopatky kompresoru jsou značně menší než kritické úhly náběhu, při kterých nastává odtržení proudu vzduchu.

U motoru R-11F-300 je použito smíšeného principu regulace otáček. Se zvyšováním rychlosti letu na  $M=2$  otáčky RNT jsou stálé, zatím co otáčky RVT se zvyšují až na  $103,5 + 0,5 \%$ . Po dosažení maximálních přípustných otáček RVT  $103,5 + 0,5 \%$  (omezeny pevností), při dalším zvyšování rychlosti otáčky RVT zůstávají stálé, avšak otáčky RNT se snižují.

Kompresor motoru se skládá ze statoru s nepohyblivými lopatkami, usměrňovacího zařízení a ze dvou rotorů:

- rotoru nízkého tlaku,
- rotoru vysokého tlaku (každý o 3 stupních).

Spalovací komory jsou cylindrické, typu přímého proudu a jsou uloženy v kruhovém prostoru mezi kompresorem a turbinou. Do přední části spalovací komory (ve viřiči) je pracovní tryska. Na spojovacím potrubí spalovacích komor (mezi první a druhou, devátou a desátou) jsou umístěny dva spouštěcí bloky.

Turbina motoru je dvoustupňová, axiální, reaktivní. Každý stupeň turbíny má svůj pracovní disk s lopatkami a usměrňovací zařízení.

Forsážní komora motoru skládá se z difuzoru a roury s regulovatelnou hnací tryskou.

V difuzoru jsou umístěny :

- Vysílač teploty výstupních plynů;
- kolektory s forsážními tryskami;
- 2 prstence, které stabilizují plamen;
- zapalovač.

Ovládání hnací trysky se uskutečňuje pomocí elektrohydraulického zařízení, které při všech režimech motoru mění polohu segmentu hnací trysky v závislosti na poloze POM.

Při spuštění motoru a volnoběžném režimu jsou segmenty hnací trysky ve forsážní poloze (průměr je maximální 675 mm). Po zvýšení otáček RVT na 65 až 68 % se segmenty přestavují do polohy, která odpovídá maximálnímu režimu (průměr trysky je minimální 526 mm). Při snížení otáček RVT na 58 až 61 % se segmenty přestavují do forsážní polohy.



Po přestavení POM do polohy minimální forsáže se segmenty otevírají na průměr 610 mm. Při přestavení POM z této polohy do polohy plné forsáže se segmenty plynule přestavují v závislosti na pohybu POM a v poloze plné forsáže se otevřou do forsážní polohy. Takové ovládání hnací trysky vyhovuje všem režimům a umožňuje dosáhnout regulovaného tahu při forsážních režimech motoru.

Při poruše systému samočinného ovládání hnací trysky může pilot přejít na dvoupolohové ovládání zapnutím přepínače "NOUZOVÉ OVLÁDÁNÍ HNACÍ TRYSKY" na levém pultu v přední nebo zadní kabině. V tomto případě k zapnutí forsáže dojde jen při přestavení POM do polohy blízké poloze plné forsáže. V takovém případě se tah na forsážním režimu nebude měnit.

K zajištění chodu motoru a různých zařízení letounu jsou na spodní části motoru umístěny tyto hlavní agregáty, které jsou poháněny od rotorů motoru:

- Hlavní palivové regulační čerpadlo NR-21F;
- forsážní regulační palivové čerpadlo NR-22F;
- doplňkové odstředivé palivové čerpadlo DCN-13 DT;
- čerpadlo olejového systému;
- dvě hydraulická čerpadla NP-34-2T hlavního hydraulického systému a systému zesilovačů;
- dynamospouštěč GSR - ST - 12.000 TV;
- snímač otáček RNT a RVT.

#### Olejový systém

Motor má uzavřený samostatný systém mazání ložisek a náhonu. Všechna zařízení olejového systému jsou umístěna na motoru. Olejová nádrž, palivo-olejový chladič a palivový čistič jsou sloučeny v jeden palivo-olejový agregát. Tlačné čerpadlo, 3 odsávací čerpadla

a jemný čistič jsou taktéž sloučeny v jeden olejový agregát. Chlazení oleje se uskutečňuje v palivo-olejovém chladiči. K mazání se používá olej MK-8 nebo MK-8P. V naplněné olejové nádrži (při naplnění olejového systému motoru) musí být  $11,5 \pm 0,5$  litrů.

### Vstupní ústrojí

Letoun MiG-21U má nadzvukové vstupní ústrojí s dvoupolohovým vysouváním kužele.

Správné vysunutí a zasunutí kužele se uskutečňuje pomocí M-relé. Vzhledem k vysouvání kužele při zvyšování čísla M se zmenšuje odpor letounu a ztráty tlaku při vstupu do motoru a také se odstraňuje možnost vzniku nestabilní činnosti vstupního ústrojí.

Vznik pumpáže ve vstupním ústrojí může nejčastěji nastat při velkých číslech M letu, kdy množství vstupujícího vzduchu do vstupního ústrojí je větší než může být motorem spotřebováno.

Vznik pumpáže ve vstupním ústrojí při velkých číslech M může být také způsoben zvířením vzdušného proudu ve vstupním ústrojí např. při velké změně úhlu náběhu, kdy je proud vzduchu přivádět do vstupního ústrojí pod úhlem.

Proto má vstupní hrdlo protipumpážní klapky, které se automaticky otevírají a přepouští část vzduchu z kanálu do atmosféry a tím zabraňují vzniku pumpáže ve vstupním ústrojí.

Protipumpážní klapky se automaticky otvírají při čísle M-1,5 v těchto případech :

- je-li POM v polohách od volnoběhu do maximálního režimu (při zapnutí forsážního režimu se musí zavřít);

- při vychýlení náběžné hrany stabilizátoru dolů o  $20^{\circ}$ .

Kromě toho se protipumpážní klapky v případě nutnosti mohou otevřít ručně při libovolné rychlosti letu.

Ve vstupním hrdle letounu jsou také zadní klapky, které slouží pro zvýšení tahu motoru při vzletu dodatečným přisáváním vzduchu. Tyto klapky nemají žádné ovládání a jejich činnost je závislá na rozdílu tlaku uvnitř a vně kanálu.

Klapky se otevírají směrem dovnitř při chodu motoru na zemi, při vzletu a za letu, kdy je ve vstupním kanálu podtlak. Zvyšováním rychlosti se zvyšuje náporový tlak, tím se zvýší tlak ve vstupním kanálu a klapky se zavírají.

#### Ovládání motoru

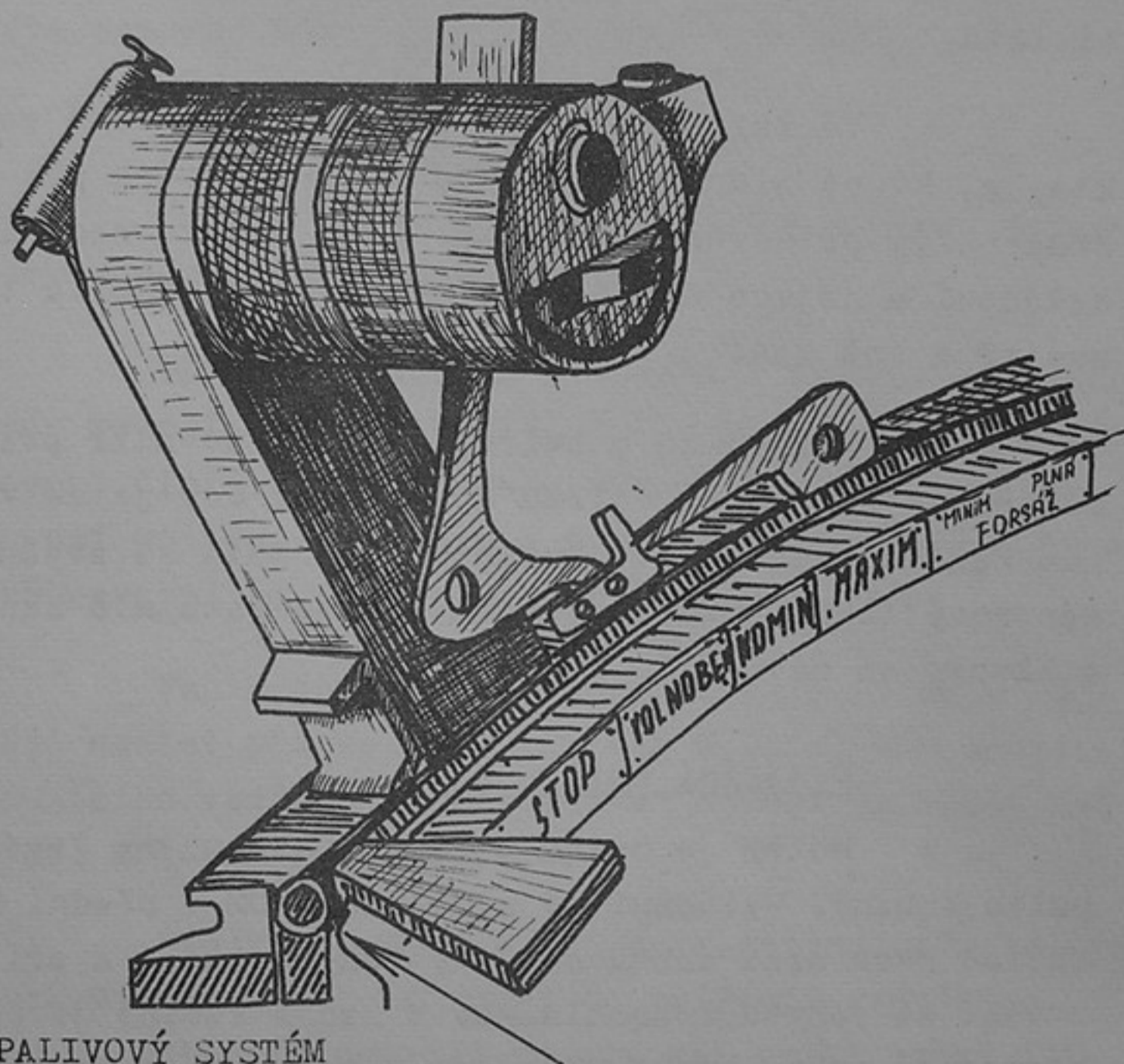
Motor je ovládán POM umístěnou na levém pultu kabiny. Ovládání je zdvojnásobeno. POM v přední a zadní kabině jsou mezi sebou spojeny tuhými táhly a při přestavování se pohybují souhlasně. V zadní kabině je pod POM speciální páka, která dovoluje vypnout a zapnout ovládání motoru z přední kabiny.

