

## 2. PŘEHLED O LETOUNU



## OBSAH

|  |    |
|--|----|
| PŘEHLED O LETOUNU .....  | 4  |
| Hlavní vlastnosti letounu L-39C .....  | 4  |
| Hlavní prvky konstrukce letadla .....  | 6  |
| Drak letadla .....   | 8  |
| Pilotní kabina (kokpit) .....  | 11 |
| Vystřelovací sedadla VS-1BRI .....   | 15 |
| Hydraulická soustava .....   | 15 |
| Hlavní hydraulická soustava .....  | 16 |
| Přistávacího zařízení .....  | 16 |
| Systém brzd hlavního podvozku .....  | 18 |
| Vztlakové klapky .....   | 19 |
| Aerodynamické brzdy (brzdící štíty) .....  | 20 |
| Záložní hydraulický systém .....   | 23 |
| Nouzově brzdy hlavního podvozku .....  | 26 |
| Ovládání letounu .....   | 27 |
| Ovládání vzduchové soustavy .....  | 30 |
| Klimatizační soustava .....  | 31 |
| Ovládání a světelné kontrolky systému klimatizace a vzduchové soustavy v přední a zadní kabině ..... | 33 |
| Palivová soustav .....   | 35 |
| Dodávka paliva .....   | 36 |
| Protipožární systém .....  | 38 |
| Detekce požáru a systém oznámení .....   | 39 |
| Kontrolní přepínač protipožárních senzorů .....  | 39 |
| Světelná kontrolka požár .....   | 40 |
| Protipožární systém .....  | 40 |
| Protipožární tlačítko .....  | 40 |
| Systém odmrazování .....   | 41 |
| Ovládání a signalizace systému odmrazování .....   | 42 |
| MOTOR AI-25TL .....  | 43 |
| Olejová soustava motoru .....  | 45 |
| Palivová soustava motoru .....   | 45 |
| Automatický regulátor teploty výstupních plynů .....   | 47 |

|   |    |
|---|----|
| Odmrazovací systém motoru .....   | 49 |
| Systém spuštění motoru .....  | 49 |
| Hlavní specifikace a omezení motoru .....   | 54 |
| Aviatcké vybavení letadla .....   | 55 |
| Elektrická zařízení.....  | 55 |
| Elektrická soustava stejnosměrného zdroje .....   | 55 |
| Elektrická soustava střídavého zdroje .....   | 56 |
| Rozvod elektrické energie.....  | 57 |
| Hlavního elektrického panelu rozvaděče v přední kabině .....  | 58 |
| Popis hlavního elektrického panelu rozvaděče v přední kabině .....                                  | 59 |
| Pomocný panel elektrického rozvaděče v přední kabině .....  | 60 |
| Popis pomocného panelu elektrického rozvaděče v přední kabině .....                                 | 61 |
| Smíšený elektrický rozvaděč v zadní kabině .....  | 63 |
| Popis smíšeného elektrického rozvaděče v zadní kabině .....   | 64 |
| Zapojení stejnosměrného a střídavého napětí k zdrojům elektrické energie a jejich monitorování..... | 64 |
| Systém osvětlení .....  | 66 |
| Venkovní světla letadla .....   | 67 |
| Ovládání venkovního osvětlení .....   | 68 |
| Vnitřní osvětlení letadla .....   | 70 |
| Systém osvětlení kabiny bílým a červeným světlem.....   | 70 |
| Nouzové vnitřní osvětlení.....  | 72 |
| Systém světelné signalizace v kabině.....   | 73 |

# PŘEHLED O LETOUNU

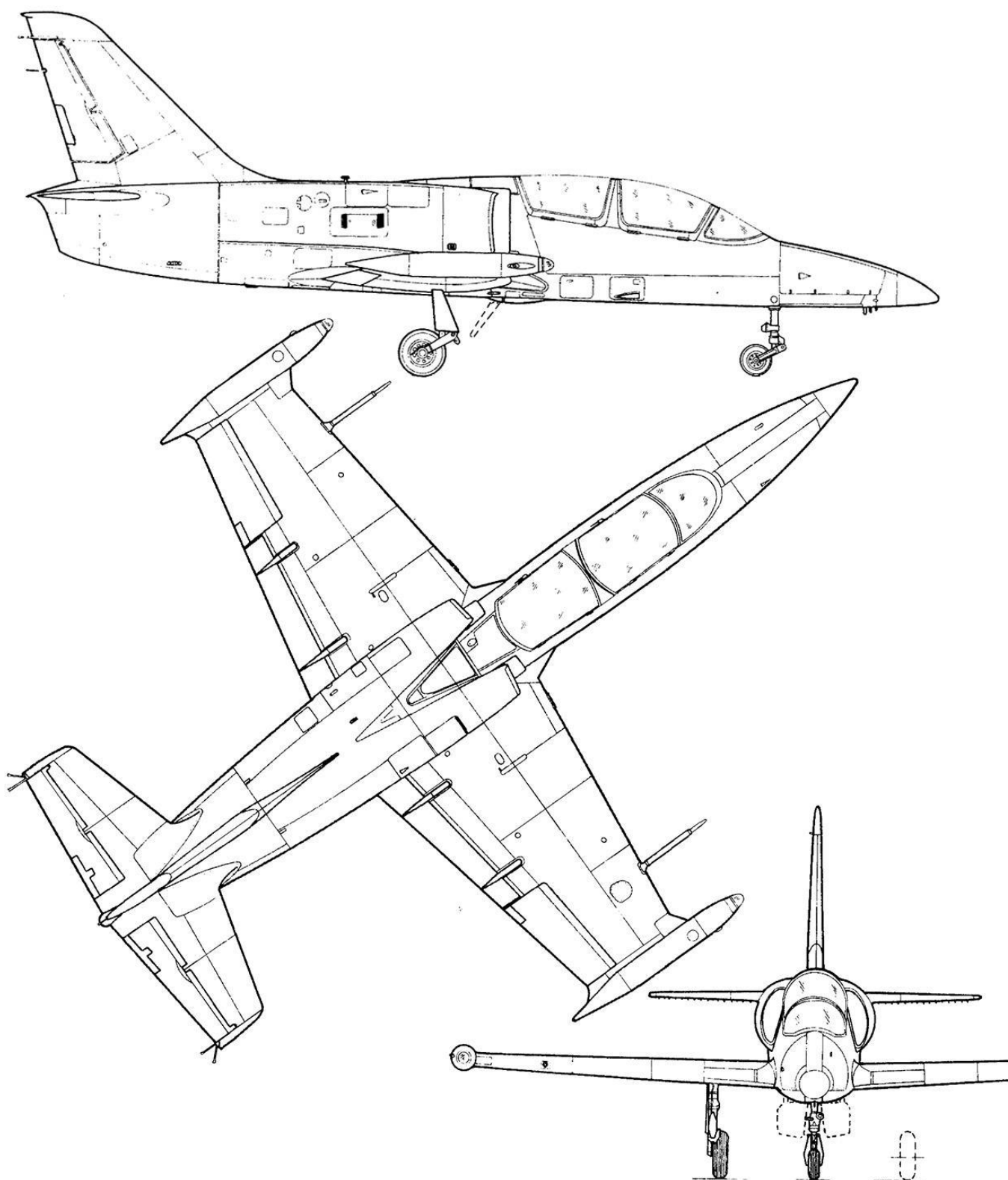
## Hlavní vlastnosti letounu L-39C

L-39C je dvoumístný bojový výcvikový letoun s turbodmychadlovým motorem AI-25TL, navržen k letům ve dne i v noci za normálních i zhoršených meteorologických podmínek, pro rozsáhlý bojový letecký výcvik, zaměřený k nácviku vyhledávání vzdušných cílů s cvičnou samonaváděcí raketovou výzbrojí, k výcviku střelby pomocí fotokulometu umístěného na hlavicí zaměřovače, nácviku odhozu pum (fotografování bombardování) s 50-100 kg pumy, vypuštění neřízených raket S-5 (fotografování vypuštění raket) na pozemní cíle.

L-39C využívá k boji proti vzdušným cílům protiletadlové řízené střely krátkého dosahu s infračervenou naváděcí soustavou R-3S.

Základní rozměry L-39C:

- Délka: 12,13 m
- Rozpětí křídel: 9,12 m
- Výška: 4,47 m
- Rozchod kol hlavního podvozku: 2,44 m



Obrázek 1: kresba L-39



## Hlavní prvky konstrukce letadla

Letoun L-39C je celokovový dvoumístný dolnoplošník polo-skořepinové konstrukce s lichoběžníkovými křídly. Ocasní plochy klasické koncepce jsou nesené na zadní odnímatelné části trupu, ty se skládají z lichoběžníkové svislé ocasní plochy se směrovkou a vodorovné plochy s výškovým kormidlem. Přistávací zařízení s příďovým podvozkem tvoří dvojice hlavních podvozkových noh v křídle, zasouvaných směrem k trupu a příďová noha zasouvaná směrem dopředu.

Turbodmychadlový motor AI-25TL vyvinutý pod dozorem V.A. Lotareva v konstrukční kanceláři Ivčenko-Progress, má maximální tah 16.9 kN (1720 kgF) a je umístěn v střední části trupu letadla.

Dodávku paliva do motoru, zajišťuje pět propojených gumových nádrží ve střední části trupu za kabinou a dvě koncové nádrže na křídlech.

V přední části trupu letounu se nachází dvoumístná kabina s možností hermetického uzavření (přetlaková kabina). Ta je vybavena klimatizační soustavou zajišťující optimální životní podmínky v pilotní kabině po celou dobu letu. Vybavení letounu umožňuje použití i tzv. anti-g obleků s automatickou regulací.

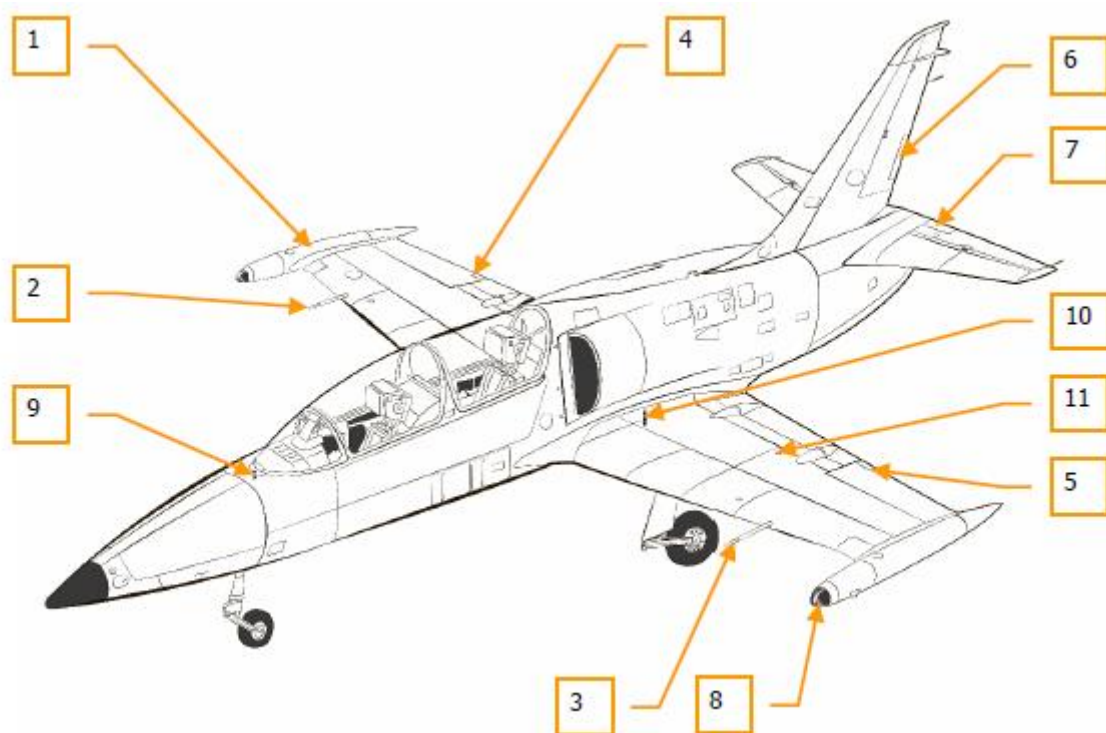
Letou je také vybaven vystřelovacími sedadly VS-1BRI umožňují osádce opuštění letounu, při mimořádných událostech.

Hermetický uzavřený kryt kabiny je z pohyblivé části, který se při nouzové situaci pomocí pyrotechnického systému odhodí.

Na křídle jsou instalovány křídélka a dvou-šterbinové vztlakové klapky. Samotné křídlo je připojeno k spodní části trupu.

Aviatické přístroje a jednotlivé vybavení letadla umožňují let ve dne i v noci za normálních i zhoršených meteorologických podmínek.

Letoun je schopen nést řízené i neřízené střeli a pumy a je vybaven zaměřovací a foto-kontrolním vybavením.



Obrázek 2: detail draku letadla

1. Koncová palivová nádrž v křídle
2. Hlavní Pitotova trubice
3. Záložní Pitotova trubice
4. Stavitelná vyvažovací ploška křidélek se servo-pohonem
5. Stavitelná vyvažovací ploška křidélek
6. Stavitelná vyvažovací ploška směrového kormidla
7. Stavitelná vyvažovací ploška výškovky
8. Přistávací a pojezdové světlo
9. Mechanický ukazatel polohy příďového kola podvozku
10. Mechanický ukazatel polohy hlavních kol podvozku
11. Mechanický ukazatel polohy klappek

## Drak letadla

Drak letadla se skládá z trupu, křídla a ocasních ploch.

Trup je tvořen z nosníků a polo-skořepinové konstrukce.

Pro usnadnění údržby a opravy je trup sestaven ze dvou hlavních částí: přední a zadní částí.