POM má následující zajištěné polohy :

- STOP,
- VOLNOBĚH,
- ZARÁŽKA 50 % RNT,
- NOMINÁL; MAXIMÁL,
- MINIMÁLNÍ FORSÁŽ,
- PLNÁ FORSÁŽ.

Rovněž je zamontován speciální doraz, který je ovládán vysílačem čísla M. Tento doraz nedovolí snížit otáčky motoru přestavením POM pod 97 % při čísle

M nad 1,5. Při menší rychlosti se doraz automaticky zasouvá. Je-li nutno, může se doraz zasunout ručně stlačením speciálního tlačítka pod POM v přední kabině.



### 3. PALIVOVÝ SYSTÉM

Slouží k zásobování motoru palivem ve všech výškách a při všech rychlostech letu. Zahrnuje :

- palivový systém letounu;
- palivový systém motoru;
- spouštěcí palivový systém (benzínový).

Palivový systém letounu obsahuje:

- Palivové nádrže (6 trupových o celkovém obsahu 1.750 litrů; 4 křídlové o celkovém obsahu 570 litrů a jednu přídatnou nádrž o obsahu 490 litrů).

- Drenážní zařízení a zařízení k vytváření přetlaku vzduchu v palivových nádržích.
- Systém přečerpávání paliva do hlavní nádrže a dodávání paliva z hlavní nádrže do motoru.
- Systém kontroly množství a vyčerpání paliva i práce čerpadel.

Palivové nádrže jsou rozděleny na následující skupiny:

- První skupinu tvoří nádrž č. 1 a křídlové nádrže.
- Druhou skupinu tvoří nádrž č. 2 a 3.
- Třetí skupinu tvoří nádrže č. 4, 5 a 6.
- Přídavná nádrž.

Palivo do motoru je přiváděno z druhé skupiny nádrží čerpadlem, které je umístěno v nádrži č.3. Nádrže druhé skupiny (č.2 a 3) jsou propojeny jako spojené nádoby potrubím se zpětným ventilem. Z ostatních nádrží se palivo přečerpává do nádrže č. 2 (z nádrže č. 1. samospádem, z křídelních nádrží pomocí přetlaku vzduchu), z třetí skupiny nádrží do nádrže č. 3 čerpadlem, které je v nádrži č. 4, nebo při jeho vysazení samospádem.

Nádrže č. 4, 5 a 6 jsou rovněž propojeny mezi sebou jako spojené nádoby.

Z přídavné nádrže se palivo přečerpává do nádrže č. 2 přetlakem vzduchu.

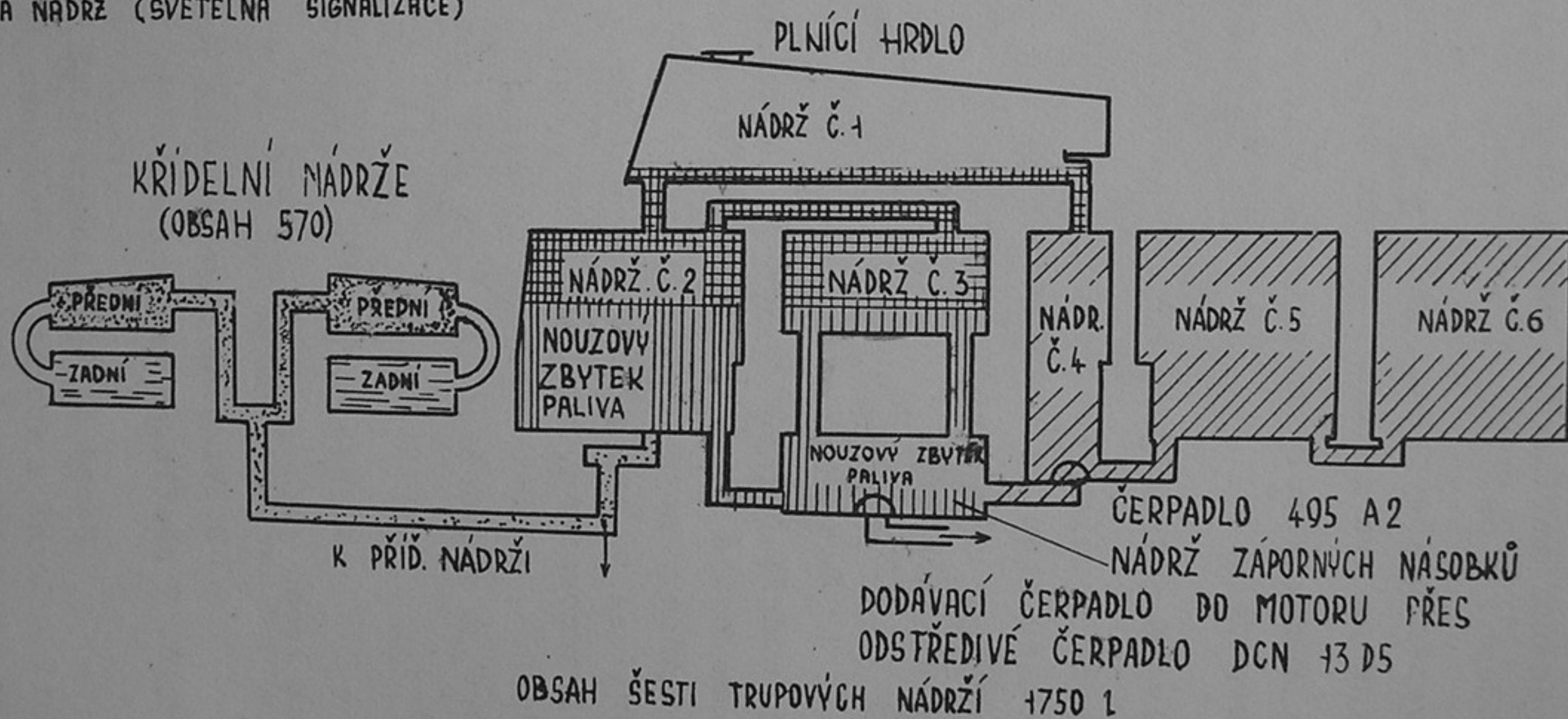
Nádrž č. 3 je konstrukčně rozdělena na dvě části - horní a spodní. Spodní část je současně určena jako nádrž záporných násobků, která zabezpečuje dodávku paliva do motoru při záporných vertikálních přetíženích.

Přečerpávání paliva z 3. skupiny nádrží a z přídavné nádrže se kontroluje signalizačními žárovkami

# OBR. SCHEMA PALIVOVÉ INSTALACE

## SKUPINY NÁDRŽÍ

1. (PŘEDNÍ) SKUPINU TVOŘÍ NÁDRŽ Č. 1 A KŘÍDLOVÉ NÁDRŽE
  2. (HLAVNÍ) " " " Č. 2 a 3
  3. (ZADNÍ) " " " Č. 4, 5 a 6 (SVĚTELNÁ SIGNALIZACE)
- PŘÍDAVNÁ NÁDRŽ (SVĚTELNÁ SIGNALIZACE)



v kabině. Rozsvícení žárovky signalizuje ukončení přečerpávání. Přečerpání z první skupiny nádrží se nekontroluje.

Dodávání paliva do motoru se kontroluje signalizační žárovkou. Rozsvícení této žárovky znamená, že není tlak v dodávacím potrubí. Toto může znamenat, že palivo z hlavní skupiny nádrží bylo vyčerpáno nebo vysadilo dodávací čerpadlo v nádrži č. 3.

Při vysazení dodávacího čerpadla je palivo do motoru dodáváno samospádem. Ve výškách do 6.000 m samospád zabezpečuje chod motoru na bezřasázních režimech, ve velkých výškách dodávka paliva samospádem již nezabezpečuje chod motoru a dochází k vysazení.

Spotřeboměr ukazuje zbytek paliva v letounu.

Aby byla dodržena centráž letounu v přeepsaném rozmezí, je palivo přečerpáváno z nádrží takto:

- přídavná nádrž;
- první skupina nádrží;
- třetí skupina nádrží;
- druhá skupina nádrží.

Při zbytku paliva 500 litrů se ve druhé skupině nádrží rozsvítí signalizační žárovka "ZBYTEK 500 L". Není-li zavěšena přídavná nádrž je palivo nejdříve vyčerpáno z první skupiny nádrží a další vyčerpávání je stejné.

Normální činnost palivového systému je zabezpečena tím, že ve všech nádržích je pomocí drenážního systému udržován stálý přetlak 0,21 až 0,23 kp/cm<sup>2</sup>.

V křídlových nádržích a přídavné nádrži je udržován příslušný vyšší přetlak vzduchu 0,19 až 0,22 a 0,6 kp/cm<sup>2</sup>. Tento tlak je zabezpečen systémem pro udržování přetlaku v těchto nádržích. Všechny nádrže v letounu se plní plnicím hrdlem, které je v horní části nádrže č. 1. Přídavná nádrž se plní vlastním hrdlem,

### Palivový systém motoru

Palivový systém a automatika motoru zabezpečují spouštění motoru na zemi i ve vzduchu, regulují přívod paliva do hlavní a forsážní komory při změně režimu motoru.

Palivo z hlavní nádrže je dodáváno dodávacím čerpadlem k dodatečnému odstředivému čerpadlu DCN-13DT a dále přes palivo-olejový chladič přichází do regulačního čerpadla NR-21F a NR-22F.

Regulační čerpadlo NR-21F dodává palivo pracovním tryskám spalovacích komor, které jsou spojeny dvěma kolektory.

Regulační čerpadlo NR-21F zabezpečuje :

- automatické spuštění;
- regulaci otáček motoru při volnoběhu;
- změnu i udržení zvolených režimů motoru;
- omezení maximálních otáček rotoru vysokého tlaku (spolu s čerpadlem NR-22F);
- akceleraci motoru při rychlém přidání P O M;
- vypnutí motoru.

Regulační čerpadlo NR-22F dodává palivo k tryskám forsážní komory motoru.

Pracuje-li motor na forsážním režimu, NR-22F reguluje dodávku paliva do forsážní komory tím, že udržuje stálý poměr tlaku vzduchu za kompresorem k tlaku



plynů za turbinou při všech rychlostech a výškách letu, i při změně průměru hnací trysky.