Přední část trupu je rozdělena na tři konstrukční a technologické skupiny: špička trupu, přetlaková část s pilotními prostory osádky a střední část trupu zahrnující prostor palivových nádrží a motoru. Ve špičce trupu jsou uloženy rádio-vybavení (navigační a přistávací systém RSBN-5S s anténou, identifikační zařízení SRO-2M, radiostanice R-832M, radiokompas RKL-41), některé části elektro-vybavení (akumulátory 12SAM-28) a kyslíkové láhve. Ve spodní části se nachází prostor pro předové kolo podvozku. V přední části přídě trupu je umístěna tři frekvenční anténa pro SRO-2M a odmrazovací indikační zařízení (RIO-3).

V přetlakové části trupu kabiny se nachází jednotka radionavigačního zařízení RSBN-5S, přijímač rádio-výškoměru RV-5 a přijímač návěstidla MRP-56PS, stejně tak jako antény pro tyto radiopřijímače.

V ocasní části letadla je uložen motor AI-25TL.

Ocasní plochy zajišťující směrovou a podélnou stabilitu letadla. Tyto plochy jsou klasické koncepce, které jsou nesené na zadní odnímatelné části trupu skládající se z (VOP) svislé lichoběžníkové a (SOP) vodorovné mírně šípovité plochy.

Na těchto ocasních plochách se nacházejí vodorovné a svisle vyvažovací plochy.

Svislá ocasní plocha o šípovitosti 40° ve 25% hloubky je pevně zakotvena v zadní části trupu a k této ocasní ploše je přichyceno směrové kormidlo.

Samotná ocasní plocha zajišťuje směrovou stabilitu a směrové kormidlo se používá pro řízení směru letadla.

Směrové kormidlo se vychyluje  $\pm 30^\circ$  a je vybaveno odlehčovací ploškou ve své dolní části. V systému podélného řízení je použit pružinový mechanismus s vačkou, který zmenšuje sílu na řídicí páce při vzletu při výchylkách výškovky větších než 11° - 13° (přitažení).

Na zadní horní hraně svislé ocasní plochy je umístěno bílé poziční světlo.

Horizontální stabilitu zajišťuje vodorovná ocasní plocha a výškové kormidlo, které slouží k stabilizaci podélné polohy a výškovému řízení (řízení náklonu).

Výškové kormidlo se skládá z levé a pravé části a má maximální výchylky nahoru 30° a dolů 20°.

**Křídla letadla** jsou navržena tak, aby vytvářela vzlakovou sílu, poskytovala příčnou stabilitu a ovladatelnost letadla a také aby se do křídel mohli umístit jednotlivé druhy vybavení. Křídlo lichoběžníkového tvaru je průběžné a má pevné okrajové palivové nádrže vřetenového tvaru. Křídlo je vybaveno křídélky a vzlakovými klapkami. Maximální úhel vychýlení křídélky je  $\pm 16^\circ$ .





Obrázek 3: Ovládání prvky letadla

1. Vztlakové klapky
2. Křídélko
3. Svislá ocasní plocha (SOP)
4. Směrové kormidlo
5. Vodorovná ocasní plocha (VOP)
6. Výškové kormidlo

Přistávací zařízení hlavních podvozkových noh se zasouvají do křídel, směrem k trupu letadla.



Obrázek 4: Podvozek L-39

**Aerodynamické brzdy** (brzdící štíty) jsou dvě a nachází se na spodní straně křídla. Ty mohou být ovládaný manuálně pilotem. Při dosažení rychlosti letu  $Mach = 0,78 + 0,02$  se brzdící štíty automaticky vysunují. Brzdy mají plochu  $2 \times 0,25 \text{ m}^2$  a jsou vychylovány jedním hydraulickým válcem na maximální úhel  $55^\circ \pm 1^\circ$ .



**Obrázek 5: Brzdící štíty**

Na obou polovinách křídel jsou umístěny Pitot-statické trubice rychloměrného systému; levá je hlavní, pravá záložní. Obě trubice mají elektrické vyhřívání proti zamrznutí.



**Obrázek 6: Podvěs, Pitotová trubice a palivová nádrž na konci křídla**

Na konci křídel jsou umístěny pevné okrajové palivové nádrže vřetenového tvaru s kapacitou 100 litru pro jednu nádrž. Ve špičkách koncových nádrží jsou umístěna pojízďecí a přistávací světla, tvořena dvojicí reflektorů.

Na okrajových nádržích křídel jsou také umístěna polohová světla v barvě zelené a červené, ty lze užívat ve třech stupních intenzity a to trvale či zábleskově.

## Pilotní kabina (kokpit)

Kabina je navržena tak, aby její celkové upořádání vyhovovalo pilotům, v obou kabinách jsou vystřelovací sedadla a záchranný (nouzový) systém, letové přístroje, zařízení která ovládají letadlo, motor a další systémy. Kabina je zakryta překrytém kabiny.

Obě kabiny jsou přetlakové (hermeticky uzavíratelné).

Překryt kabiny je aerodynamická průhledná nadstavba, která poskytuje pilotům výhled z obou kabin. Křít kabiny se skládá ze čtyř částí: čelního štítu; otevíratelného předního překrytu; středního štítu ze sklem a zadního otevíratelného překrytu.

Proti tvoření námrazy na čelním štítku je letadlo vybaveno odmrazovacím systémem.



**Obrázek 7: Oba překryty kabiny jsou v otevřené poloze**

K nácviku pilotáže pomocí přístrojů, je přední kabina vybavena speciální clonou "boudou", která zakrývá celou přední výhledovou část kabiny. Clona může být ovládaná z obou kabin. V reálu, pilot L-39ky v přední kabině odstraní clonu pomocí levé ruky (ve hře pomocí tlačítka). V zadní kabině je k ovládání clony táhlo, které je umístěno na levé horní straně kabiny.





Obrázek 8: Přední kabina s vytaženou clonou IFR



Obrázek 9: Vytažena clonou IFR, pohled ze zadní kabiny

*Důležité: jestliže je ze zadní kabiny použita clona (bouda) pro nácvik letu podle přístrojů, je možné tuto clonu odstranit opět pouze ze zadní kabiny.*

K zajištění a odjištění kabiny slouží páka uzamykání překrytu kabiny, která je umístěna na levé straně kabiny. Posunutím páky dopředu se kabina uzamkne a posunem dozadu se kabina otevře. Na panelu havarijního stavu svítí kontrolka “CANOPY UNLOCKED” (KABINA OTEVŘENA), která upozorňuje, zda je kabina zajištěna (uzavřena) nebo ne. Je-li kabina zajištěna, páka musí být za červenou značkou, svítící kontrolka “CANOPY UNLOCKED” (KABINA OTEVŘENA), přestane svítit. V opačném případě není-li překryt kabiny zajištěn, světelná kontrolka “CANOPY UNLOCKED” (KABINA OTEVŘENA), bude nadále svítit.



**Obrázek 10: Uzamykácí páka překrytu kabiny**

Otevření překrytu kabiny při nouzových situacích lze provést pomocí systému odhozu předního i zadního překrytu, který se skládá z pyromechanismu, uváděného v činnost pyropatronou, odemykání čtyř zámků překrytu a dvou teleskopických válců nuceného odhozu překrytu, které zajistí odhoz překrytu. K provedení nouzového odhozu překrytu před samotnou katapultáží, je nezbytné přesunout páku nouzového odhozu krytu kabiny směrem do boční (levé) polohy. Tato páka je v obou kabinách umístěna na pravé straně. Po zatáhnutí páky se odemknou zámkové, které umožní odhodit překryt od části kabiny. Překryt kabiny může být odhozen taky při zatáhnutí pomocí dvojitého pák (rukověď odpalu) k zahájení katapultáže, které jsou umístěna na přední straně jímky sedadla.





Obrázek 11: Páka nouzového odhozu krytu kabiny

## Vystřelovací sedadla VS-1BRI

Vystřelovací sedadla VS-1BRI umožňují osádce opuštění letounu při mimořádných událostech. K nouzovému opuštění letadla musí pilot zatáhnout za dvojitou rukověť odpalu, která se nachází na přední straně jímky sedadla. Po zmáčknutí obou madel a zatažení oběma rukama za rukověť nahoru, následuje plně automatický průběh činnosti celého záchranného systému. Sled katapultáže je volitelný, pořadí katapultáže je libovolné. Automaticky probíhá nejen celá sekvence katapultáže před opuštěním letounu, ale i jednotlivé fáze letu sedadla a činnosti padákového systému. Nenastane-li jiná událost, je pravidlem, že po odhozu překrytu je katapultován jako první pilot ze zadní kabiny (aby se zabránilo popálení pilota od horkých plynů z vystřelené přední sedačky).

Vystřelení sedadel zajišťuje urychlovací raketový motor URM-1, který je uložený příčně k ose letounu pod jímku sedadla. Sled katapultáže blokuje elektrický systém, který tak zabrání možnému vzájemnému střetu pilotů se sedadly nebo střetu s odhozenými překryty.

Jestliže první člen posádky neprovedl katapultáž (z nějakého důvodu), může druhý člen posádky provést odblokování pomocí přepínače «**UNCLOCK EJECT**» (**ODBLOK. SEDAČKY**). Tyto přepínače se nacházejí na pravém panelu v obou kabinách. Ve hře nejsou aktivní.

## Hydraulická soustava

Hydraulická soustava se skládá z hlavního okruhu a nezávislého nouzového okruhu (systém s konstantním tlakem).

Hlavní hydraulický okruh ovládá:

- vysouvání a zasouvání podvozku;
- ovládání vztlačových klapků;
- ovládání aerodynamických brzd;
- ovládání brzd podvozku;
- k vysouvání náporové turbíny záložního elektrického zdroje;

Nezávislý nouzový okruh umožňuje nezávislé řazení hydraulických funkcí pomocí tlačítek, spínačů a ventilů, umístěných v obou kabinách letadla. Ovládání nezávislého hydraulického okruhu v zadní kabině je **COMMAND - NADŘÁZENÉ** (to znamená, že ovládání ze zadní kabiny instruktora má přednost).

Nouzový hydraulický okruh se používá:

- k nouzovému vysunutí podvozku;
- k nouzovému vysunutí vztlačových klapků do pozice „LANDING – PŘISTÁNÍ“;
- k nouzovému vysunutí náporové turbíny záložního elektrického zdroje;
- k nouzovému brždění;
- k nouzovému ovládání v případě výpadku motoru;

Nouzový hydraulický okruh je ovládán ručními mechanickými ventily (paky) na pravé straně u obou kabin letadla. Pořadí použití není rozhodující.

Jmenovitý tlak kapaliny v hlavním a nouzovém hydraulickém okruhu je 150 kg/cm<sup>2</sup>.



**Obrázek 12: Ukazatel tlaku hydrauliky**

Tlak v nouzového a hlavním hydraulické okruhu je zobrazován pomoci dvouručičkového ukazatele (indikátoru) tlaku se stupnicí 0-200 kg/cm<sup>2</sup>, který je umístěn na pravém panelu obou kabin. Levá strana ukazatele tlaku zobrazuje hlavní hydraulický okruh a pravá strana okruh nouzový.

## Hlavní hydraulická soustava

### Přistávacího zařízení

Přistávací zařízení slouží k vzletu, přistání a k pojíždění letadla po letištní dráze. Příďová noha podvozku, která je instalována ve špičce trupu se zasouvá směrem dopředu. Hlavní podvozkové nohy jsou rozděleny ve střední části křídla, které se zasouvají směrem k trupu. Na vnější straně hlavních podvozkových noh jsou připevněny podvozkové kryty, které doplňují podvozkové dvířka (součástí křídla), ty se uzavírají jak při vysunutém, tak i zasunutém podvozku, což zabraňuje znečištění prostoru podvozkových šachet.

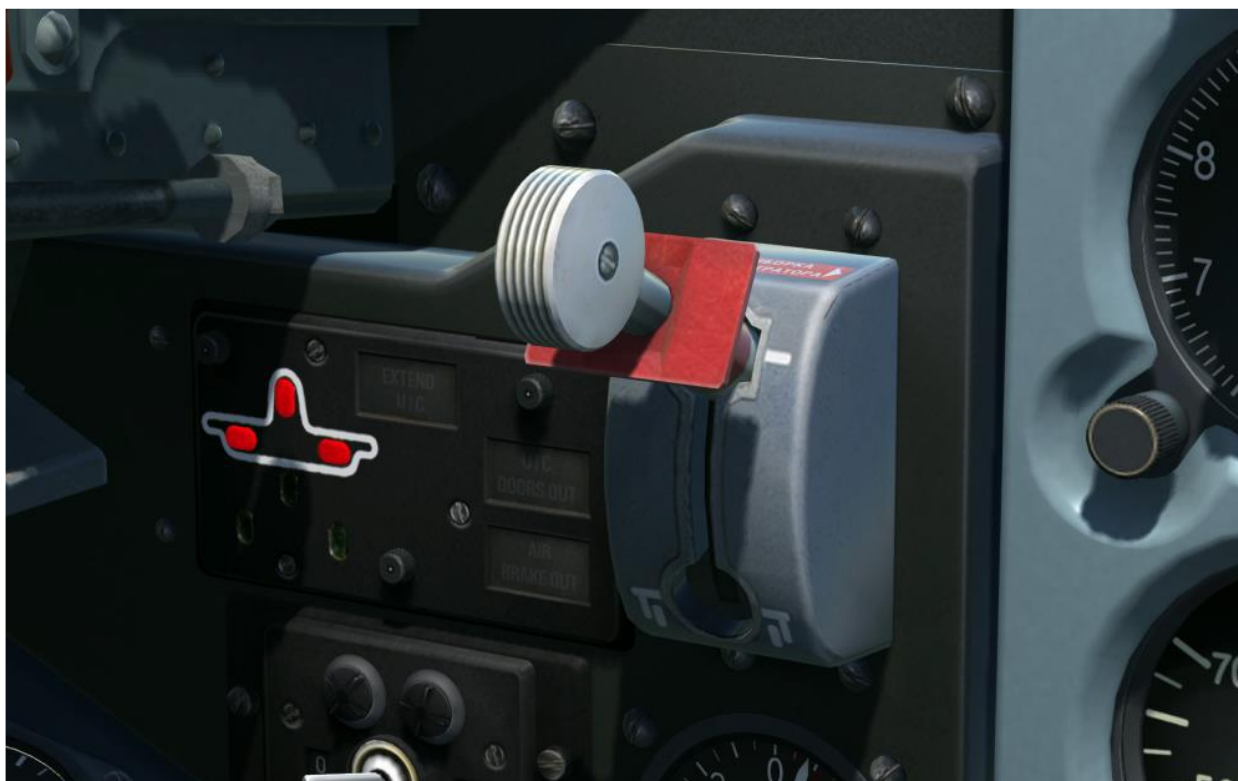
Během zasouvání hlavního podvozku jsou kola automaticky zabrzděna. Příďové kolo není vybaveno brzdou a může se volně otáčet. Příďová podvozková noha má maximální vychýlení ± 60°.