Při zvýšení rychlosti a snížení výšky letu se tlak vzduchu za kompresorem zvyšuje. V souvislosti s tím, aby byl zachován výše uvedený stálý poměr tlaku, regulační čerpadlo NR-22F zvyšuje dodávku paliva do forsážní komory do té doby, až následkem růstu tlaku plynů je obnoven určený poměr tlaku plynů. Spotřeba paliva se také automaticky zvyšuje přes forsážní trysky i při zvětšení průměru hnací trysky, v důsledku čehož se zvyšuje i tah motoru při forsážním režimu.

Palivo ve forsážní komoře se při zapnutí forsážního režimu vznítí pomocí speciálního zapalovače, který pracuje po dobu 7 až 12 sec.

K zapalovači se po dobu jeho činnosti přivádí karburovaná směs a vysoké elektrické napětí na svíčku. Plameny, které vyšlehuje ze zapalovače zapálí palivo ve forsážní komoře.

#### Benzínový spouštěcí systém

Benzínový spouštěcí systém slouží pro dodávku benzínu do spouštěcích zapalovačů při spouštění motoru na zemi i ve vzduchu. Benzín je dodáván z nádržky o obsahu 4,5 litru, která je umístěna v nádrži č. 4, pomocí elektrického čerpadla k zapalovačům motoru. (Benzín lze nahradit používaným palivem.)

Pro bezpečné spuštění motoru ve velkých výškách je přes nádržku s filtrem a zpětným ventilem přiváděn tlak vzduchu od kompresoru  $0,4 \text{ kp/cm}^2$ . Během jednoho spouštění v trvání 30sec. se spotřebuje 0,3 až 0,4 litru paliva. Spouštěcí systém zabezpečuje 8 až 10 cyklů spouštění.

### System spouštění s dodávkou kyslíku

Pro zvýšení bezpečného spuštění motoru za letu, zvláště ve velkých výškách je v letounu vestavěno zařízení automatické dodávky kyslíku do zapalovačů hlavních spalovacích komor. Spuštění motoru ve vzduchu s dodávkou kyslíku je zabezpečeno do výšky 10.000 m. Pod 8.000 m je možno spouštět motor bez dodávky kyslíku.

Při přepnutí přepínače do polohy "SPOUŠTĚNÍ VE VZDUCHU" je kyslík z láhve dodáván do spalovacích komor přes reduktor, který snižuje tlak na 9 až 10,5 kp/cm<sup>2</sup>. Přes elektropneumatický ventil současně s kyslíkem je dodáváno spouštěcí palivo a zapíná se zapalování.

Zásoba kyslíku stačí na 5 cyklů spouštění. Trvání každého cyklu je 30 sec.

#### 4. POŽÁRNÍ VÝSTROJ

Je určena k uhašení požáru v prostoru motoru a skládá se ze systému hašení požáru a systému signalizace. K hašení se používá speciální směs, kterou je naplněna 2 litrová láhev s elektrickým pyrotechnickým závěrem. Zvláštností signalizátoru IS -2MS je, že signalizuje požár pouze při vzniku plamene a ne při zvýšené teplotě. Při vzniku plamene se vzduchová vrstva mezi hmotou letounu a signalizátorem následkem ionizace mezilehlého vzduchu stane elektricky vodivou a na T-10 se rozsvítí signalizační žárovka "POŽÁR".

Kruhový kolektor - rozprašovač je umístěn v trupu letounu v přední části prostoru motoru a s lahví je spojen potrubím. Pro uhašení požáru je nutno stlačit

tlačítko "HAŠENÍ POŽÁRU". Je umístěno v přední kabině na levém štítku přístrojové desky, v zadní kabině uprostřed čelní přístrojové desky.

## 5. HYDRAULICKÝ SYSTÉM

-----

Na letounu jsou dva samostatné hydraulické systémy:

- systém zesilovačů,
- hlavní hydraulický systém.

Celkový objem hydraulické kapaliny AMG-10 v obou systémech je 37,5 litrů. Maximální tlak je 200 až 215  $\text{kp/cm}^2$ .

Pro zvýšení výškovosti hydraulického systému je do hydraulických nádrží přiváděn vzduch od kompresoru motoru pod tlakem 1,6 až 2,55  $\text{kp/cm}^2$ .

V každém systému napájecím zdrojem hydraulické energie je plunžrové čerpadlo NP-34-2T o proměnlivém výkonu. Výkonnost každého čerpadla při pracovním tlaku 180  $\text{kp/cm}^2$  je 31 až 35 l/min. Při tlaku 210  $\text{kp/cm}^2$  se čerpadlo přestaví na nulovou dodávku. Správný provozní tlak v obou systémech je udržován regulátory, které jsou vestavěny přímo do čerpadel.

Jednotlivé agregáty hydraulických systémů jsou ovládány elektromagnetickými kohouty, které jsou dálkově ovládány z kabiny.

Tlak v systémech se měří pomocí dvouručičkového dálkového elektrického ukazatele, který je umístěn v přední kabině na spodním středním štítku přístrojové desky.

Oba systémy mají světelnou signalizaci úbytku tlaku. Žluté signalizační žárovky na přístrojové desce v přední kabině na T-10U se rozsvítí při snížení tlaku pod  $165 \pm \frac{10}{5} \text{ kp/cm}^2$  a zhasínají při zvýšení tlaku nad  $195 \text{ kp/cm}^2$ .

K zabezpečení přistání s vysazeným motorem nebo při poruše čerpadla systému zesilovačů je v letounu zabudováno nouzové čerpadlo NP-27T poháněné elektrickým motorkem napájeným z palubní sítě. Maximální výkonnost nouzového čerpadla při tlaku  $215 - 12 \text{ kp/cm}^2$  je  $0,9 \text{ l/min}$ .

Nouzové čerpadlo NP-27T se zapíná pomocí elektrohydraulického relé.

Při zvýšení tlaku na  $195 \text{ kp/cm}^2$  se nouzové čerpadlo automaticky vypíná.

Při normální činnosti hydraulického systému zesilovačů i hlavního hydraulického systému, tlak do komor zesilovače stabilizátoru je dodáván současně oběma systémy, zatím co zesilovače křidélek pracují jen pomocí hydraulického systému zesilovačů.

V případě závady systému zesilovačů a snížení tlaku v něm pod  $85 \pm \frac{10}{5} \text{ kp/cm}^2$ , zesilovače křidélek se automaticky přepnou na napájení z hlavního systému a zesilovač stabilizátoru je ovládán jednou komorou téhož systému. Při opětném zvýšení tlaku v systému zesilovačů na  $100$  až  $105 \text{ kp/cm}^2$ , zesilovače se automaticky přepnou na napájení <sup>ze</sup> systému zesilovačů.

## 6. VZDUCHOVÝ SYSTÉM

-----

Skládá se z hlavního a nouzového systému.

Hlavní vzduchový systém zabezpečuje :

- brzdění kol;
- utěsnění krytů kabin;
- nouzové nadhození krytů;
- napínání kulometu;
- vypouštění a odhoz brzdícího padáku;
- činnost protinámrazového zařízení;
- nouzové uzavření požárního kohoutu.

Nouzový vzduchový systém je určen :

- k nouzovému vysunutí podvozku;
- k nouzovému brzdění kol hlavního podvozku.

Objem hlavních lahví je 17,7 l, při tlaku 110 až 130 kp/cm<sup>2</sup>. Objem nouzových lahví je 2,6 l při stejném tlaku.

Tlak v hlavním i nouzovém systému se kontroluje pomocí dvouručičkového tlakoměru umístěného na pravých pultech v přední a zadní kabině.

Maximální provozní tlak v brzdách hlavních kol je 19 +1 kp/cm<sup>2</sup> (podle tlakoměru v kabinách 9,5 +0,5 kp/cm<sup>2</sup>), v brzdě příčového kola 9,5 +0,5 kp/cm<sup>2</sup>.

Během nouzového brzdění z přední i zadní kabiny, v závislosti na poloze táhla nouzového brzdění při jeho plyném vytahování, se tlak v brzdách postupně zvyšuje od 0 do 17,7 ± 0,5 kp/cm<sup>2</sup> pouze v hlavních podvozkových kolech.

Tlak v nouzovém brzdícím systému nelze kontrolovat.

## 7. VZLETOVÉ A PŘISTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ

---

### Podvozek.

Je tříkolový, zasouvací za letu. Hlavní podvozkové nohy jsou konsolového typu, příďová noha je páková přímo stojící.

Zasunutí a vysunutí podvozku se provádí pomocí hlavního hydraulického systému. Přepínací kohout je ovládán rukojetí umístěnou v levé části palubní desky.

Hlavní nohy podvozku se zasouvají do křídla, kola se natáčejí vzhledem k nohám a zasouvají se do spodní části trupu. Příďová noha s kolem se zasouvá do přední spodní části trupu ve směru letu.

Vysunutí a zasunutí podvozku se kontroluje pomocí signalizačních žárovek, mechanického ukazatele příďového kola a podle dosažení plného tlaku v hlavním hydraulickém systému.

Nouzové vysunutí podvozku se provádí pomocí nouzového obvodu vzduchového systému. Rukojetí kohoutů jsou umístěny na pravé straně obou kabin. Příďové kolo má pro mechanické vysunutí samostatné ovládání v přední kabině.

Na hlavních nohách podvozku jsou brzdová kola KT-92 rozměru 800 x 200 V s diskovými brzdami. Provozní tlak vzduchu v pneumatikách je  $7,5 + 0,5 \text{ kp/cm}^2$ . Stlačené pneumatiky má být přibližně 50 až 60 mm.

Na přední noze je umístěno brzdové kolo KT-38 o rozměru 500 x 180 A se dvěma komorovými brzdami. Provozní tlak v pneumatice příďového kola je  $7 + 0,5 \text{ kp/cm}^2$ .

Tlumiče všech tří podvozkových noh jsou hydraulicko - dusíkového typu a jsou umístěny uvnitř stojek. Počáteční tlak v tlumičích hlavních stojek je  $24 \pm 1 \text{ kp/cm}^2$ , příďové stojky  $34 \pm 1 \text{ kp/cm}^2$ .

Aby se předcházelo smyku má letoun zařízení pro automatické odbrzdování kol. Zařízení odbrzdjuje to kolo hlavního podvozku, u kterého vznikl smyk a současně též příďové kolo. Při smyku příďového kola se odbrzdjuje jen příďové kolo.

#### Brzdící padák.

Pro zkrácení délky výběhu je na letounu brzdící padák, umístěný ve speciální schránce v ocasní části trupu vlevo dole. Schránka je uzavřena dvěma dvířky. Padák se vypouští stlačením tlačítka, které je umístěno vlevo nahoře v přední i zadní kabině. Tlačítka odhozu jsou umístěna na levých pultech obou kabin. Vypuštění a odhoz padáku je ovládáno elektro-pneumatickým systémem.

#### Vztlakové klapky.

Pro zlepšení vzletových a přistávacích charakteristik letounu jsou na křídlech umístěny klapky "plovoucího typu". Úhel vychýlení do vzletové a přistávací polohy je  $25^\circ$ . V zasunuté poloze jsou klapky udržovány kuličkovými zámkami hydraulických válců a tlakem pracovní kapaliny, ve vysunuté poloze pouze tlakem pracovní kapaliny. Proto působením aerodynamického tlaku se klapky při rychlosti  $340 \text{ km/h}$  ( $V_{př}$ ) počínají zasouvat a při rychlosti  $700 \text{ km/h}$  ( $V_{př}$ ) se zasunou úplně, přičemž vytlačí pracovní kapalinu z válců dotlačného potrubí. Při vysunutí přistávacích klapek se rozsvítí signalizační žárovka na PPS-2 "KLAPKY VYSUNUTY" v obou kabinách.

### Vzdušné brzdy.

Pro snížení rychlosti při různých režimech letu slouží dvě vzdušné brzdy, které jsou umístěny ve spodní části trupu. Je-li zavěšena přídatná nádrž, vzdušné brzdy jsou blokovány a nevysouvají se. Ovládání vzdušných brzd je elektro-hydraulické, vysouvání a zasouvání je prováděno přepínači na plynových pákách v obou kabinách.

### 8. PŘETLAKOVÉ KABINY

Přetlakové kabiny letounu jsou větraného typu s přívodem vzduchu z kompresoru motoru.

Napájení, větrání a vyhřívání kabiny je uskutečňováno vzduchem, který se odvádí za 6. stupněm kompresoru motoru. Aby vzduch mohl proudit do kabin, je nutno na pravé straně kabiny otevřít kohout "NAPÁJENÍ KABINY". Stanovený tlak v kabině se automaticky udržuje regulátorem tlaku ARD-57V, který reguluje odpouštění vzduchu z utěsněných kabin.

Do výšky 2.000 m regulátor tlaku ARD-57V zabezpečuje volné větrání kabin. Ve výškách od 2.000 m do 10.000 m regulátor zabezpečuje postupné zvětšování tlaku v kabinách na  $0,3 \text{ kp/cm}^2$ , který zůstává při dalším stoupání stálým. Velikost přetlaku a "výška" v kabinách se kontroluje přístrojem UVPD-20.

V případě poruchy regulátoru tlaku je přebytek vzduchu z kabin vypouštěn přes pojistný ventil do atmosféry. Tento ventil je seřízen na přetlak  $0,327 \text{ kp/cm}^2$ .

Zvolená teplota vzduchu v kabině je udržována automaticky. Poměr horkého a chlazeného vzduchu proudícího do kabin je automaticky regulován v závislosti na



teplotě v kabinách pomocí regulátoru teploty TRTVK-45M, který ovládá klapky rozdělovacího kohoutu.

V případě vysazení automatiky může pilot teplotu v kabinách (jen z přední kabiny) regulovat ručně. Přepínáním přepínače do polohy "CHLADNÝ" nebo "HORKÝ".

Přepnutím přepínače do střední polohy je rozdělovací kohout vypnut a jeho klapky zůstanou v té poloze, ve které byly v okamžiku vypnutí.

## 9. PROTINÁMRAZOVÝ SYSTÉM

-----

Je určen k odstranění ledu z předního skla krytu kabiny. K tomu účelu je na přední sklo přiváděn líh z kolektoru, který je spojen s nádržkou o obsahu 5 litrů (plní se na 4,3 l). Nádržka je umístěna v pevné části vstupního kužele a je spojena s kolektorem.

Do nádržky s líhem je přiváděn vzduch z hlavního vzduchového systému přes elektro-pneumatický ventil a regulátor RV-3. Zařízení se uvádí do činnosti tlačítkem "PROTINÁMRAZOVÉ ZAŘÍZENÍ KRYTU", které je umístěno na levém štítku přístrojové desky. Při stlačení tlačítka se otevře elektro-pneumatický ventil a vzduch z hlavního vzduchového systému proudí do nádržky (pod tlakem  $3 \text{ kp/cm}^2$ ). Líh je vytlačován z nádržky a přes kolektor je přiváděn na sklo krytu. Uvolněním tlačítka se zařízení vypne.

Pro nejefektivnější využití líhu je nutno tlačítko postupně stlačovat na 2 - 3 sec. s krátkými přestávkami. Systém dovoluje 20 - 30 zapnutí.

## 10. ŘÍZENÍ LETOUNU

-----

Řízení letounu se skládá z ručního řízení stabilizátoru a křidélek a z nožního řízení směrového kormidla.

### Ovládání stabilizátoru.

Stabilizátor je ovládán řídicími pákami z obou kabin pomocí pevných táhel, vahadel a dvoukomorového zesilovače BU-51MS, pracujícího na nevratném principu.

Do systému ovládání stabilizátoru je vřazen automatický regulátor řízení ARU-3V, který automaticky mění převodový poměr od řídicích pák ke stabilizátoru a současně i k pružinovému zatěžovacímu mechanismu, a to v závislosti na výšce a rychlosti letu.

Pružinový zatěžovací mechanismus je určen k vytváření síly působící na řídicí páku tak, aby byla úměrná výchylce řídicí páky a poloze výkonného mechanismu ARU-3V.

Do systému je dále zapojen vyvažovací mechanismus, který slouží k vytváření sil dlouhodobě působících na řídicí páku, a to změnou napnutí pružin zatěžovacího mechanismu.

Zapnutí napájení vyvažovacího mechanismu se provádí vypínačem "VYVAŽOVACÍ MECHANISMUS" na pravém horizontálním pultu v přední kabině.

Ovládání tohoto mechanismu je možné z obou kabin tlačítkovými přepínači na řídicích pákách.

Signalizace neutrální polohy vyvažovacího mechanismu v obou kabinách je na tablu T-4, kde se rozsvítí zelená signalizační žárovka "VYVAŽOVACÍ MECHANISMUS V NEUTRÁLNÍ POLOZE".

Automatický regulátor ARU-3V se skládá z řídicího bloku, výkonného mechanismu a ukazatele ARU. Při pracujícím automatickém regulátoru se chod řídicí páky (od dorazu k dorazu) nemění, avšak mění se velikost vychýlení stabilizátoru i síla působící na řídicí páku. Zákon regulace, na kterém je ARU-3V založen, závisí na rychlosti a výšce letu. Pracuje-li automatický regulátor normálně, nemusí pilot do jeho práce zasahovat. Ve výškách pod  $4.500 \text{ m} + 1.320 \text{ m}$  je regulace  $- 1.180 \text{ m}$  závislá jen na rychlosti letu.

Přitom při přístrojových rychlostech pod  $455 + 125$  km/h a nad  $992 + 73$  km/h udržují se trvalé hodnoty vzájemných poměrů odpovídajících minimálnímu nebo maximálnímu úsilí na řídicích pákách i minimálnímu a maximálnímu úhlu vychýlení stabilizátoru.

Za letu ve výškách od  $4.500 + 1.320$  m do  $10.000 + 600$  m závisí zákon regulace ARU-3V jak na rychlosti, tak i na výšce letu.

Zaváděná korekce výšky počítá se změnou stability a ovladatelností letounu se zvyšujícím se číslem M a sníženou účinností stabilizátoru.

Ve výškách nad  $10.000 + 600$  m nezávisle na rychlosti letu a také při přístrojové rychlosti  $455 + 125$  km/h nezávisle na výšce automatika udržuje trvalé hodnoty vzájemných poměrů (velké rameno).

Činnost ARU-3V se kontroluje podle ukazatele umístěného v obou kabinách a podle signalizačních žárovek "STABILIZÁTOR NA PŘISTÁNÍ" na tablech T-4.

Automatika ARU-3V pracuje samostatně a je napájena dynamickým a statickým tlakem systému PVD, je-li činnost normální nemusí pilot zasahovat. V případě vysazení automatiky lze ovládat výkonný mechanismus ARU-3V ručně. Pro ruční ovládání je na levém horním štítku přední kabiny přepínač druhu činnosti ARU, "ARU", "AUTOMAT", "RUČNĚ" a tlačítkový přepínač ručního přestavení ARU na malou nebo velkou rychlost.

#### Ovládání křidélek.

Křidélka jsou ovládána řídicími pákami z obou kabin pomocí pevných táhel. Do systému řízení jsou zařazeny 2 zesilovače BU-45A pracující nevratným způsobem. Zesilovače jsou umístěny v konsolách křídel, jsou ovládány hydraulickým systémem zesilovačů. Při vysazení tohoto systému přechází ovládání automatiky na hlavní hydraulický systém při poklesu tlaku v systému zesilovačů pod  $85 \pm 5 \text{ kp/cm}^2$ .

Při narůstání tlaku v systému zesilovačů na  $100 \pm 5 \text{ kp/cm}^2$  se napájení BU-45A automaticky přepíná z hlavního hydraulického systému na systém zesilovačů.

Zatížení na řídicí páce při jejím vychýlení se zapnutými zesilovači křidélek je vyvoláváno jen pružinou zatěžovacího mechanismu.

Mechanismus nelineárního převodového poměru slouží pro zabezpečení normální příčné ovladatelnosti letounu při velkých přístrojových rychlostech letu, kdy se křidélka stávají nad míru účinnými, takže příčné

ovládání je velmi citlivé.

Za letu při vysokých číslech  $M$  a při malých rychlostech letu, je v důsledku snížení účinnosti křidélek potřeba značně větší výchylky řídicích pák, čemuž odpovídají i větší výchylky křidélek.

Mechanismus nelineárního převodového poměru ulehčuje ovládání křidélek při malých výchylkách řídicích pák z neutrální polohy a snadné příčné ovládání letounu při velkých rychlostech se zapnutými zesilovači křidélek.

#### Ovládání směrového kormidla.

Ovládání je tuhé pomocí nožních pedálů z obou kabin bez zesilovače. V systému ovládání směrového kormidla je zapojen mechanismus nelineárního převodového poměru mezi pedály a směrovým kormidlem. Mechanismus zabezpečuje při velkých výchylkách pedálů malé výchylky směrového kormidla. Tím se docílí vyhovující citlivost ovládání kormidla při vysokých rychlostech a zmenšení síly potřebné k vychýlení pedálů. Mechanismus je vmontován do kýlu.