Elektrické jištění blokuje funkci zasunutí podvozku při stání letounu na zemi.

Aby nemohlo dojít k zasunutí podvozku na zemi nesprávnou obsluhou, je na přední noze podvozku spínač, který blokuje funkci zasouvání při zatížení předního podvozku.

*Důležité: Jestliže je podvozek přepnutý do polohy zasunout, nebude podvozek zatažen, dokud se budou kola dotýkat země, podvozek se zasune až při vletu kdy se zvedne před letadla a tím se podvozek odblokuje.*

Ovládání podvozku je řízeno eklektickým spínačem pomoci dvoupolohové (v přední kabině) podvozkové páky, která je umístěna na levé straně předního panelu v obou kabinách. Nastavení páky do horní polohy se podvozek zasune, nastavení páky do dolní polohy se podvozek vysune.



**Obrázek 13: Dvou polohová ovládací páka podvozku, přední kabina**

Stejný přepínač podvozkové páky má v zadní kabině pozice tři. Kromě horní polohy (zasunutí podvozku) a dolní polohy (vysunutí podvozku), má ještě polohu neutrální.



**Obrázek 13: Tři polohová ovládací páka podvozku, zadní kabina**

*Důležité: Ovládání podvozkové páky v zadní kabině instruktora má přednost. Ovládání podvozku z přední kabiny je možné jen, když je podvozková páka v zadní kabině v neutrální poloze.*

Aby bylo možné zjistit pozici podvozku a podvozkových dvířek, je v obou kabinách na levé straně předního panelu vedle páky podvozku, světelný indikátor polohy podvozkových noh a při závadě na tomto indikátoru, je letou vybaven také mechanickými ukazateli polohy podvozku. Poloha jednotlivých noh podvozku je indikována třemi kontrolkami červené nebo zelené barvy. Během vysouvání a zasouvání je indikováno i otevření krytů podvozku - červená kontrolka vpravo nahoře. Mechanické ukazatele polohy podvozku (tyčinky), které jsou umístěny před krytem kabiny a na křídlech, při vysunutém podvozku jsou plně vytažena a při zataženém podvozku zasunuta.

## Systém brzd hlavního podvozku

Brzdový systém kol podvozku je navržen pro společné nebo samostatné brždění kol a automatické odblokování kol, které by se při normálním brždění mohla zablokovat nebo dostat do smyku.

Brždění obou kol podvozku se aktivuje pomocí brzdové páčky na řídicí páce, které je umístěna v obou kabinách.

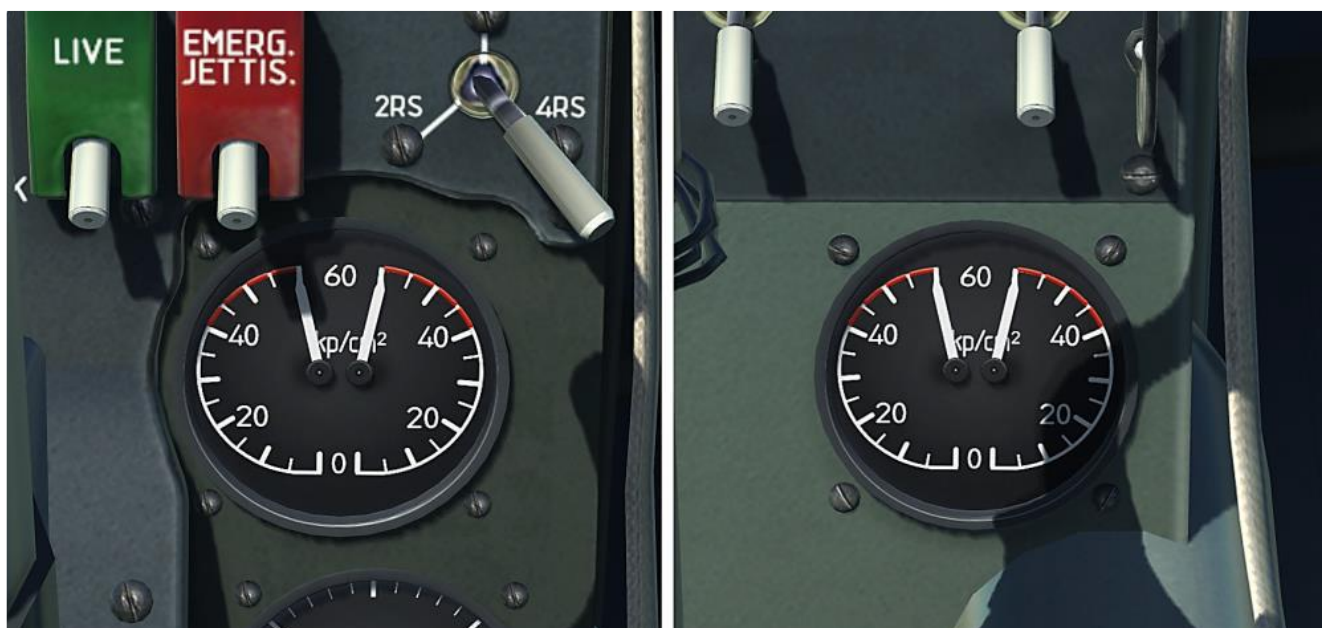
Pro samostatné brždění kol, je třeba stlačit brzdící páčku a sešlápnout levý nebo pravý nožní pedál (podle toho na jakou stranu chcete s letounem zatáčet) v úhlu od  $(18 \pm 2)^\circ$  do  $(40 \pm 2)^\circ$ . Je-li pedál sešlápnut jen do úhlu  $(18 \pm 2)^\circ$ , nebude kolo zabrzděno.

Kola odbrzdíte uvolněním brzdící páčky.

*Důležité: Ovládání brzdové páčky v zadní kabině instruktora má přednost. Je-li brzdová páčka v zadní kabině stlačena, není možné ovládat brzdovou páčku z přední kabiny.*

Tlak v brzdovém okruhu je v obou kabinách zobrazován dvouručičkovým tlakoměrem brzd v dolní části předního panelu. Obě ručičky tlakoměru brzd by měly ukazovat stejně.





**Obrázek 14: Dvouručičkovým tlakoměrem brzd v přední (vlevo) a zadní kabině (vpravo)**

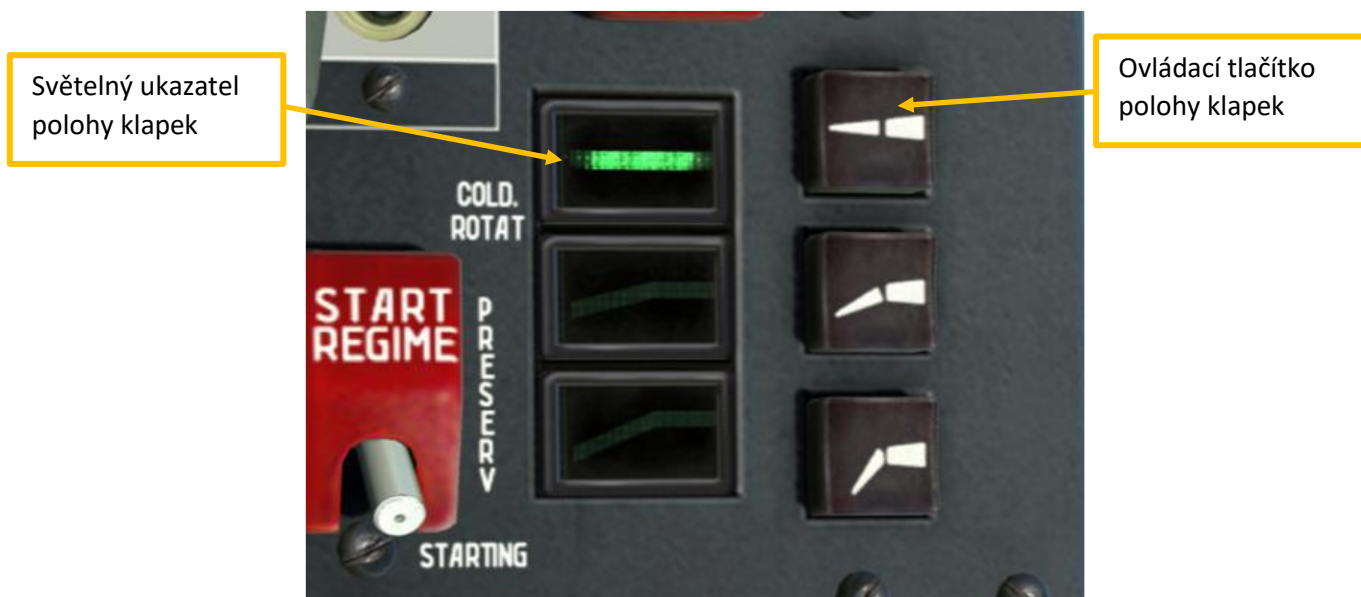
Když letoun stojí na stojánce, je k zabrzdění hlavního podvozku použita parkovací brzda. Ovládání parkovací brzdy je možné jen z přední kabiny. Paka parkovací brzdy v kabině se nachází v přední části levého panelu. Použit parkovací brzdu, lze jen při úplném zastavení letounu. Odbrzdnění letadla se provede, posunutím parkovací paky do střední polohy. Parkovací brzda funguje i při spuštění nouzového hydraulického okruhu.

## Vztlakové klapky

Na křídle L-39C jsou umístěny mechanizované dvoj-šterbinové vztlakové klapky, stavitelné do dvou poloh. Ty slouží ke zvýšení vztlaku letadla při nízkých rychlostech, zejména ve fázi vzletu a přistání.

Vztlakové klapky jsou ovládaný pomocí tři tlačítek, na levém panelu v obou kabinách. První tlačítko vrací vztlakové klapky do letové polohy (úhel klapky 0°) «FLIGHT», prostřední tlačítko do polohy vzletové (úhel klapky 25°) «TAKE OFF» a zadní tlačítko do polohy přistávací (úhel klapky 44°).

Poloha vztlakových klapky je zobrazena na světelném panelu pomocí ukazatelů polohy vzletových klapky, které jsou umístěny vedle tlačítek ovládání vzletových klapky na levém panelu obou kabin. Jsou-li vztlakové klapky v letové poloze, je rozsvícený přední ukazatel polohy, při vzletové poloze vzletových klapky “**TAKE OFF**”, je rozsvícený prostřední ukazatel polohy, v přistávací poloze “**LANDING**” je rozsvícený zadní ukazatel klapky. Chceme-li vztlakové klapky vysunutou nebo zasunut musíme odpovídající tlačítka přidržet. Jakmile vztlakové klapky dosáhnou odpovídající polohy, můžeme tlačítko pustit.



**Obrázek 15: Světelné kontrolky a ovládací tlačítka polohy klapek**

*Důležité: Ovládání vztlakových klapek v zadním kabině instruktora mají přednost. Pilot v zadní kabině, může změnit (opravit) pozici vztlakových klapek, které byli nastaveny z přední kabiny.*

Na křídlech jsou umístěny mechanické ukazatele (tyčinky) polohy klapek. Když jsou vztlakové klapky v letové poloze, jsou ukazatele polohy skryty v křídlech, při vzletové poloze vztlakových klapek **“TAKE OFF”** jsou ukazatele polohy vysunuty jen částečně, v přistávací poloze **“LANDING”** vztlakových klapek, jsou ukazatele polohy vysunutý zcela.

Doba vysunutí vzletových klapek z **“FLIGHT - LETOVÉ”** polohy (0°) do **“TAKE OFF – VZLETOVÉ”** polohy činí (3±1) sekundy.

Doba vysunutí vzletových klapek z **“FLIGHT - LETOVÉ”** polohy (0°) do **“LANDING – PŘISTÁVACÍ”** (44°) polohy činí (5±1) sekundy. Čas při zasunutí je stejný. Jestli-že pilot nezatáhne vztlakové klapky včas, automaticky se zatáhnou samy při dosažení rychlosti nad 310 km/h.

## Aerodynamické brzdy (brzdící štíty)

Aerodynamické brzdy slouží k snížení rychlosti letadla ve vzduchu.

Vysunutí a zasunutí brzdících štítů je ovládáno pomocí přepínače, který je umístěn na páce ovládání připnutí motoru (plynová páka) v obou kabinách.

V přední kabině má přepínač dvě fixační polohy: vysunutí a zasunutí brzdících štítů. Z přední kabiny je možné brzdící štíty nastavit na krátkodobý režim, stisknutí přepínače jako tlačítka, kdy se brzdící štíty automaticky opět zasunou zpět. Pro vysunutí brzdících štítů v trvalém režimu, je zapotřebí přepnout přepínač do zadní polohy a pro zasunutí přepnout přepínač do přední polohy.



**Obrázek 16: Přepínač brzdících štítů, přední kabina**

V zadní kabině je tento přepínač 3 polohový: v přední poloze (vysune brzdící štíty), ve střední poloze (neutrální) a v zadní poloze (zasune brzdící štíty).