### 11. NOUZOVÉ OPUŠTĚNÍ LETOUNU

-----

#### Sedadlo.

Je pevné konstrukce skládající se z kostry s vanou a ze systému ovládání. Vana sedačky má elektrické ovládání, kterým<sup>se</sup> pilot za letu může podle potřeby zvednout nebo snížit v závislosti na výšce pilota v sedící poloze. (86 až 94 cm.) Pilot je k sedadlu připoután poutacím systémem ve třech bodech: 2 jsou v pasu a 1 na zádech.

Ostatní údaje a data nouzového opuštění letounu jsou uvedeny v "hlavě V" - "Nouzové opuštění letounu."

## 12. RADIOTECHNICKÉ VYBAVENÍ LETOUNU

Zahrnuje :

- Rádiové spojovací zařízení;
- rádiové vybavení pro navigaci a přistání;
- radiolokační vybavení.

Radiotechnické vybavení letounu mimo odpovídače MRP-56P, antén i ovládacího zařízení je umístěno v horní přední části trupu. Přijímač MRP - 56P je umístěn v náběžné hraně kýlu, přijímač - vysílač vzdálenosti je pod přístrojovou deskou v zadní kabině, ovládací zařízení je umístěno v přední a zadní kabině.

Rádiové spojovací zařízení.

Rádiové vybavení pro navigaci a přistání.

Postup plynulého ladění radiokompasu.

Postup kontroly radiokompasu ARK-10.

Všechny údaje jsou rozebrány v HLAVĚ I - "PROVOZNÍ POKYNY A OMEZENÍ" , stať 11 - "Používání rádiového vybavení."

Radiolokační vybavení.

Skládá se z rozpoznávače SRO, letounového odpovídače SOD a radiolokačního dálkoměru SRD.

SRO je určen pro rozpoznávání, že letoun patří vlastním ozbrojeným silám letounovými, pozemními a lodními dotazovači.

Vznikne-li za letu situace, kdy je třeba věnovat zvýšenou pozornost letounu pozemním naváděcím stanovištěm, pilot může označit svůj letoun na obrazovkách pozemních radiolokátorů zapnutím vypínače "NOUZE", který je umístěn na štítku výbuchu nebo na ovládací skříňce SRO. V tomto případě na obrazovkách pozemních radiolokátorů se značka rozpoznání rozšiřuje a zvýší se její jas.

Dosah SRO závisí na výšce letu. Při spolupráci s pozemním radiolokátorem ve výšce 10.000 m je 330 km. Je-li letoun v zatáčce s náklonem nad  $30^{\circ}$ , může vzniknout přerušování příjmu signálu od SRO na obrazovce pozemní RLS.

Rozpoznávač je napájen :

- stejnosměrným proudem z palubní sítě,
- střídavým proudem z měniče PO-750A.

Pro ovládání rozpoznávače SRO a pro jeho kontrolu je v přední kabině:

- ovládací skříňka na svislé části pravého pultu,
- štítek výbuchu a zapnutí signálu "NOUZE", na svislé části pravého pultu,
- přepínač "Kód" - "ZÁLOŽNÍ, PRACOVNÍ" je na spodní části přístrojové desky. Přepínač musí být trvale přepnut do polohy "PRACOVNÍ",
- přepínač druhu činnosti odpovídače SOD je na pravé části přístrojové desky, při přepnutí přepínače do polohy "SRO" přijímací část odpovídače SOD se vypíná a vysílač vyzařuje synchronní impulsy, které odpovídají impulsům SRO.

Na ovládacím štítku SRO jsou následující prvky ovládání a kontroly :

- doutnavka indikace odpovědi,

- žárovka kontroly napájení "KONTROLA NAPÁJENÍ" (rozsvítí se při zapnutí napájení),
- žárovka kontroly zapnutí kódu "KÓD ZAPNUT"(při přepínání kódů žárovka zhasne a po nastavení jiného kódu se znovu rozsvítí),
- přepínač kódů, pro nastavení pro určeného kódu,
- samostatný vypínač "NAPÁJENÍ - VYPNUTO".

POZNÁMKA :

Signál "NOUZE" může být zapnut jak na ovládací skříňce SRO, tak i na štítku výbuchu a zapnutí "NOUZE".

V případě nouzového přistání letounu na nepřátelském území je nutno zničit kódovací uzel SRO stlačením tlačítka "VÝBUCH" na štítku, které je zakryto červenou krytkou.

Postup kontroly odpovídače SRO (při zapnutém napájení stejnosměrným proudem):

- vypínač "NAPÁJENÍ - VYPNUTO" přepnout do polohy "NAPÁJENÍ", přitom se rozsvítí signalizační žárovka "KÓD-ZAPNUT", a poté žárovka "KONTROLA NAPÁJENÍ",
- při odpovědi na dotazy se rozsvěcuje doutnavka "INDIKÁTOR ODPOVĚDI".

Letounový odpovídač SOD.

Je radiotechnické zařízení aktivní radiolokace a je určen :

- Pro zvýšení dosahu zjištění letounu pozemními radiolokátory a radiolokátory přistávacího systému RSP, protože retranslovaný signál od odpovídače je silnější než pouhý odraz od letounu.
- Pro předání výšky letounu pozemním RL.



- Pro odstranění rušení způsobeného pozemními cíli na obrazovkách pozemních RL, protože přijímač RL přijímá jen speciální (zakódované) signály letounového odpovídače.
- Pro individuální rozpoznání letounu (tím se liší od odpovídače rozpoznávání SRO).
- Ke zvětšení množství kódů pro rozpoznávání státní příslušnosti letounu (pracuje-li současně odpovídač SOD s rozpoznávačem SRO).

Dosah odpovídače v režimu "NAVEDENÍ HRUBĚ" a "NAVEDENÍ PŘESNĚ" ve spolupráci s pozemními RL ve výšce letu 10.000 m je 300 km.

Dosah odpovídače v režimech "PŘISTÁNÍ - JEDNOTLIVĚ" a "PŘISTÁNÍ - SKUPINA" ve spolupráci se systémem RSP je :

- s přehledovým radiobkátorem za letu ve výšce 5.000 m až 150 km,
- s přistávacím radiolokátorem za letu ve výšce 1.000 m až 50 km.

Odpovídač SOD je napájen :

- stejnosměrným proudem z palubní sítě letounu,
- střídavým proudem z měniče PO-1500 VT-2I.

Napájení odpovídače SOD se zapíná automatickým jističem umístěným na předním elektrickém štítu pravého pultu v přední kabině.

Pro ovládání a kontrolu odpovídače vzdálenosti je v přední kabině:

- Přepínač druhu činnosti (pro volbu režimu) na pravé straně přístrojové desky.
- Přepínač vln "VLNY 1, 2, 3" (pro přepnutí zvoleného čísla vlny), na pravé části přístrojové desky.

- Tlačítko "ROZPOZNÁVÁNÍ" na pravém horním pultu přístrojové desky (stlačet podle rozkazu pozemního RL nejdéle na 0,5 až 1 sec., protože doba vysílání signálu rozpoznávání a výšky se udržuje automaticky v rozmezích 6 až 10 sec. nezávisící na délce stlačení tlačítka.
- Neonová žárovka signalizace "ODPOVĚĎ SOD" na pravém horním štítku přístrojové desky (při příjmu signálu od pozemních RL se žárovka periodicky rozsvěcuje, to svědčí o správné činnosti odpovídače).
- Tlačítko kontroly "PVU-1" a "PVU-2" jsou na horizontální části pravého pultu. (Samokontrolu je nutno provádět jen v režimu "PŘISTÁNÍ".)

Přepínač druhu činnosti umožňuje zvolení jednoho z těchto režimů odpovídače SOD :

- "NAVEDENÍ PŘESNĚ" se používá ve spolupráci s vyhledávacími a naváděcími RL, ve výškách do 10.000 m se odraz na obrazovkách RL zužuje, což zvětšuje přesnost odečtení azimutu, avšak poněkud snižuje dosah činnosti odpovídače. Ve výškách nad 10.000 m přesnost odečtení azimutu i vzdálenosti je stejná jako v režimu "navedení hrubě".
- "NAVEDENÍ HRUBĚ" se používá ve spolupráci s vyhledávacími a naváděcími RL. V tomto režimu je zabezpečena maximální vzdálenost dosahu odpovídače ve všech výškách, avšak odraz na obrazovkách RL je roztažen, což snižuje přesnost odčítání azimutu letounu.
- "PŘISTÁNÍ"- "JEDNOTLIVĚ" se používá při přistávání jednotlivého letounu podle systému RSP. V tomto režimu kromé signálu odpovědi na dotaz RL, odpovídač současně vyzařuje signály výšky letu letounu. (Je-li RL RP-6.)

- "PŘISTÁNÍ" - "SKUPINA" se používá při přistání skupiny letounů pomocí systému RSP. V tomto režimu odpovídač hodnoty o výšce letounu nevysílá, hodnoty o výšce se vysílají jen při stlačení tlačítka "ROZPOZNÁVÁNÍ".

Postup kontroly odpovídače SOD (při zapnutém zdroji stejnosměrného proudu) :

- Zapnout napájení odpovídače automatickým jističem;
- přepínač druhu činnosti přepnout do polohy "PŘISTÁNÍ - JEDNOTLIVĚ";
- po 2 až 3 minutách postupně stlačit tlačítka "PVU-1" a "PVU-2", přitom se musí rozsvítit signalizační žárovka "ODPOVĚĎ SOD". Jestliže do stlačení tlačítek odpovídač odpovídá na dotazy pozemním RL a žárovka svítí (bliká), při stlačení tlačítka se intenzita světla žárovky zvětšuje a blikání přestane;
- po kontrole odpovídače přepnout přepínač druhu činnosti do polohy "NAVEDENÍ HRUBĚ".

### 13. ELEKTRICKÉ VYBAVENÍ

-----

Elektrické vybavení letounu se skládá ze zdrojů elektrické energie stejnosměrného a střídavého proudu, měničů, elektrické sítě a spotřebičů elektrické energie.

V letounu jsou tyto zdroje elektrické energie a měniče :

- dynamospouštěč GSR-ST-12 000 VT;
- dvě akumulátorové baterie 15-SCS-45;
- měnič PO-1500 VT-2I;
- měnič PO-750A;
- měnič PT-500C; měnič PT-125C.

Hlavním zdrojem elektrické energie stejnosměrného proudu je dynamospouštěč GSR-ST-12 000 VT, který v rozsahu pracovních otáček motoru je připojen k elektrické síti a napájí všechny spotřebiče elektrické energie v letounu.

Nouzovým zdrojem elektrické energie stejnosměrného proudu jsou dvě akumulátorové baterie 15-SCS-45.