*Důležité: Ovládání brzdících štítů v zadní kabině instruktora mají přednost. Pilot v přední kabině může ovládat brzdící štíty jen v případě, že ovládací přepínač brzdících štítů v zadní kabině je v střední (neutrální) poloze.*

Světelný ukazatel polohy brzdících štítů «**AIR BRAKE OUT - VYSUNUTY ŠTÍTY**», je umístěn na signalizačním panelu polohy podvozku, levé strany předního panelu v obou kabinách.

Při dosažení rychlosti  $Mach = 0,78 + 0,02$  se brzdící štíty automaticky vysunují.

# Ovládání a ukazatele signalizace hlavního hydraulického okruhu v obou kabinách

## Přední kabina



Obrázek 17: Ovládání a ukazatele hlavního hydraulického okruhu, přední kabina

## Zadní kabina



Obrázek 18: Ovládání a ukazatele hlavního hydraulického okruhu, zadní kabina



1. Páka podvozku.
2. Signalizační panel polohy podvozku.
3. Páka parkovací a nouzové brzdy.
4. Tlačítka nastavení a kontrolka poloh vztakových klapek.
5. Spínač ovládání brzdících štítů.
6. Dvouručičkový tlakoměr brzd.
7. Páčka ovládání brzd kol podvozku.

### Signalizační panel polohy podvozku



**Obrázek 19: Signalizační panel polohy podvozku**

1. Rozsvícené tři **červené** kontrolky – podvozek je zasunut.
2. Rozsvícené tři **zelené** kontrolky – podvozek je vysunut.
3. Svítící kontrolka s nápisem «**EXTEND U/C**» (**VYSUŇ PODVOZEK**), se rozsvítí během přistávacího manévru, kdy vztakové klapky jsou v přistávací poloze, ale podvozek je stále zasunut (když se kontrolka rozsvítí je doprovázena zvukovým signálem).
4. Kontrolka s nápisem «**U/C DOORS OUT**» (**KRYTY PODVOZKU**), svítí během vysunutí a zasunutí podvozku (v případě nouzového stavu, se vysunutý kryt dvířek nezavře a nápis «**U/C DOORS OUT**» (**KRYTY PODVOZKU**), bude stále svítit).
5. Svítící kontrolka s nápisem «**AIR BRAKE OUT**» (**BRZDICÍ ŠTÍTY**) signalizuje, že brzdící štíty jsou vysunuty.

### Záložní hydraulický systém

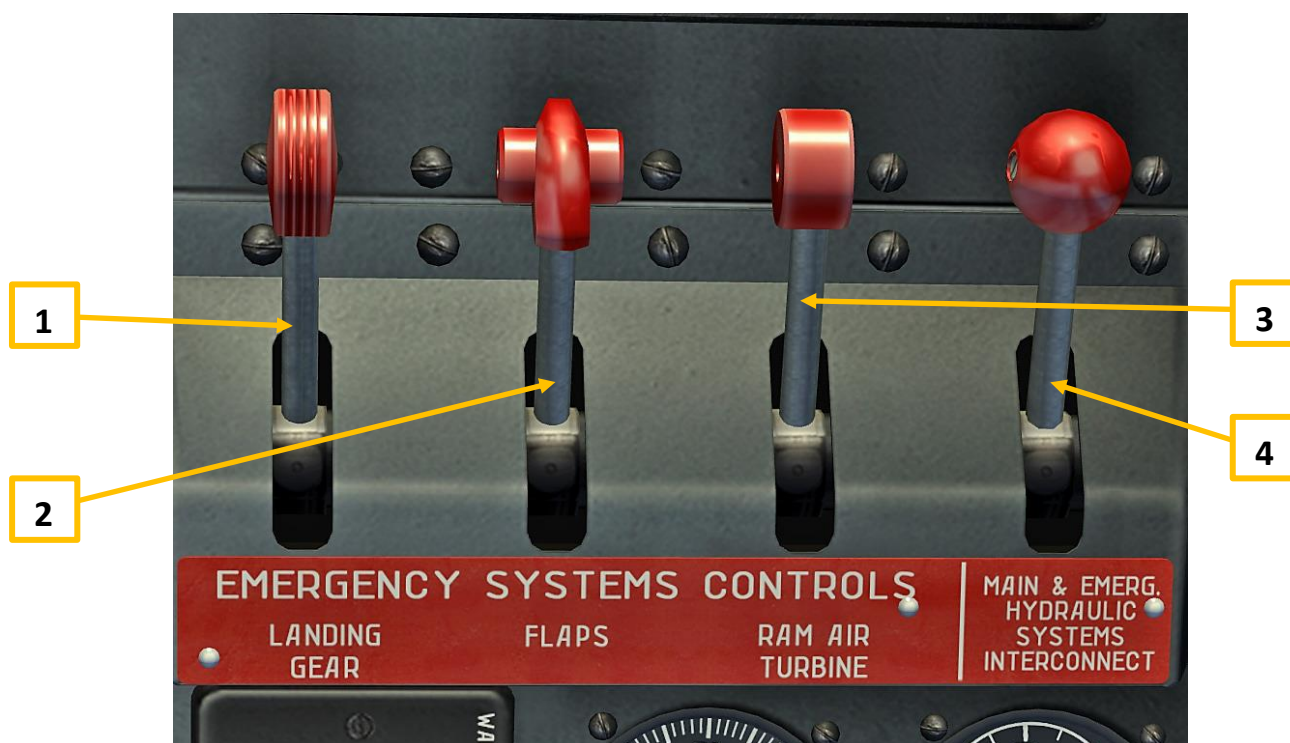
Záložní hydraulický systém (okruh) se doplňuje automaticky z hydraulického okruhu podvozku, pokud je podvozek vysunut a motor spuštěn. Při letu se zasunutým podvozkem k zprovoznění záložního hydraulického systému je zapotřebí otevřít ventil, který propojí hlavní hydraulický okruh se záložním, pomocí odpovídající páky záložního systému hydrauliky, které se nacházejí na pravém ovládacím panelu.

Během letu je nezbytné pravidelně kontrolovat záložní okruh a snažit se udržovat tlak na  $150 \text{ kg/cm}^2$  pomocí ventilové páky (propojení záložního a hlavního hydraulického okruhu) směrem dozadu. V případě poruchy hydrauliky, může být podvozek, vztakové klapky a náporová turbína vysunuta, klesne-li tlak v



záložním okruhu do 105 kg/cm<sup>2</sup>. Klesne-li tlak v záložním okruhu na hodnotu 100±5 kg/cm<sup>2</sup>, začne blikat varovný ukazatel s nápisem «**HYD. SYST. FAIL**» (**POKLES TL. HYDRAUL.**) na panelu havarijního stavu v obou kabinách.

Abychom jsme se vyhnuli poklesu tlaku v záložním hydraulickém okruhu v případě poklesu tlaku v hlavním hydraulickém okruhu, musí být tyto spojené hydraulické okruhy v obou kabinách uzavřeny (od sebe rozděleny).



**Obrázek 20: Ventily záložního a nouzového okruhu**

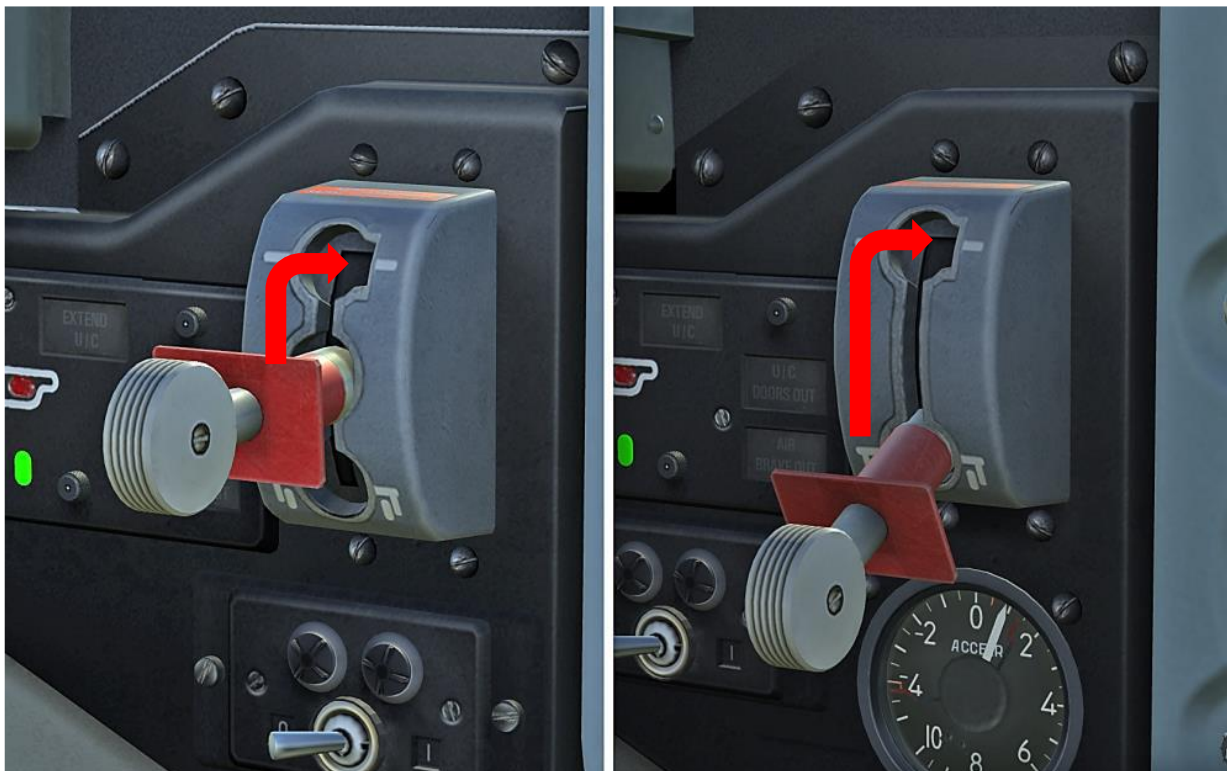
1. Ventil nouzového vysunutí podvozku.
2. Ventil nouzového vysunutí vztlačových klapek.
3. Ventil nouzového vysunutí záložního elektrického zdroje (náporová turbína - RAT).
4. Ventil propojení hlavního a záložního hydraulického okruhu.

V případě nefunkčních klapek z důvodu poruchy hlavního hydraulického okruhu je zapotřebí posunout páku nouzového ventilu do zadní polohy, která se nachází v obou kabinách na pravém panelu. Tím se uvolní a vysune podvozek a rozsvítí se příslušné kontrolky podvozku, na křídlech se vysunou mechanické ukazatele (tyčinky). V případě vysunutí podvozku v nouzovém režimu, zůstanou dvířka krytu podvozku otevřena a na panelu se rozsvítí kontrolka s «**U/C DOORS OUT**» (**KRYTY PODVOZKU**) (dvířka krytu podvozku jsou otevřena).

Pomocí záložního hydraulického okruhu se vztlačové klapky vysunou jen do polohy pro přistání “**LANDING**” (úhel klapky 44°). Při nouzovém režimu vysunutí vztlačových klapky nefunguje automaticky levá vyvažovací ploška.

Ve fázi přiblížení na přistání se zataženým podvozkem a vysunutými vztlačovými klapky (44°), se rozsvítí kontrolka s nápisem «**EXTEND U/C**» (**VYSUŇ PODVOZEK**) a rozezná se zvukový signál.

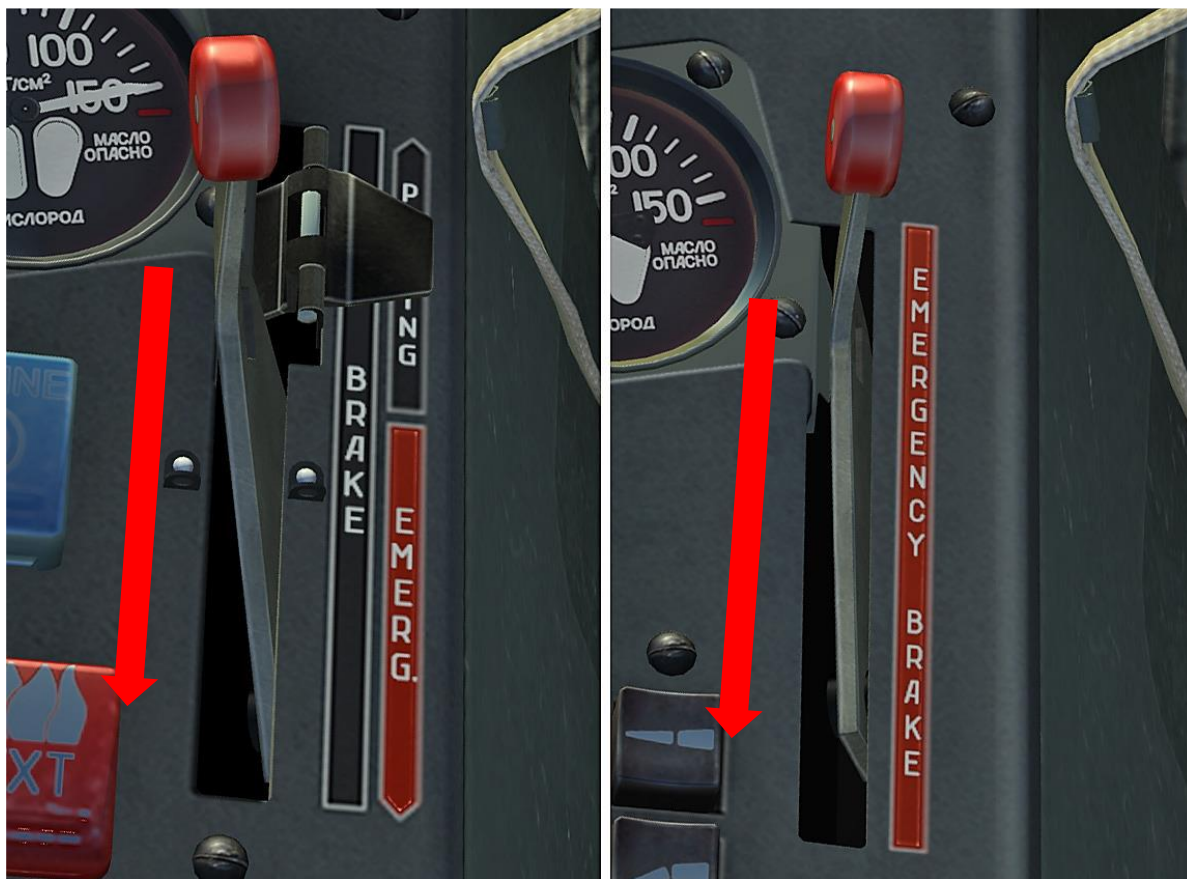
Pro vysunutí náporové turbíny v režimu nouze je zapotřebí přesunout páku ventilu nouzového vysunutí záložního elektrického zdroje (náporové turbíny) do zadní polohy, buď z přední, nebo zadní kabiny. Zatažení podvozku (při jeho neúplném vysunutí) v případě výpadku motoru je zapotřebí nastavit páku podvozku z polohy vysunout do polohy zasunout, v přední nebo zadní kabině.