Dobíjení akumulátorových baterií za letu je málo účinné a probíhá při napětí minimálně 28 V, proto pro udržení kapacity akumulátorových baterií je nutno kontrolovat elektrické vybavení letounu při pozemní zkoušce (motor nepracuje) pomocí letištního zdroje elektrické energie. Kapacita baterií se kontroluje podle sčítače ampérhodin (ISA), umístěného v přední kabině.

Při zapnutí vnějšího zdroje elektrické energie jsou generátor a akumulátorové baterie od sítě letounu automaticky odpojeny. Kontrola napětí letounové sítě se provádí pomocí voltmetru V-1 umístěného na pravém panelu přístrojové desky v přední kabině.

Napětí na voltmetru musí být 28 až 29 V při pracujícím generátoru a okolo 22,5 V při zapnutých palubních akumulátorech a automatických jističích "SPU, RÁDIO" a "ČERPADLO HLAVNÍ NÁDRŽE".

Při vysazení (odpojení) generátoru stejnosměrného proudu od palubní sítě se automaticky odpojují:

- čerpadlo třetí skupiny nádrží;
- měnič PO-1500VT-2I;
- odpovídač vzdálenosti;
- zaměřovač ASP;
- radiolokační dálkoměr SRD;
- ohřev a žhavení raket.

Měnič PO-1500VT-2I a PO-750A.

Jsou určeny pro měnění stejnosměrného proudu na jednofázový střídavý proud o napětí 115 V a frekvenci 400 Hz.

Měnič PO-1500VT-2I napájí:

- SRD;
- zaměřovač ASP;
- automatické odpalovací zařízení raket;
- SOD.

Při zapnutí kteréhokoliv z uvedených spotřebičů se současně zapíná měnič PO-1500VT-2I.

Měnič PO-750A napájí střídavým proudem :

- RSIU;
- Tlakoměr oleje DIM-8T;
- odpovídač SRO;
- ARK-10;
- ionizační signalizátor požáru IS-2MS;
- spotřebač RTST-20;
- MRP-56P.

Vysadí-li měnič PO-750A, všechny spotřebiče, které jsou jím napájeny mohou být přepnuty na měnič PO-1500VT-2I; přitom všechny spotřebiče kromě odpovídače vzdálenosti se od měniče PO-1500VT-2I odpojují.

Přepnutí spotřebičů od měniče PO-750A na měnič PO-1500VT-2I se uskuteční přepnutím vypínače "NOUZOVÉ NAPÁJENÍ HLAVNÍCH SPOTŘEBIČŮ STŘÍDAVÉHO PROUDU" z přední nebo zadní kabiny.

Měnič PT-500C.

Mění stejnosměrný proud na třífázový střídavý proud o napětí 36 V a kmitočet 400 Hz a napájí kursový systém KSI-3, umělý horizont AGD-1, autopilot

KAP-2 a vypínač korekce VK-53RB.

Měnič PT-125C.

Je určen pro napájení umělého horizontu AGD-1 v zadní kabině.

Spotřebiči elektrické energie jsou všechny elektrické přístroje a zařízení a také světlotechnické vybavení letounu.

Přístrojové desky, pulty a štítky kabiny jsou vybaveny červeným osvětlením.

System osvětlení červeným světlem se zapíná pomocí automatických jističů "ČERVENÉ SVĚTLO", umístěných na elektrických štítcích pravých pultů v obou kabinách.

Jas osvětlení červeným světlem se reguluje reostaty PKL-45 v přední kabině:

- reostat s nápisem "PŘÍSTROJOVÁ DESKA", který je umístěn na přístrojové desce reguluje osvětlení přístrojové desky a středního štítku;
- reostat s nápisem "PULTY PRAVÝ, LEVÝ", který je umístěn na přístrojové desce reguluje osvětlení pultů a horních štítků.

Nouzové osvětlení červeným světlem se zapíná přepínačem "NOUZOVÉ ČERVENÉ SVĚTLO - VYPNUTO" umístěným na středním spodním štítku v přední kabině.

## 14. LETOVÉ A NAVIGAČNÍ PŘÍSTROJE.

-----

Letoun je vybaven :

- umělým horizontem AGD-1 (v obou kabinách);
- kursovým systémem KSI-3 s ukazateli UGR-4UK (v obou kabinách);
- kombinovaným ukazatelem rychlosti KUS-2500K (v obou kabinách);
- výškoměr VD-28K (v obou kabinách);
- ukazatelem čísla M, M-2,5K (v obou kabinách);
- variometrem VAR-300K (v obou kabinách);
- zatáčkoměrem EUP-53 (v obou kabinách);
- hodinkami AČS-1 (v obou kabinách).

### Dálkový umělý horizont AGD-1,

Dálkový umělý horizont AGD-1 je určen k zjišťování polohy letounu v prostoru (vzhledem k poloze skutečného horizontu) při letech, kdy není vidět skutečný horizont.

Ukazatel umělého horizontu AGD-1 je vlastně sledovacím systémem, který ukazuje úhly náklonu a sklonu letounu v souladu s elektrickými signály, které vysílá gyrovertikála.

Umělý horizont ukazuje ustálené údaje úhlu náklonu a sklonu letounu v rozmezí  $\pm 360^\circ$ , mimo rozmezí úhlů  $85^\circ$  až  $95^\circ$  při střemhlavém letu nebo strmém stoupání, kde údaj umělého horizontu nemusí být pravdivý.

Chyby v údajích náklonu po zatáčce o  $360^\circ$  nepřevyšují  $\pm 3^\circ$ , chyba umělého horizontu po vzletu (ve sklonu) může být maximálně  $\pm 3^\circ$ , chyby údajů náklonu a sklonu po obratech vyšší pilotáže nesmí přesahovat  $\pm 5^\circ$ .

AGD-1 je připraven k činnosti za 1 až 2 minuty po zapnutí napájení. Před zapnutím umělého horizontu je nutno nejdříve zapnout automatický jistič na horizontální části pravého pultu v přední kabině "EUP, KABINOVÁ LAMPIČKA, ZBYTEK PALIVA, AGD" (přitom se rozsvítí žárovka na ukazateli) a teprve potom zapnout automatický jistič "AGD" na svislé části pravého pultu. Krátkodobé rozsvícení červené signalizační žárovky na ukazateli AGD-1 po zapnutí automatického jističe "AGD" svědčí o tom, že probíhá proces zajištění nebo odjištění gyroskopu. Rozsvítí-li se červená sig. žárovka po ukončení cyklu zajištění nebo odjištění, znamená to, že není napájen umělý horizont elektrickou energií.

Stlačovat tlačítko aretace na ukazateli AGD-1 za letu se doporučuje jen v případě nesprávných údajů umělého horizontu po krátkodobém přerušení jeho napájení. V tomto případě je nutno letoun převést do vodorovného přímého letu s ustálenou rychlostí a krátkodobě stlačit tlačítko "ARETACE".

Postup kontroly umělého horizontu AGD-1:

- Knoflíkem opravy na ukazateli AGD-1 sesouhlasit horizontální přímku (vlevo na čelní straně ukazatele) s nulovým dělením stupnice náklonu.
- Zapnout automatický jistič "EUP.... a sign. AGD" a automatický jistič "AGD".
- Přesvědčit se, zda signální žárovka na ukazateli AGD-1 se rozsvítila a nejdéle za 15 sec. zhasla.
- Přesvědčit se, zda po zapnutí a zhasnutí signalizační žárovky jsou hodnoty ukazatele AGD-1 v náklonu a sklonu blízké nule.
- Zkontrolovat po 1,5 až 2 min. po skončení cyklu zajištění a odjištění, zda ukazatel AGD-1 ukazuje sku-



tečné hodnoty sklonu a náklonu letounu na stanovišti.

### Kursový systém KSI-3.

KSI-3 má za úkol určovat kurs letounu a skládá se z gyropolokompasu s ukazatelem a systému magnetické korekce.

Hlavním režimem činnosti kursového systému je režim gyropolokompasu s počáteční magnetickou korekcí od indukčního vysílače ID-2.

Pracuje-li KSI v režimu gyropolokompasu, jeho chyby nepřevyšují 3 až 4° za 1 hodinu letu.

Korekce údajů ukazatele URG-4UK od indukčního vysílače se uskutečňuje jen při stlačení tlačítka "SESOUHLASENÍ KSI".

Používání tlačítka sesouhlasení se nedoporučuje ani ve vedrovném přímém letu s ustálenou rychlostí z důvodu kolébání citlivého zařízení indukčního vysílače, tím se může vnést chyba, která se rovná 8 až 10°. Z tohoto důvodu sesouhlasení KSI musí být provedeno před pojížděním a je-li to nutno, může se sesouhlasení opakovat na vzletovém pásmu před vzletem.

Stlačovat tlačítko sesouhlasení KSI za letu je možné pouze ve vyjimečných případech např. když před vzletem KSI nebylo sesouhlaseno a také v případě zjevného narušení normální činnosti kursového systému, pro přibližné určení kursu letounu. V těchto případech, pro určení kursu letounu s nejmenší chybou, sesouhlasení KSI provádět v horizontálním letu s ustálenou rychlostí a hodnoty odečítat po úplném zastavení stupnice ukazatele URG-4UK.

Kursový systém na rozdíl od gyroindukčního kompasu GIK-1 nemá kardanové chyby a v kompletu s blokem

BR-4 zabezpečuje správné hodnoty kursu při všech možných evolucích letounu.

Kursový systém je napájen stejnosměrným i střídavým proudem po zapnutí automatického jističe "KSI" na svislé části pracovního pultu v přední kabině. Postup kontroly kursového systému (při zapnutém AGD-1):

- Zapnout automatický jistič "KSI", při jeho současném pozorování; je-li URG-4UK správný, po zapnutí napájení KSI se zpravidla přestaví na některý kurs, který je určen nesouhlasem mezi ukazatelem UGR-4UK a gyroskopem GA-2.
- Stlačit tlačítko "SESOUHLASENÍ KSI" a držet jej do té doby, dokud se stupnice nezastaví.
- Porovnat hodnoty, které udává ukazatel URG-4UK se skutečným směrem letounu.
- Po vyjetí na vzletové pásmo zkontrolovat odpovídají-li hodnoty KSI vzletovému kursu a v případě nutnosti opakovat sesouhlasení (za 30 až 40 sec. po úplném zastavení letounu).

#### Kombinovaný rychloměr KUS-2500K.

Je určen k měření přístrojové rychlosti od 200 do 1600 km/h a pravé vzdušné rychlosti od 400 do 2500 km/h ve výškách letu do 25.000 m.