Obrázek 21: Nouzové zatažení podvozku, zadní (vlevo) a přední (vpravo) kabině

## Nouzově brzdy hlavního podvozku

Je-li zapotřebí použít nouzové brzdění, je třeba posunout páku nouzové brzdy směrem dozadu. Páka se nachází na levém panelu v přední i v zadní kabině. Při nouzovém brždění není možné brzdit kola samostatně (provádět otáčení) a kola nejsou automaticky odblokována, když se kola zablokuji nebo dostanou do smyku.



**Obrázek 22:** Nouzová/parkovací páka hlavního podvozku kol, přední (vlevo) a zadní (vpravo) kabině

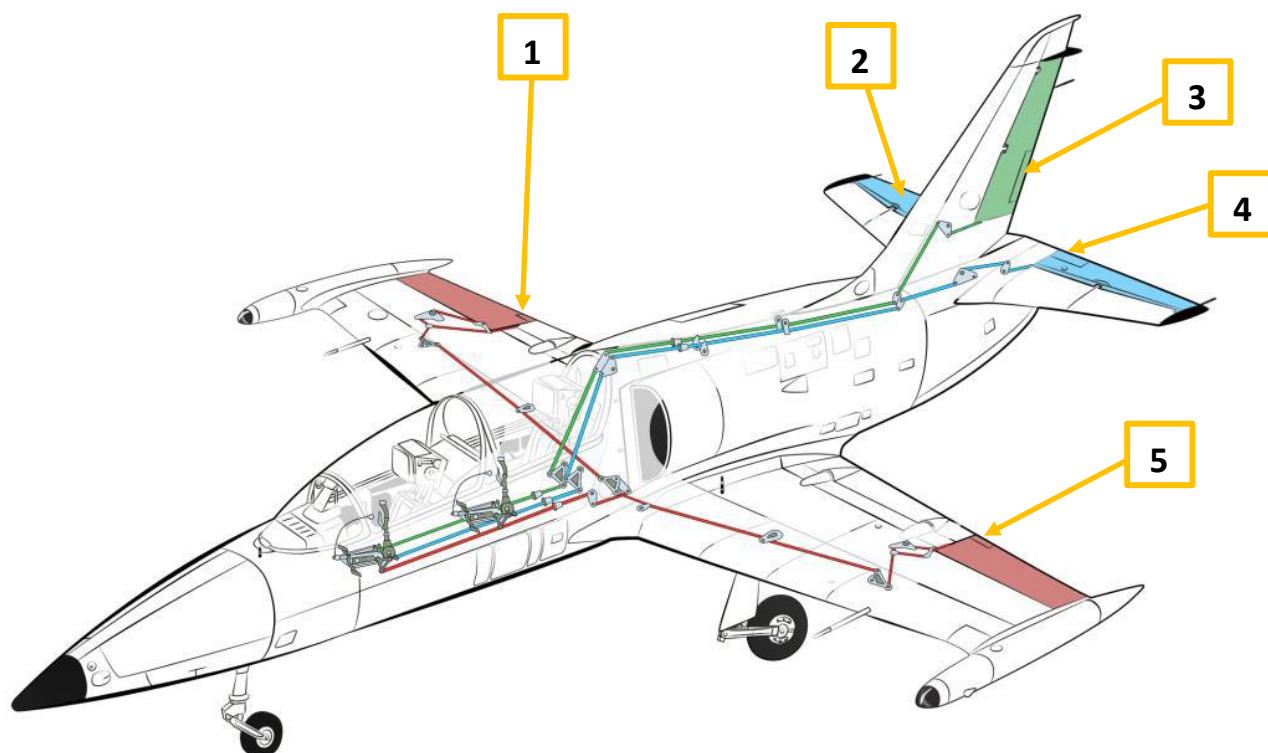
Ukazatel tlaku nouzového ovládání brzd je umístěný ve středu spodní části předního panelu v přední kabině.



**Obrázek 23:** Ukazatel tlaku nouzového ovládání brzd

## Ovládání letounu

Ovládací prvky letadla, zahrnují výškové kormidlo, křídélka, směrové kormidlo, ovládací systém směrového křídla, systém ovládání výškového kormidla a vyvažovací plošky.



Obrázek 24: Ovládací prvky letounu

1. Křídélko se stavitelnou vyvažovací ploškou
2. Výškové kormidlo se vyvažovací ploškou (není vidět)
3. Směrové kormidlo se stavitelnou vyvažovací ploškou
4. Výškové kormidlo se stavitelnou vyvažovací ploškou
5. Křídélko s vyvažovací ploškou

Výškové kormidlo a křídélka jsou ovládaná pomocí řídicí páky (kniplu), která se nacházejí v obou kabinách. Spojení řídicí páky s výškovým kormidlem a křídélkem je provedeno pevnými táhly přes vodící a převodové páky. Směrové kormidlo je ovládáno řídicími nožními pedály, které jsou mezi sebou propojeny pevnými táhly přes vodící a převodové páky.

Všechny řídicí plochy letadla jsou vybaveny vyvažovacími ploškami, které slouží k vyvážení ustáleného režimu letu, bez nutnosti držet řídicí páku silou na jednom místě. Vyvažovací ploška na pravém křídélku se vychyluje v závislosti na úhlu náklonu křídélka a není vybavena elektromotorkem. Vyvažovací ploška na levém křídélku má elektromotorek, který je ovládán tlačítkem na řídicí páce. Vyvažovací ploška na levém křídélku je jako stavitelná vyvažovací ploška (aileron trimer).



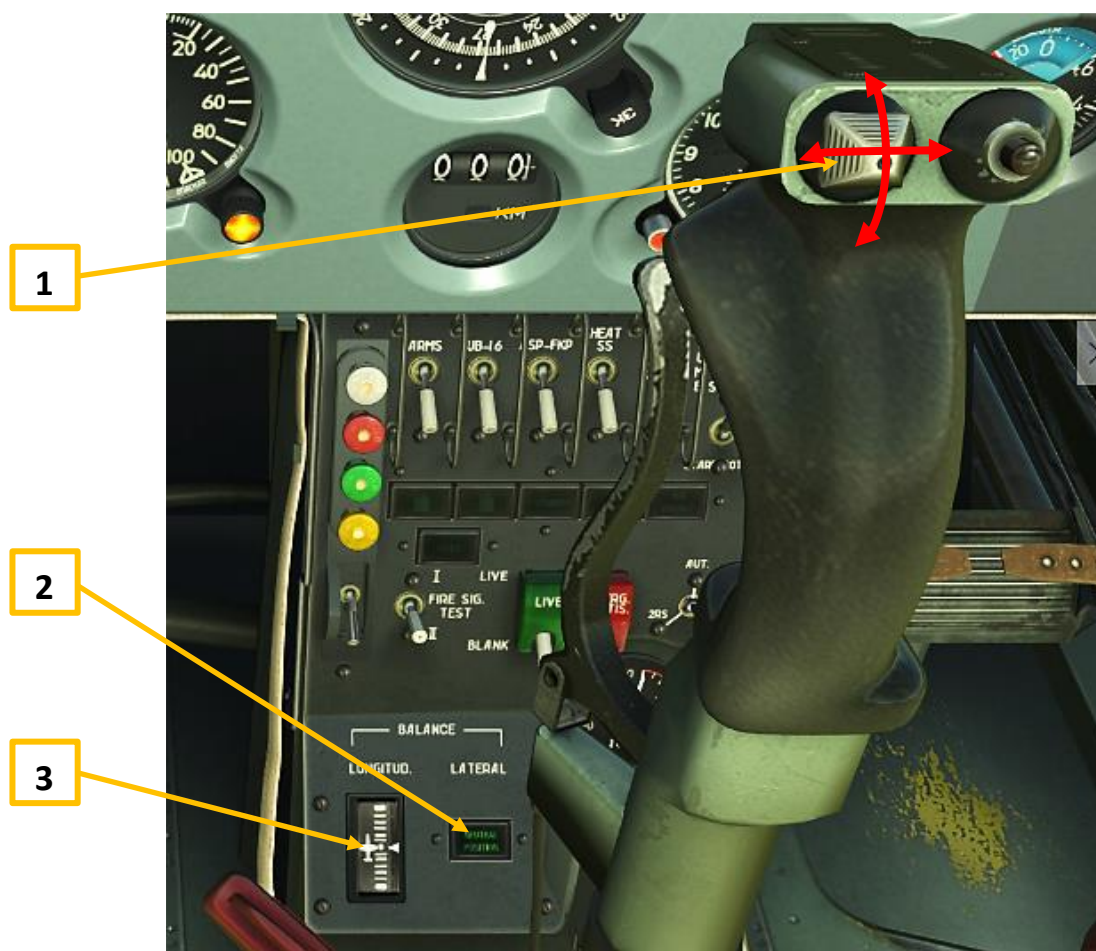
Vyvažovací ploška na směrovém kormidle, nemá elektromotorek a odklání se podle úhlu vychylování směrového kormidla.

Vyvažovací plošky na pravé a levé straně výškového kormidla mají elektro-morky. Vyvažovací ploška na pravé straně je ovládaná tlačítkem na řídicí páce. Proto je tato vyvažovací ploška jako stavitelná vyvažovací ploška (elevator trimmer).

Vyvažovací ploška na levé straně výškového kormidla se automaticky vychýlí v úhlu 15°, když jsou vysunuty vztlakové klapky do pozice k přistání.

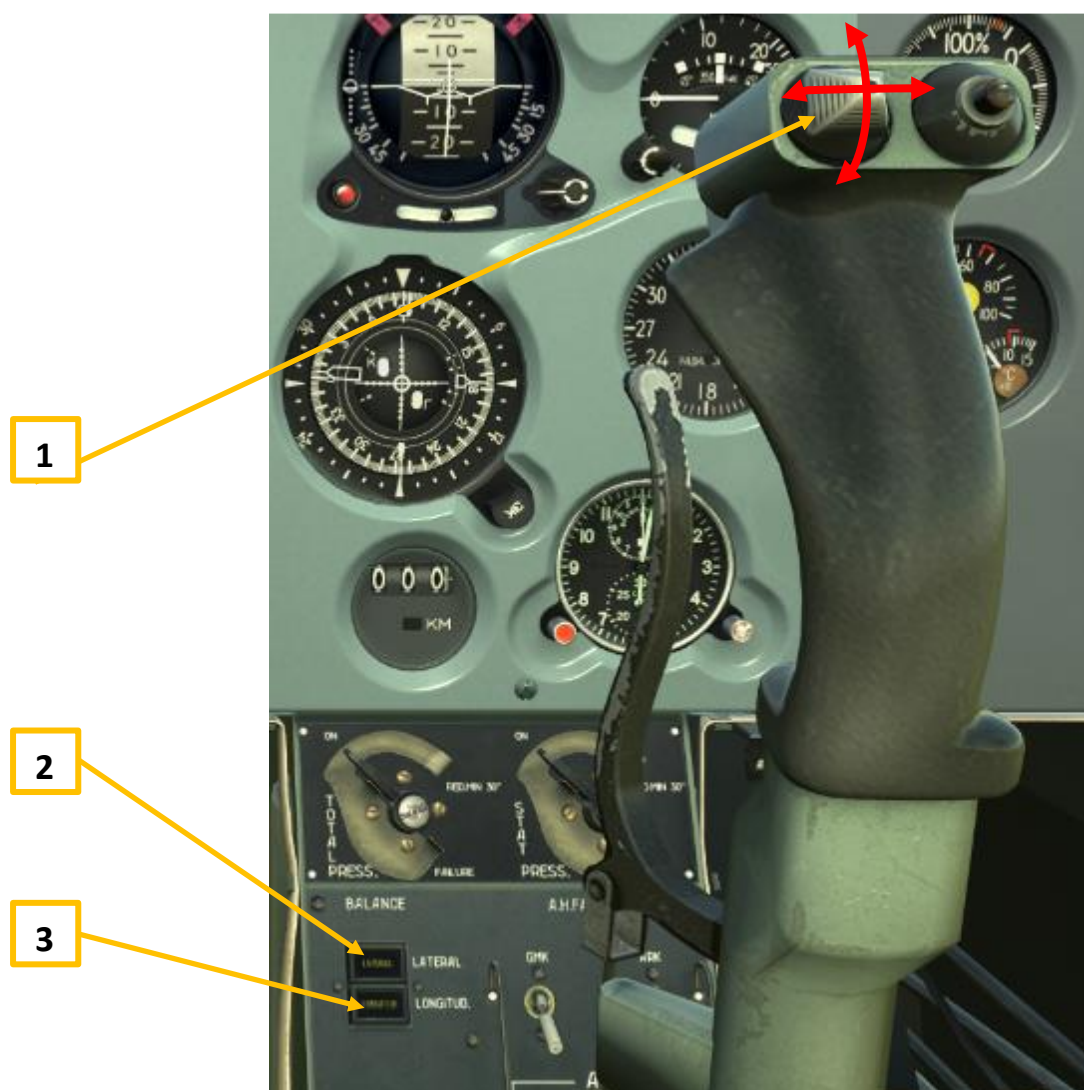
Stavitelné vyvažovací plošky výškového kormidla a křidéla jsou ovládaná pomocí elektromotorku. Nastavování vyvažovacích křidélek se provádí pomocí ovládacího tlačítka na řídicí páce. Ukazatele vyvážení vyvažovacích plošek výškového kormidla a křidélek jsou umístěna ve středu spodní části předního panelu v obou kabinách. V zadní kabině místo ukazatele vyvážení vyvažovacích plošek výškového kormidla a křidélek, je umístěn světelná kontrolka.

## Ovládání stavitelných vyvažovacích plošek v přední a zadní kabině (Trimmer Controls)



Obrázek 25: Ovládací tlačítko vyvažovacích plošek, přední kabina





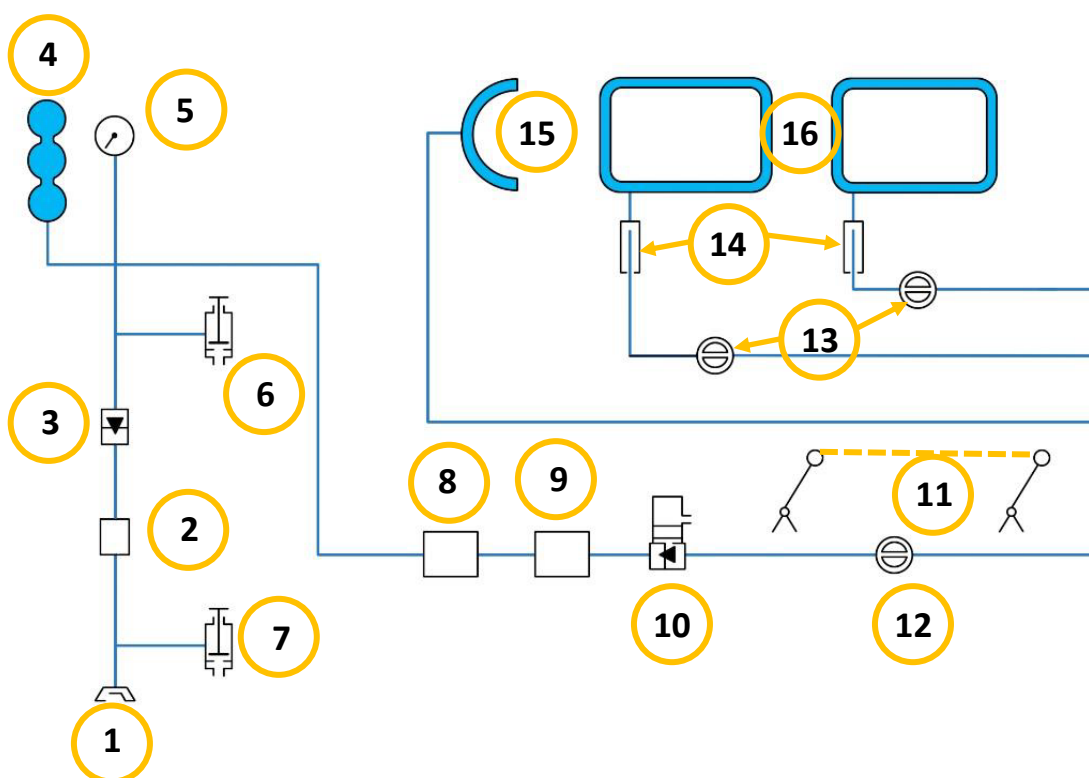
Obrázek 26: Ovládací tlačítko vyvažovacích plošek, zadní kabina

1. Čtyř-polohové ovládací tlačítko stavitelných vyvažovacích plošek
2. Neutrální pozice stavitelné vyvažovací plošky křídélka
3. Neutrální pozice stavitelné vyvažovací plošky výškového kormidla

## Ovládání vzduchové soustavy

Vzduchová soustava je určena k hermetizaci čelního štítku, předního a zadního překrytu kabiny. Hermetizace slouží pro natlakování těsnících hadic pilotních překrytů a čelního štítku.

Hermetizaci (přetlaku) kabiny se ovládá pomocí páky (*ECS - hermetizace kabiny a připustí vzduchu do klimatizačního systému* - posunutím dopředu), které je možné ovládat současně z obou kabin. Po uzavření obou překrytů kabiny a jejich zajištění se posune páka dopředu. Od-hermetizování (odtlakování) kabiny se posune páka opačným směrem (dozadu). Páky jsou umístěny na pravé straně panelu v obou kabinách.



Obrázek 27: Zobrazení systému vzduchové soustavy

1. Plnicí hrdlo
2. Vzduchový filtr
3. Zpětný ventil
4. Vzduchová tlaková nádoba
5. Ukazatel tlaku
6. Příváděcí ventil vzduchu, ze systému
7. Příváděcí ventil vzduchu, vzduchové hadice
8. Regulační tlakový ventil
9. Regulační tlakový ventil
10. Kombinovaný ventil

11. Páky hermetizace kabiny a připustí vzduchu do klimatizačního systému (ECS)
12. Ventily hermetizace
13. Ventily hermetizace
14. Teleskopické spojky
15. Těsnící hadice k předního štítu
16. Těsnící hadice překrytu kabiny

V případě otevření zámku překrytu kabiny bez předchozího odtlačování pomocí páky klimatizace nebo při katapultáží, se tlak v hadicích odpustí automaticky. Otevření překrytu kabiny bez odtlačování těsnících hadic se nedoporučuje, kvůli možnosti odtržení překrytu kabiny od závěsů.

## Klimatizační soustava

Klimatizační systém slouží k udržování požadované teploty vzduchu, tlaku a ventilace v kabině. Systém klimatizace spolu se systémem regulace tlaku v kabině, přívodu vzduchu, kontrolních a ovládacích přístrojů tvoří vybavení pro lety v nadmořských výškách.

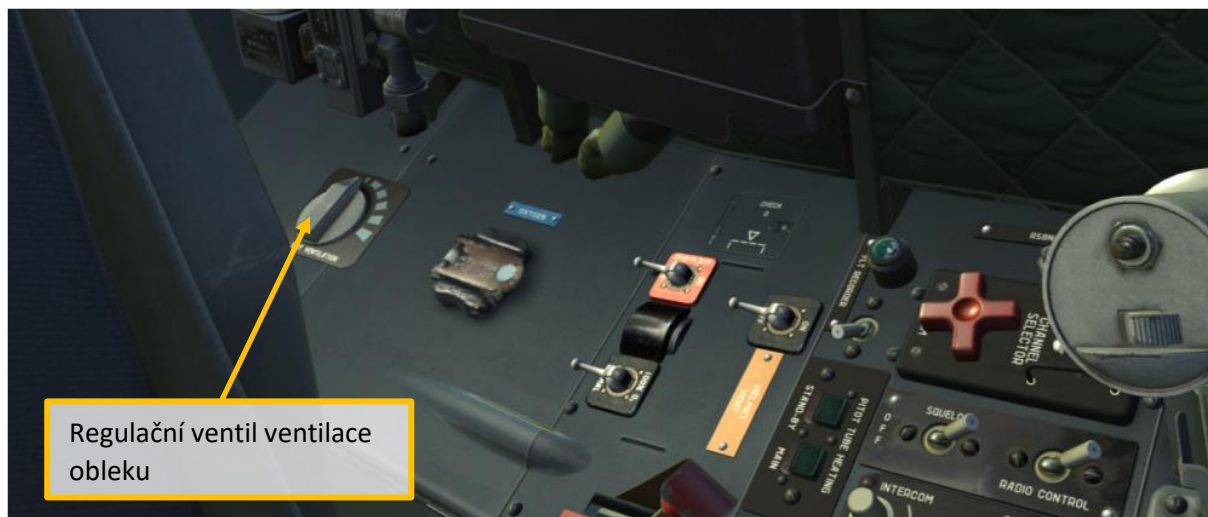
Kabina je hermetická, ventilačního typu. Stlačený vzduch pro klimatizaci kabiny je odebírán za posledním stupněm vysokotlakého kompresoru motoru. Ten do kabiny vhání vzduch, ohřívá nebo ochlazuje a odvádí ven. Přetlakování a spuštění ventilace kabiny nastane po zajištění překrytu kabiny a posunutí páky (*ECS - hermetizace kabiny a připustí vzduchu do klimatizačního systému*) dopředu, kterou je možné ovládat z obou kabin. Po 30 sekundách se vypne na pravém panelu provozního stavu v obou kokpitech signalizační kontrolka s nápisem «**AIR CONDIT OFF**» (**KLIMAT. UZAVŘENA**), nebo může začít blikat. To informuje pilota, že napájecí ventil je uzavřen. Jestliže signalizační kontrolka bliká - je ventil uzavřen, jestli signalizační kontrolka zhasne - je ventil otevřen. Uzavírací ventil je v kabině ovládán pákou (*ECS - hermetizace kabiny a připustí vzduchu do klimatizačního systému*). Tento ventil může být ovládán jen, když je vypínač (s červenou krytkou) «**AIR COND**» (**KLIMAT.**) v zadním kokpitu v neutrální poloze.

Když je regulátor teploty v nouzovém režimu, rozsvítí se kontrolka s nápisem «**AIRCONDIT EMERG**» (**KLIMAT. NOUZOVĚ**) (nouzová klimatizace) na pravém panelu provozního stavu. Funkce tepelného regulátoru, není ve hře aktivní a nouzová signalizační kontrolka «**CHECK**» (**KONTROLA**) svítí jen, jestli je tlačítko stisknuté.

Při letu v "nadmořské výšce" je rozdíl tlaku v kabině hlídán pomocí kabinového výškoměru a ukazatelem přetlaku v kabině (Rusky: UVPD). UVPD je umístěn v obou kabinách. V případě vzestupu nebo poklesu tlaku mezi kabinami nebo není-li kabina řádně utěsněna ve výšce nad 2000 m, začne v obou kabinách blikat světelná kontrolka na levém panelu havarijního stavu s nápisem «**CABIN PRESSURE**» (**TLAK V KABINĚ**).

Některé funkce klimatizační soustavy (ECS), jako automatická tepelná regulace kabiny, manuální a automatická tepelná regulace ventilačního obleku a vzduchová sprcha, nejsou ve hře aktivovány.

Ovládací panel teploty vzduchu v kabině je umístěn v předním kokpitu pravého panelu, na tomto panelu je umístěn přepínač a ovládací otočný regulátor « **HEAT – COOL – AUTO** » (**HORKY - STUDENY- AUTO**). Ventily regulace vzduchové ventilace obleku jsou umístěny na levém panelu v obou kabinách.



**Obrázek 28: Regulační ventil ventilace obleku**

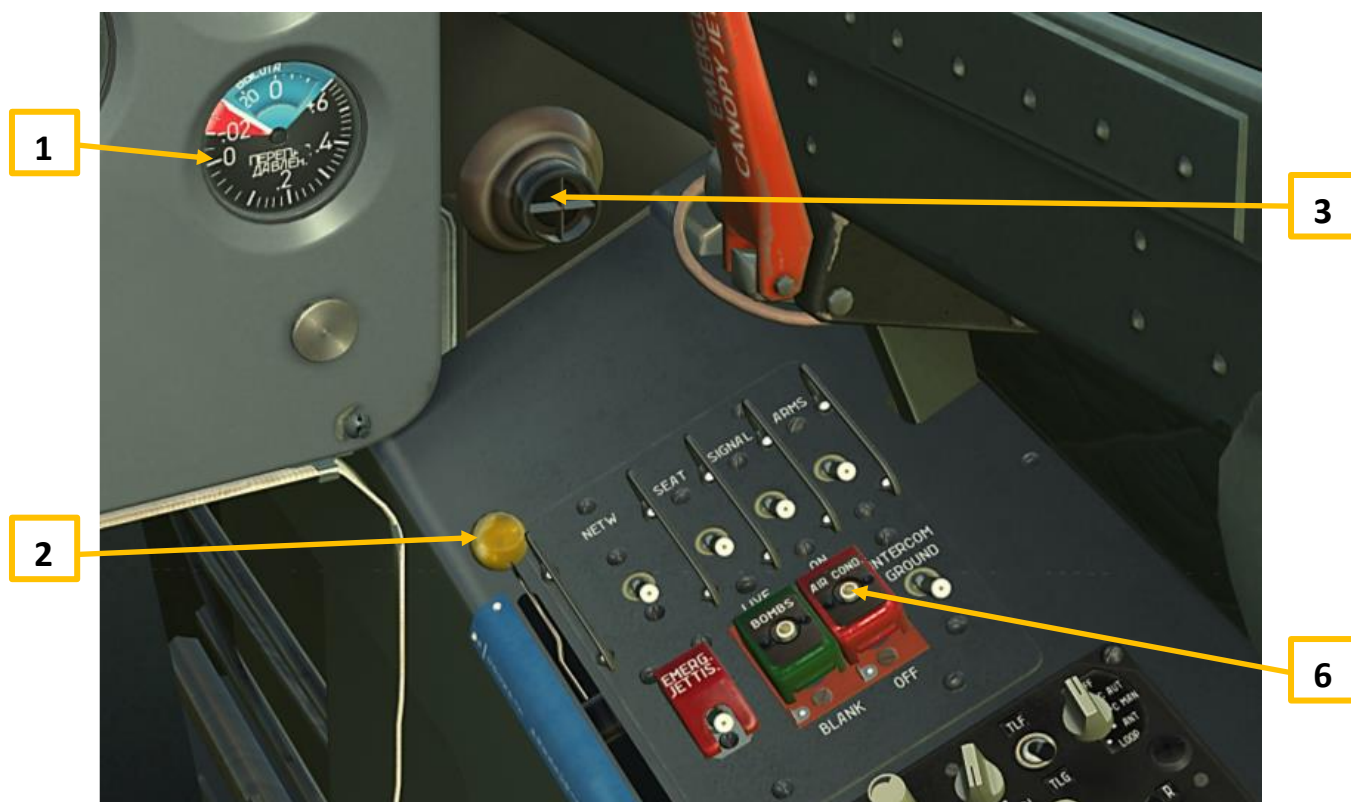
Jednotlivé přípusťové ventily jsou umístěny v obou kabinách na pravé straně vedle panelu přístrojů. Všechny ovládací prvky jsou pohyblivé.