#### Výškoměr VD-28K.

Je určen ke stanovení barometrické výšky letu letounu vzhledem k letišti vzletu v rozmezí od 0 do 28.000 m.

#### Ukazatel čísla M (M-2,5K).

Je určen k měření čísla M v rozmezí od 0,4 do 2,5 ve výškách do 25.000 m.

### Variometr VAR-300K.

Je určen k měření vertikální rychlosti v rozmezí  $\pm 300$  m/sec.

### Elektrický zatáčkoměr EUP-53.

Udává úhlovou rychlost v zatáčce a také skluz letounu. Při koordinovaných zatáčkách pravou vzdušnou rychlostí 500 km/h ručička EUP-53 ukazuje hodnotu úhlu náklonu letounu v rozmezí od 0 do  $45^{\circ}$ . Se zvyšováním rychlosti letu se hodnota vychýlení ručičky EUP-53 zmenšuje při stejném úhlu náklonu. Při rychlosti letu nad 1.000 km/h pro nepatrnou výchylku ručičky i při velkém náklonu letounu je prakticky nemožné využívat tento přístroj.

Princip činnosti zatáčkoměru je založen na vlastnosti gyroskopu se 2 stupni volnosti.

Zatáčkoměr se zapíná automatickým jističem s nápisem "EUP..... AGD" v přední kabině.

Postup kontroly zatáčkoměru EUP-53:

- zapnout automatický jistič "EUP..... AGD";
- zatlačováním na přístrojovou desku (kolem svislé osy) kontrolovat, zda se ručička zatáčkoměru vychyluje.

Při zatlačení na pravou část přístrojové desky se musí ručička odklonit vlevo a opačně. V okamžiku, kdy se přístrojová deska nevychyluje, musí se ručička vrátit do nulové polohy.

### System napájení aneroidních přístrojů.

Je určen pro napájení aneroidních a manometrických krabic leteckých navigačních přístrojů statickým (atmosferickým) a celkovým tlakem.

System je napájen rychloměrnou hubicí PVD-7. Rychloměrná hubice má 3 komory statického tlaku a 1 komoru celkového tlaku.

Statický tlak i celkový tlak je přiváděn k pilotážně navigačním přístrojům v přední kabině. Statický tlak (druhá komora) a celkový tlak je přiváděn k přístrojům v zadní kabině .

Vysadí-li komora celkového tlaku rychloměrné hubice PVD-7 je možné přepnout napájení přístrojů od PVD-7 na rychloměrnou hubici celkového tlaku TP-156M speciálním kohoutem, umístěným v přední kabině na svislé části levého pultu s nápisem "PVD, PRACOVNÍ-NOUZOVÁ". Přitom se statický tlak odebírá od PVD-7.

## 15. VÝZBROJ

-----

Na letounu MiG-21U zahrnuje:

- raketové samonaváděcí střely;
- neřízené raketové střely;
- střeleckou výzbroj;
- bombardovací výzbroj.

Raketová samonaváděcí výzbroj se skládá ze dvou samonaváděcích raket a ze dvou letounových odpalovacích zařízení APU-3S.

Raketová výzbroj pro neřízené střely se skládá ze dvou bloků UB-16-57U, do kterých se vkládá po 16-ti raketách. Bloky se zavěšují na křídelní závěsníky RD3-60-21U.

Odpálení raketových střel je blokováno zařízením působícím při vysunutém příďovém kole. Rakety se odpalují stlačením tlačítka na řídicí páce.

Odpalování raket z bloků UB-16-57U je řízeno odpalovacím zařízením PUS-36D nebo PUS-36DM. Připravenost k odpálení každého PUS-36D nebo PUS-36DM se kontroluje pomocí signalizačních žárovek "NULOVÁ POLOHA RS".

System ovládání střelby dovoluje při každém stisknutí tlačítka:

- Odpálení jednotlivými salvami po jedné střele z každého bloku ("JEDNA SALVA").
- Odpálení salvou po dvou střelách z každého bloku ("DVĚ SALVY").
- Odpálení salvou 32 střel, vždy po jedné současně z každého bloku. ("AUTOMAT")

- Při uvolnění spouštěcího tlačítka nezávisle na zvolené variantě odpálení se střelba přerušuje. Při odpálení salvou 32 raket, stlačení tlačítka nesmí být kratší než 1 sec.

Zvolení varianty střelby neřízenými raketa-  
mi se provádí pomocí přepínače "RS" s označením  
"1 SALVA", "2 SALVY", "AUTOMAT".

Signalizačními žárovkami "ZAVĚŠENÍ PUM, RS" v přední a zadní kabině se kontroluje, jsou-li na závěsnících zavěšeny bloky.

Sledovací mechanismus nouzového odhozu při náhodném odpadnutí jednoho z bloků zabezpečí odpadnutí druhého bloku bez zásahu pilota.

V letounu je zařízení pro nouzový odhoz bloků UB-16-57U jak se střelami, tak i bez nich. Odhodit se mohou jak z přední, tak i ze zadní kabiny.

### Střelecká výzbroj.

Se skládá z jednoho kulometu A-12,7 se 60 náboji, který je zabudován v podvěšené gondole pod trupem. V gondole je umístěn zásobník, schránka pro články a nábojnice, vzduchové napínací a odpalovací zařízení. Vystřelené nábojnice a články pásu jsou shromažďovány v gondole.

Před zavěšením kulometné gondoly jsou přídatná nádrž i pylon sejmuty.

Signalizační žárovka "KULOMET PŘIPRAVEN" svítí, jestliže je závěr v přední poloze nezávisle na tom, zda je nebo není náboj v nábojové komoře.

Střelba z kulometu se ovládá stlačením spoušťového tlačítka na řídicí páce.

### Bombardovací výzbroj.

Se skládá ze dvou křídelních závěsníků RD3-60-21U se zámků D3-57 a elektrického systému ovládní odhozu pum. Bombardovací zařízení letounu dovoluje zavěsit a odhodit 2 letecké pumy od 50 do 250 kg.

Elektrický systém ovládní odhozu pum umožňuje taktické odhození pum na "VÝBUCH" a nouzový odhoz pum na "VÝBUCH" a na "ZAJIŠTĚNO", signalizaci zavěšení pum na závěsnících a blokování odhození pumy z druhého závěsníku při náhodném odpadnutí pumy z jednoho závěsníku.

Pro zabezpečení taktického odhozu pum a mechanismu "VÝBUCH - ZAJIŠTĚNO" slouží zdvojený vypínač "TAKTICKÝ ODHOZ, ZAPNUTO NA VÝBUCH".

Jsou-li pumy zavěšeny svítí zelené signalizační žárovky "ZAVĚŠENÍ PUM, RS" v obou kabinách.

Taktický odhoz pum se provádí stlačením spoušťového tlačítka na řídicí páce.

Pumy se mohou nouzově odhodit jak na "VÝBUCH", tak i na "ZAJIŠTĚNO" z přední i zadní kabiny stlačením tlačítka nouzového odhození podvěsů. ("NOUZOVÝ ODHOZ PUM, RS, APU, SS".)

Pro zaměřování při střelbě a bombardování ze střemhlavého letu je v letounu zaměřovač ASP-5, spřažený s vysílačem úhlů zteče a skluzu DUAS a radiolokační dálkoměr SRD.

Správné zamíření a výsledky střelby (foto-střelby) se kontrolují pomocí fotokulometu SŠ-45-1-100-OS, který je spřažen s časovým mechanismem VM-2.

#### Zaměřovací zařízení.

Na letounu MiG-21U je letounový zaměřovač ASP-5, který je spřažen s radiolokačním dálkoměrem SRD.

ASP-5 slouží pro zaměřování při střelbě raketami a kulometem na vzdušné a pozemní cíle a pro zaměřování při bombardování ze střemhlavého letu při viditelnosti cíle. Zaměřovač vyhodnocuje balistiku zbraně.

#### Bojová připravenost zaměřovače.

- při teplotě  $+20^{\circ}\text{C}$  za 3 minuty;
- při teplotě  $-40^{\circ}\text{C}$  za 10 minut;
- při teplotě  $-60^{\circ}\text{C}$  za 14 minut.

Nastavení balistiky neřízených raket se provádí pomocí výměnných balistických bloků.

K zaměřovači patří:

- hlava zaměřovače;
- počítač s elektronickým relé;

- nulový gyroskop (měřič úhlové rychlosti letounu);
- zesilovač nulového gyroskopu;
- elektronkové relé;
- stabilizátor napětí;
- potenciometr ručního nastavení dálky;
- výměnné balistické bloky;
- lože zaměřovače;
- přepínač druhu činnosti.

Hlavní takticko technické údaje ASP-5.

Určování vzdálenosti cíle	200 až 2000 m
Výška letu	500 až 25 000m
Rychlost cíle	500 až 2250km/h
Vlastní rychlost	500 až 2500km/h
Maximální úhlová rychlost	13°
Kruh optického dálkoměru dovoluje ručně zarámovat cíl o rozpětí	od 7 do 70 m
Zaměřovač zachovává přesnost nastavení úhlových oprav při napájení o napětí	27 V $\pm$ 10 % stejnoseměrného proudu; 115V $\pm$ 5 %, 400 Hz $\pm$ 5 % jednofázového střídavého proudu.

POZNÁMKA :

Nejlepší výsledky střelby z kulometu A-12,7 na pozemní cíle se docilují při dodržení následujících podmínek :

- Úhel střemhlavého letu je 20 až 30°,
- rychlost v okamžiku střelby je 700 km/h (protože zaměřovač ASP-5 není přizpůsoben na balistiku kulometu A-12,7).



### Radiolokační dálkoměr SRD.

Je určen pro automatické určení vzdálenosti cíle, rychlosti sblížení s cílem a nepřetržité zavádění těchto hodnot do vyhodnocovacího zařízení střeleckého zaměřovače nebo do vyhodnocovače povolené dálky (VRD-2A).

SRD dovoluje řešit následující úlohy :

- Automatické, nepřetržité určování dálky k cíli a zavádění těchto hodnot do vyhodnocovacího zařízení optického zaměřovače při používání RS (režim "A"); přitom se uvádí do činnosti signalizace vzdálenosti vyjití ze zteče 600 m od cíle.
- Automatické porovnání skutečné vzdálenosti s dovolenou vzdáleností odpalu raket a zpracování signálu dovolené dálky odpálení raket (režim "B"), přitom se uvádí do činnosti signalizace vzdálenosti vyjití ze zteče 1000 m od cíle.