Ovládání a světelné kontrolky systému klimatizace a vzduchové soustavy v přední a zadní kabině



Obrázek 29: Ovládání a světelné kontrolky systému klimatizace a vzduchové soustavy, přední kabina



Obrázek 30: Ovládání a světelné kontrolky systému klimatizace a vzduchové soustavy, zadní kabina

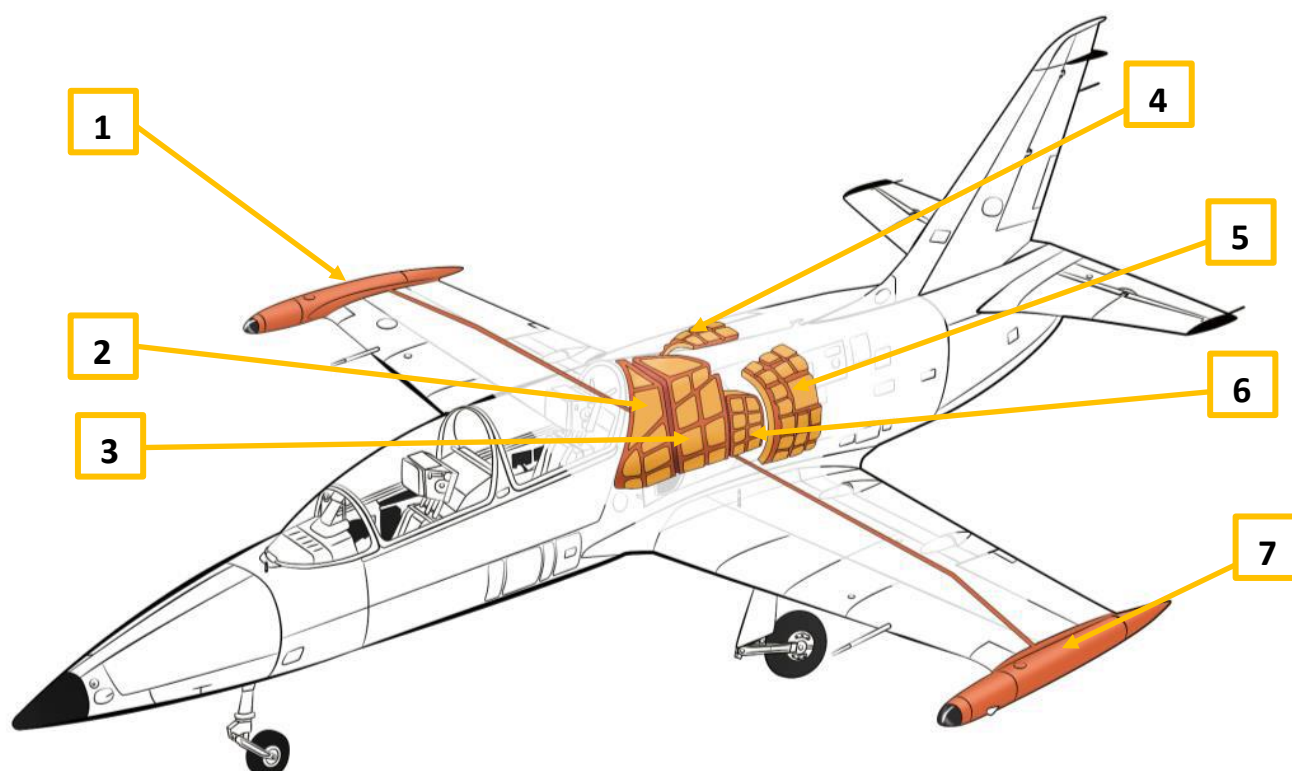
1. UVPD - kabinový výškoměr a ukazatel přetlaku
2. Páka hermetizace kabiny a připustí vzduchu do klimatizačního systému (ECS)
3. Regulátor teploty obleku a sprchy
4. Vzduchová sprcha
5. Ovládací panel teploty vzduchu v kabině
6. vypínač «**AIR COND**» (**KLIMATIZACE**)

## Palivová soustava

Palivová soustava letadla slouží k dodávce paliva do motoru při všech letových režimech a při práci motoru na zemi.

Palivová soustava se skládá z hlavní palivové soustavy a soustavy nádrží.

Hlavní palivová soustava se skládá z pěti propojených gumových nádrží ve střední části trupu o celkovém objemu 1 100 litrů (825 kg). Pro zvýšení doletu, jsou dvě koncové nádrže na křídlech s kapacitou po 100 litrech. Celkové množství paliva činí 975 kg.



**Obrázek 31: Palivové nádrže**

1. Pravá koncová nádrže na křídle (100l)
2. Trupová nádrž №1 (260l)
3. Trupová nádrž №2 (365l)
4. Trupová nádrž №3 (135l)
5. Trupová nádrž №4 (135l)
6. Trupová nádrž №5 (205l), sběrná nádrž
7. Levá koncová nádrže na křídle (100 l)

Palivový akumulátor slouží k zajištění dodávky paliva tlakem vzduchu pohonné jednotce při letech s nulovým nebo záporným násobkem. Kapacita akumulátoru je 10.5 litru. S nulovým nebo záporným násobkem je možné letět nejdéle 20 sekund. Poté se musí akumulátor dostat do vodorovné polohy nejméně na 20 sekund, než letou bude moci opět provádět manévry s nulovým nebo záporným násobkem.

K přerušení paliva z nádrží do palivového potrubí se provádí pomocí požárního ventilu paliva (**FUEL SHUTOFF - VYPNOUT PALIVO**). Tento ventil se ovládá pomocí páky, která se nachází v zadní části levého panelu v obou kabinách. Je-li páka v přední poloze je ventil otevřen.



Obrázek 32: Ventil vypnutí paliva, v obou kabinách

## Dodávka paliva

Dodávka paliva v letadle musí být zajištěna tak, aby nenarušila jeho těžiště. Při plném doplnění nádrží palivem (1300 litru), se nejprve odčerpává část paliva z trupových nádrží. Když se sníží v trupových nádrží zůstatek paliva na 575-625 kg, to zjistíte pomocí ukazatele paliva (palivoměr); začne se přečerpávat z přídatných a koncových nádrží do trupových. Přečerpávání trvá 15 minut, než se vyprázdní. Ukazatel paliva ukazuje celkový zůstatek paliva v kilogramech v trupových nádrží.

Tento ukazatel ukazuje množství paliva a signalizuje stav paliva nižší než 150 kg (palivová rezerva).

K zapnutí zařízení je nezbytné přepnout jističe «**BATTERY**» (**BATERIE**) a «**ENGINE**» (**MOTOR**) do polohy zapnuto na hlavním panelu elektrického rozvaděče (CB) v přední části levého panelu. Po 1 až 2 minutách by měla ručička palivoměru, ukazovat aktuální množství paliva v trupových nádrží. Ukazatel paliva je umístěn na pravé straně předního panelu v obou kabinách.

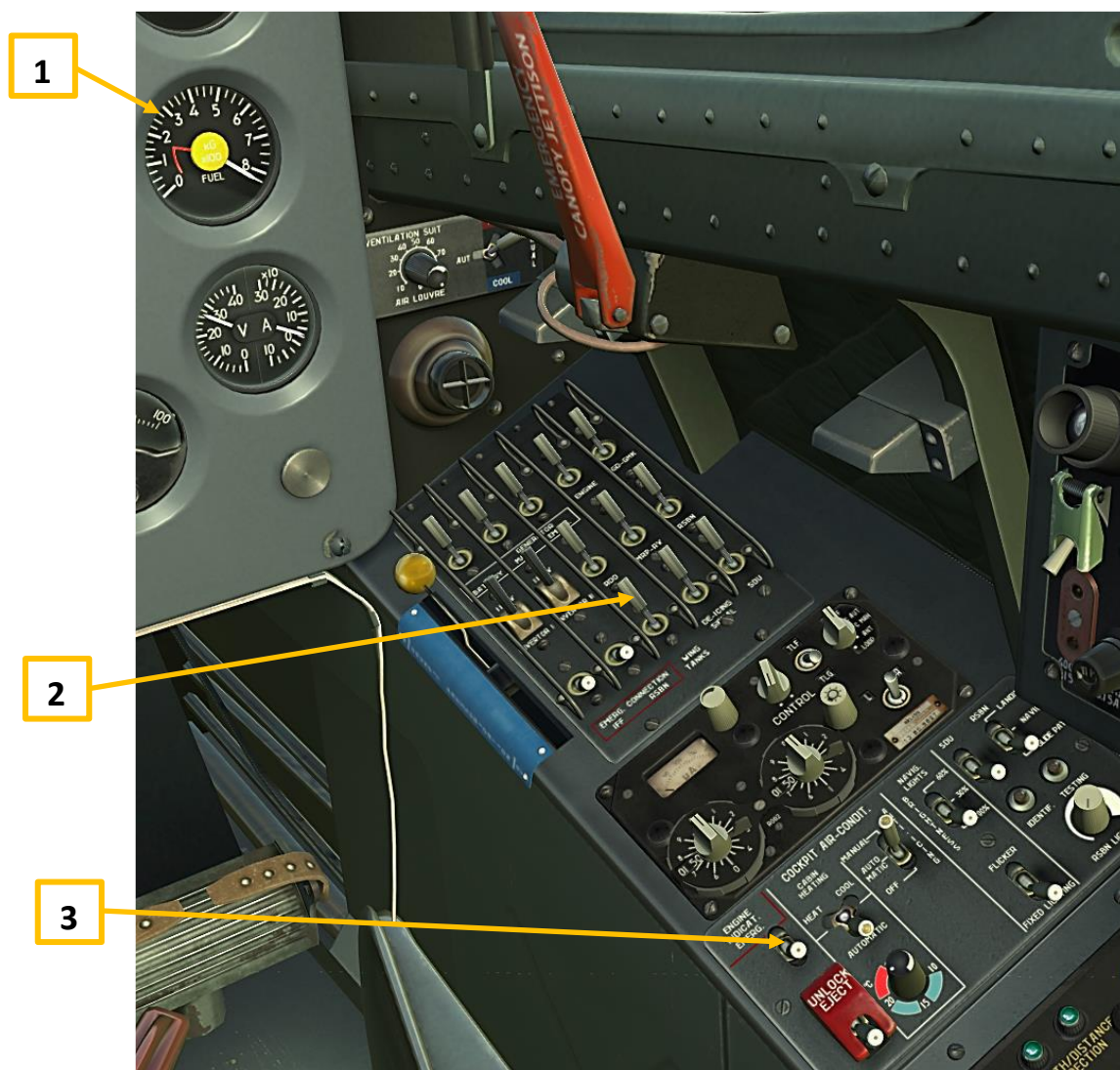


Když měnič SPT-40 selže, nefunguje ukazatel tlakoměru paliva a oleje. K zprovoznění kapacitního ukazatele paliva je nezbytné provést přepnutí přepínače «**ENGINE INDICAT. EMERG**» (**UKAZATELE MOTORU NOUZOVĚ**), který se nachází na pravém panelu přední kabiny. Nulová pozice na stupnici ukazatele paliva znamená, že v trupových nádržích zbývá jen 37 kg paliva.

Po vyčerpání paliva z nádrží koncových křídel, palivo z palivových nádrží trupu je spotřebováno.