Do kompletu SRD patří vlastní anténa, přijímací - vysílací blok, přijímací dálkoměrný blok, napájecí blok, blok rychlosti, blok vyhodnocování, ovládací pult, ovladače a kontrolní zařízení.

### Hlavní takticko technické údaje SRD.

Rozsah pracovních vzdáleností vyhledání a zachycení cíle :

- v režimu "A" - 300 až 3.000 m;
- v režimu "B" - 800 až 7.000 m.

Rozsah určovaných rychlostí sblížení od +400 do -100 m/sec.

Chyby v určování dálky :

- v režimu "A" - max.  $\pm$  15 m;
- v režimu "B" - max.  $\pm$  100 m.

Kužel vyzařování antény je:

- v režimu "A" -  $18^{\circ}$ ;
- v režimu "B" -  $6^{\circ}$ .

Rozlišovací schopnost je 200 m, hluchý prostor je do 300 m.

Používání ukazatele úhlů náběhu UUA-1 a signalizátoru úhlů náběhu SUA-1.

Všeobecné pokyny.

Zabudování ukazatele úhlů náběhu a signalizátoru maximálně dovolených úhlů náběhu na letounech MiG-21U zabezpečuje :

- Možnost kontroly hlavního aerodynamického činitele, určujícího chování letounu - úhlu náběhu;
- včasné upozornění pilota na to, že se letoun přiblížil k maximálně dovoleným úhlům náběhu.

Ukazatel úhlů náběhu udává průběžné hodnoty úhlu náběhu. Na stupnici ukazatele jsou vyznačeny dva sektory :

- žluto-černý - v rozsahu  $+21$  až  $+28^{\circ}$ ;
- červeno-černý (typu "zebra") - v rozsahu  $+28$  až  $+35^{\circ}$ .

Žluto-černý sektor upozorňuje, že se letoun přiblížil k nepřipustným úhlům náběhu z hlediska bezpečnosti letu. Pilotování letounu při úhlech náběhu, odpovídajících poloze ručičky ve žluto-černém sektoru je povoleno a odpovídá maximálnímu využití manévrovacích možností letounu. Vyžaduje však od pilota zvýšenou kontrolu hodnot úhlu náběhu.

Červeno-černý sektor vymezuje oblast nebezpečných úhlů náběhu z hlediska možnosti pádu letounu.

Přípustný úhel náběhu  $+28^{\circ}$  podle ukazatele je stanoven na základě toho, že tomu-to úhlu náběhu odpovídá hodnota koeficientu vztlaku  $c_y \approx 0,85$ . Pádu letounu odpovídají úhly náběhu větší než  $+33^{\circ}$  podle ukazatele. Tím je pro bezpečnost letu zajištěna nezbytná záloha úhlu náběhu nejméně  $5$  až  $8^{\circ}$ .

Signalizátor mezně přípustných úhlů náběhu SUA-I upozorňuje pilota na to, že se letoun přiblížil k meznímu režimu letu co do úhlu náběhu. Při minimálně možném tempu změny úhlu náběhu (brzdění letounu ve vodorovném letu při plynulém snížení otáček motoru), signalizátor se zapíná při úhlu náběhu  $+26^{\circ}$ . Se zvětšením tempa změny úhlu se signalizátor zapíná při menších úhlech náběhu (s předstihem). Při maximálně možném tempu změny úhlu náběhu se signalizátor zapíná při úhlu náběhu  $+22^{\circ}$ . To znamená, že v případě prudkého zvětšení úhlu náběhu je zabezpečeno upozornění pilota o přiblížení se k režimu letounu nejméně o  $11$  až  $12^{\circ}$  dříve.

Frekvence blikání signálních žárovek SUA-1 je závislá na tom, o kolik byl překročen mezně přípustný úhel náběhu. V okamžiku zapnutí signalizace SUA-1 je frekvence blikání signálních žárovek 3 až 4 Hz a se zvětšováním překročení mezně přípustných úhlů náběhu se zvyšuje až na 7 až 8 Hz.

Kontrola ukazatele úhlů náběhu UUA-1 a signalizátoru úhlů náběhu SUA-1 před letem.

Kontrola provozuschopnosti ukazatele úhlů náběhu UUA-1 a signalizátoru SUA-1 se musí provádět před každým letem v tomto pořadí :

- Při zapnutých spínačích "AKUMULÁTOR", "AP" a odpovídajícího spínače ukazatele UUA-1 a SUA-1 a připojeném pozemním zdroji elektrického proudu zkontrolovat napětí palubní sítě letounu. Napětí musí být v rozmezí  $28,5 \pm 1$  V. Je-li napětí palubní sítě mimo toto rozmezí, musí pilot dát pokyn k seřízení napětí do stanoveného rozmezí.
- Odklonit "křidélko" vysílače DUA-3 dolů do krajní polohy (technikem letounu a zkontrolovat údaje ukazatele

UUA-1. Ručička musí ukazovat  $-7 \pm 2^\circ$ .

- Pomalu odklonit "křidélko" vysílače DUA-3 nahoru do krajní polohy a zkontrolovat údaje ukazatele UUA-1. Ručička musí ukazovat úhel  $+33 \pm 2^\circ$ . Přitom v okamžiku odklonění "křidélka" vysílače DUA-3 do úhlu  $+26 \pm 2^\circ$  (určuje se podle údajů ukazatele UUA-1) se musí zapnout signalizátor SUA-1. Frekvence blikání signálních žárovek v okamžiku zapnutí SUA-1 musí být v rozmezí 3 až 4 Hz. Při odklonění "křidélka" DUA-3 do krajní horní polohy musí být frekvence blikání signálních žárovek 7 a 8 Hz.

#### Používání ukazatele úhlů náběhu UUA-1 a signalizátoru úhlů náběhu SUA-1 za letu.

Při rozběhu začíná UUA-1 správně ukazovat při dosažení rychlosti  $V_{př} = 200$  až  $230$  km/h po zvednutí příďového kola.

Při dodržování úhlů náběhu (odpoutání) podle ukazatele UUA-1 v průběhu vzletu dojde k odpoutání letounu při potřebné rychlosti nezávisle na vzletové hmotnosti letounu a variantě vnějších podvěsů.

U letounu MiG-21U je nutné při vzletu dodržovat úhel odpoutání od  $+11$  do  $+13^\circ$ . Po odpoutání letounu nejsou výkyvy ručičky ukazatele UUA-1 větší než  $\pm 1^\circ$  a při zvýšení rychlosti letu na  $400$  až  $500$  km/h prakticky mizí.

V horizontálním letu při přístrojových rychlostech nad  $500$  km/h se ručička ukazatele UUA-1 nachází v poloze blízké horizontální. Při rozhonu rychlosti a brzdění v horizontálním letu nezávisle na výšce letu a variantě vnějších podvěsů, v okamžiku překonávání

transsonické oblasti jsou údaje ukazatele UUA-1 ustálené, což zvyšuje přesnost pilotování.

Při pilotování letounu s úhly náběhu, které odpovídají  $c_y$ , začátku varovného třesení, nepřevyšují údaje ukazatele UUA-1 + 16 až + 18° a signalizátor SUA-1 se nezapíná.

Pro klesání nejvýhodnější rychlostí, odpovídající maximálnímu doletu při klouzání, je třeba dodržovat podle ukazatele UUA-1 úhel náběhu +5 až +7°.

Při manévru na přistání pro dodržení minimální rychlosti klouzání v úseku od čtvrté zatáčky do přeletu VPRS musí být úhel náběhu v rozmezí +6 až +7°, nezávisle na přistávací hmotnosti letounu a variantě vnějších podvėsů. Přitom vertikální rychlost klesání udržovat změnou tahu motoru.

Pro dodržení minimální rychlosti klouzání po přeletu VPRS (odpovídající rychlosti před začátkem vyrovnání) je nutno dodržovat úhel náběhu +11 až +12°.

Při přistávání se závadou rychloměru je nutno dodržovat tyto výše uvedené hodnoty úhlu náběhu, což zabezpečuje normální přistání.

Při pilotování v oblasti varovného třesení (úhel náběhu přibližně +16 až +18°) musí pilot kontrolovat režim letu podle ukazatele UUA-1. Pilotování letounu v oblasti varovného třesení, nezávisle na variantě vnějších podvėsů, je povoleno pouze v rozmezí úhlů náběhu do zapnutí signalizátoru SUA-1.

Při zapnutí signalizátoru musí pilot povolením řídicí páky zmenšit úhel náběhu až do zhasnutí signálních žárovek SUA-1.

Aby nebyly překročeny mezně přípustné hodnoty při manévrování letounu, je třeba při přístrojových rychlostech pod 650 km/h kontrolovat údaje UUA-1 a SUA-1 a při přístrojových rychlostech nad 650 km/h kontrolovat údaje UUA-1 a ukazatele násobků (přetížení).

Při pádu letounu do nezvyklé polohy musí pilot věnovat hlavní pozornost ukazateli úhlů UUA-1, udržovat ručičku ukazatele v rozmezí úhlů 0 až  $+10^{\circ}$  a současně určit polohu letounu v prostoru.

Při manévrování s úhly náběhu do  $+12^{\circ}$  nemá levý ani pravý skluz (kulička na dorazu) praktický vliv na údaje ukazatele UUA-1. Při manévrování s úhly náběhu nad  $+12^{\circ}$  se skluzem se údaje ukazatele UUA-1 mění nejvíce o 2 až  $3^{\circ}$  (nejsou přesné).

Při závadě generátoru stejnosměrného proudu je z a k á z á n o se řídit údaji ukazatelů úhlů náběhu, protože při poklesu napětí s 28,5 V na 22 V pracuje ukazatel s velkými chybami. Používání signalizátoru SUA-1 je v tomto případě možné, protože se zapíná bez větších chyb. Je však nutné mít na paměti, že v tomto případě budou signální žárovky při zapnutí signalizace SUA-1 na místo blikání svítit nepřerušovaně.

Použité předpisy a literatura :

Let-1-1

Let-3-25/1

Let-3-27

Let-3-36

Let-3-36/3

Let-3-50

Zkušenosti autorů

Zpracovatelé : pplk. Ing. Zdeněk PIDRMAN

mjr. Milan PECHA

Recenzent : plk. Ing. Jaroslav WÜNSCHE

Napsala : Věra ZDAŘILOVÁ

---

Vydala RVS VVLŠ-SNP pod. ev. číslem objednávky .../77.

První vydání je ve výtiscích.

Obsahuje 193 listů A-4, z toho 9 listů A-3, obal  
koženka.