Obrázek 33: Ukazatel paliva (palivoměr)





**Obrázek 34: Ovládací prvky pro řízení palivového systému**

1. Ukazatel paliva (palivoměr)
2. Jistič «WING TANKS - NÁDRŽE KŘÍDLA»
3. Přepínač «ENGINE INDICAT. EMERG – UKAZATELE MOTORU NOUZOVĚ» (nouzové napájení přístrojových ukazatelů motoru)

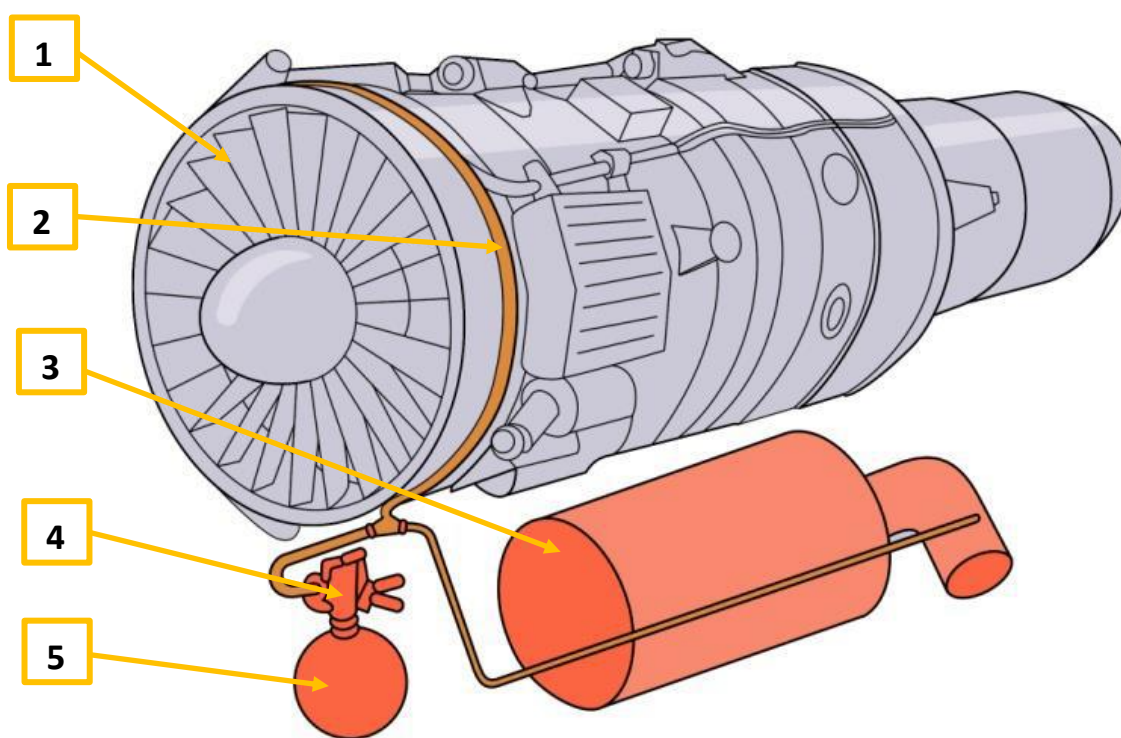
## Světelné kontrolky

- «**150 KG FUEL**» (**150kg PALIVA**) – tato blikající světelná kontrolka na panelu havarijního stavu (v obou kabinách), upozorňuje, že stav paliva je nižší než 150 kg (palivová rezerva). Tato zásoba vystačí na cca 10 minut letu při nominálním tahu motoru.
- «**DON'T START**» (**NESPOUŠŤ.**) (nespouštět motor) - začne-li tato světelná kontrolka svítit přerušovaně na panelu havarijního stavu (v obou kabinách), upozorňuje na pokles tlaku paliva (porucha na dopravním čerpadle paliva).
- «**FUEL FILTER**» (**FILTR PALIV**) - při rozsvícení této kontrolky na panelu provozních stavů (pravý panel), upozorňuje na rozdílný tlak při průchodu filtrem paliva \ znečištěný filtr (filtr slouží k čištění paliva od mechanických nečistot).

- «**WING TIP TANKS**» (**OKRAJOVÉ NADRŽE**) svítící tato kontrolka na panelu provozních stavů (pravý panel) v obou kabinách, upozorňuje na tlak paliva v koncových nebo přídatných nádrží (v křídlech), jsou-li nádrže plné je kontrolka zhasnuta, při vyprázdnění nádrží se kontrolka rozsvítí. Když se koncové nebo přídatné nádrže vyprázdní a rozsvítí se kontrolka «**WING TIP TANKS**» (**OKRAJOVÉ NADRŽE**), je zapotřebí vypnout přepínač «**WING TANKS**» (**NADRŽE KŘÍDLA**) na hlavním panelu elektrického rozvaděče (CB panel) v přední kabině.

## Protipožární systém

Protipožární systém má zabezpečit spolehlivou identifikaci požáru v oblasti motorové jednotky a likvidaci případného vzniku požáru. Do oblasti motorové jednotky jsou zahrnuty, palivová soustava motoru, spalovací komora a plynová turbína.



Obrázek 35: Protipožární zařízení

1. Motor AI-25TL
2. Kolektor / rozprašovací prstenec
3. Generátor vzduchu Safír 5 (APU)
4. Hlava hasicího ventilu s pyropatronou
5. Láhev hasicího přístroje se směsí „7“ nebo Freon 114 B2

Protipožární zařízení L-39 se skládá ze systému detekce požáru SSP-FK, oznámení požáru a hasicích systémů.

## Detekce požáru a systém oznámení

Protipožární systém signalizace upozorňuje pomocí světelné kontrolky na výskyt ohně v části letadla. Ten se skládá se šesti senzorů a aktivuje světelnou kontrolku **«FIRE»** (POŽÁR - **^^^**), která je umístěna na panelu havarijního stavu (vlevo) v přední i zadní kabině.

### Senzory požáru

Šest DTBG termoelektrických požárních čidel je umístěna v motorovém prostoru k zjištění požáru. Šest senzorů je spojeno ve dvou okruzích, každý po třech senzorech. Senzory jsou umístěny v nejvíce ohrožených místech motoru, kde by mohl vzniknout požár.

Když teplota v motorovém prostoru dosáhne 200°C nebo se zvýší v rozsahu více než o 4°C za jednu sekundu, relé čidla se sepne a na panelu havarijního stavu se rozsvítí světelná kontrolka **«FIRE»** (POŽÁR - **^^^**). Když je oheň uhašen nebo teplota v prostoru motoru se rychle sníží, světelná kontrolka zhasne a proti-požární obvod je opět v pohotovosti.

### Kontrolní přepínač protipožárních senzorů

Před každým letem je nutné provést kontrolu, zda tepelné čidla fungují správně. Tyto čidla se ověřují pomocí třípolohového přepínače **«FIRE SIG TEST / TEST SSP»** (KONTROL POŽÁRU), umístěný na středovém podstavci v dolní části v přední kabině. Přepnutím na pozici **« I »** a **« II »** testují první a druhý okruh. Pro kontrolu čidel prvního okruhu je zapotřebí přepnout a držet přepínač do polohy **"I"**. Na havarijním panelu by se měla rozsvítit kontrolka **«FIRE»** (POŽÁR - **^^^**), po uvolnění by měla opět zhasnout. Stejný postup je i pro druhý okruh **«II»**. Všimněte si, že tento test vám oznamuje, že oba okruhy čidel jsou zapojeny a pracují správně každý zvlášť (rozsvícením světelné kontrolky **FIRE - ^^^**). Tento test rovněž zajišťuje, aby systém detekce požáru, poté co byl požár uhašen, se vrátil do původního stavu.

**«FIRE SIG TEST / TEST SSP»**  
(KONTROL POŽÁRU)

Vícepolohový přepínač k  
testování okruhu tepelných  
čidel protipožárního systému  
(v střední poloze VYPNUTO)



**Obrázek 36: Vícepolohový přepínač k testování okruhu tepelných protipožárních čidel**



## Světelná kontrolka požár

Červená světelná kontrolka zobrazující POŽÁR **^^^** (znak plamenů) na panelu havarijních stavů v obou kabinách, začne přerušovaně svítit (blikat), když protipožární čidla detekují požár nebo přehřátí. Tyto světelné kontrolky jsou umístěny v obou kabinách nad přístrojovou deskou.

## Protipožární systém

Protipožární systém se skládá z hasicího přístroje a trubkových obvodů pro rozvod hasicí látky. Trubkový obvod tvoří dva prstence (kolektory) ve kterých jsou na určených místech otvory, které rozprašují hasicí látku na kritických místech motoru.

Hasicí zařízení se skládá z kulové 2 litrové protipožární láhve s pyrotechnickým uzávěrem, který se uvádí do činnosti odpálením dvou pyrotechnických patron PP-3, které uvolní hasicí látku do trubkového obvodu. Aby systém uzávěru byl funkční, musí být aktivní aspoň jedna pyropatrna.

## Protipožární tlačítko

V případě požáru je nezbytné stisknout protipožární tlačítko s červenou krytkou «EXT» (HAŠENÍ) na přední straně levého panelu v obou kabinách. Při stisknutí jednoho z tlačítek elektrického spínače, se odpálí pyropatrony, umístěné v hlavici hasicí láhve a uvolní tak hasicí látku k uhašení požáru. Po uhašení požáru, světelná kontrolka zhasne.



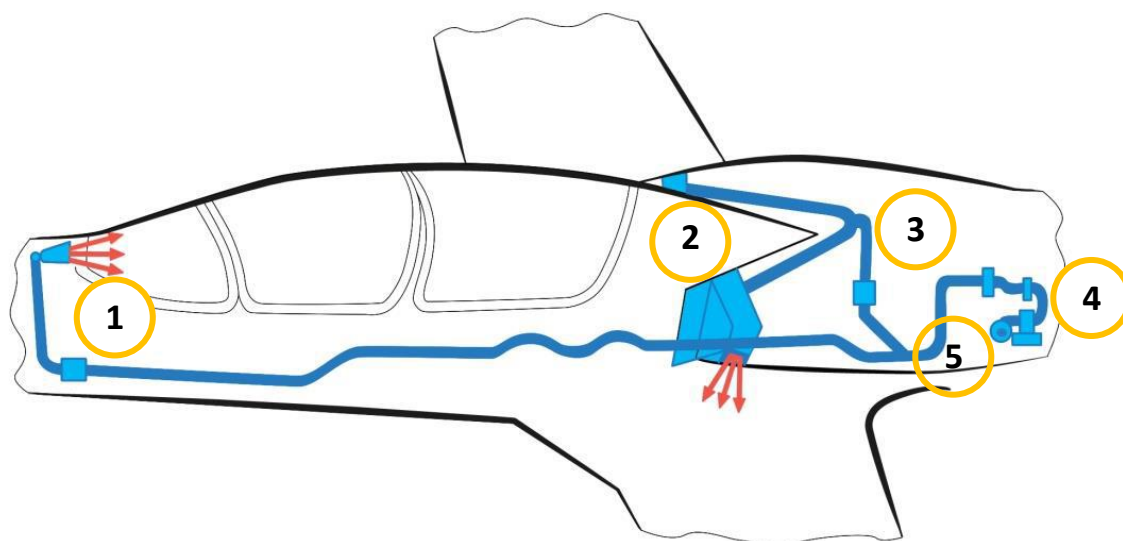
**Obrázek 37: Protipožární tlačítko «EXT» (HAŠENÍ)**

Obvod je chráněn dvěma elektrickými rozvaděči. První označený FIRE EXT se nachází v části přídě letadla. Tento elektrický rozvaděč je napájen 24V přímo z baterie. Druhý obvod se nachází na zadním pomocném elektrickém rozvaděči s nápisem POŽAR. Tento rozvaděč je napájen 26 V. Každý ovládá jednu z pyronáloží, které se za normálních okolností odpálí současně.



## Systém odmrazování

Systém odmrazování letadla slouží k odmrazování předního čelního skla a k ochraně motoru v podmínkách vznikající námrazy. K odmrazování je použit horký vzduch, který je odebírán z kompresoru motoru.



Obrázek 38: Systém odmrazování

1. Vzduchové potrubí předního čelního skla.
2. Přívodní otvory vzduchu do motoru a vzduchové potrubí.
3. Omezovač množství vzduchu.
4. Uzavírací klapka.
5. Přívod horkého vzduchu.

Systém odmrazování se ovládá dálkově a může být v automatickém nebo manuálním režimu (jen z přední kabiny). Režimy se vybírají pomocí přepínače «**ANTI-ICING**» (**ODMRAZ**), který je umístěn na pravém panelu kabiny. Přepínač má tři polohy «**MANUAL – AUTOMATIC – OFF**» (**RUČNĚ – AUT. – VYP.**).

Je-li systém odmrazování v automatickém «**AUTOMATIC**» (**AUT.**) režimu, je povolen senzor signalizace námrazy RIO-3. Když je odmrazování povoleno «**DE-ICING ON**» (**ODMRAZENÍ VE FUNKCI**), rozsvítí se světelná kontrolka v obou kabinách na panelu provozních stavů. Spínač k povolení signalizátoru námrazy RIO-3 «**DE-ICING SIGNAL**» (**RIO**), naleznete na hlavním panelu elektrického rozvaděče (CB panel) v přední kabině. Na pravé straně panelu v přední kabině najdete kontrolní tlačítko topného obvodu RIO-3 (**KONTROLA VYTÁPĚNÍ RIO**) které se po stisknutí zeleně rozsvítí.

Snímač tvorby námrazy RIO-3 se skládá z radioaktivního zářiče a snímače, mezi kterými je úzký volný prostor. Při běžném provozu snímač indikuje radioaktivní záření nepřetržitě, pokud se však letoun dostane

do oblasti tvorby námrazy a prostor mezi zářičem a snímačem se vyplní ledem, snímač přestane záření indikovat a vyšle signál o tvorbě námrazy. Poté je automaticky zapnut jeho ohřev, led je odstraněn, ohřev

automaticky vypnut a snímač je připraven pro nový cyklus detekce tvorby námrazy, který je zahájen po prodlevě 20 sekund.

Systém odmrazování se aktivuje před letem, když je venkovní teplota nižší jak  $+5^{\circ}\text{C}$ , to samé platí při nepříznivém počasí a v noci.

Když je přepínač v pozici «**AUTOMATIC**» (**AUT.**) a systém zjistí námrazu, rozsvítí se na panelu provozních stavů kontrolka se znakem vločky. Asi po 30 sekundách se rozsvítí světelná kontrolka vytápění «**DE-ICING ON**» (**ODMRAZENÍ VE FUNKCI**), která je pod kontrolkou se symbolem vločky. Když systém zjistí, že námraza již nehrozí, automaticky se vypne. První zhasne kontrolka se symbolem vločky a asi po 30 sekundách kontrolka vytápění «**DE-ICING ON**» (**ODMRAZENÍ VE FUNKCI**). Světelné kontrolky jsou v obou kabinách.

V případě selhání signalizátoru námrazy RIO-3 je možné ovládat systém odmrazování ručně. Pomocí přepínače «**ANTI-ICING**» (**ODMRAZ**) přepnete do pozice «**MANUAL**» (**RUČNÉ**), tím se zapne odmrazování a asi po 30 sekundách se rozsvítí kontrolka s nápisem «**DE-ICING ON**» (**ODMRAZENÍ VE FUNKCI**). K vypnutí systému odmrazování se přepne přepínač «**ANTI-ICING**» (**ODMRAZ**) do pozice «**OFF**» (**VYP**).

## Ovládání a signalizace systému odmrazování



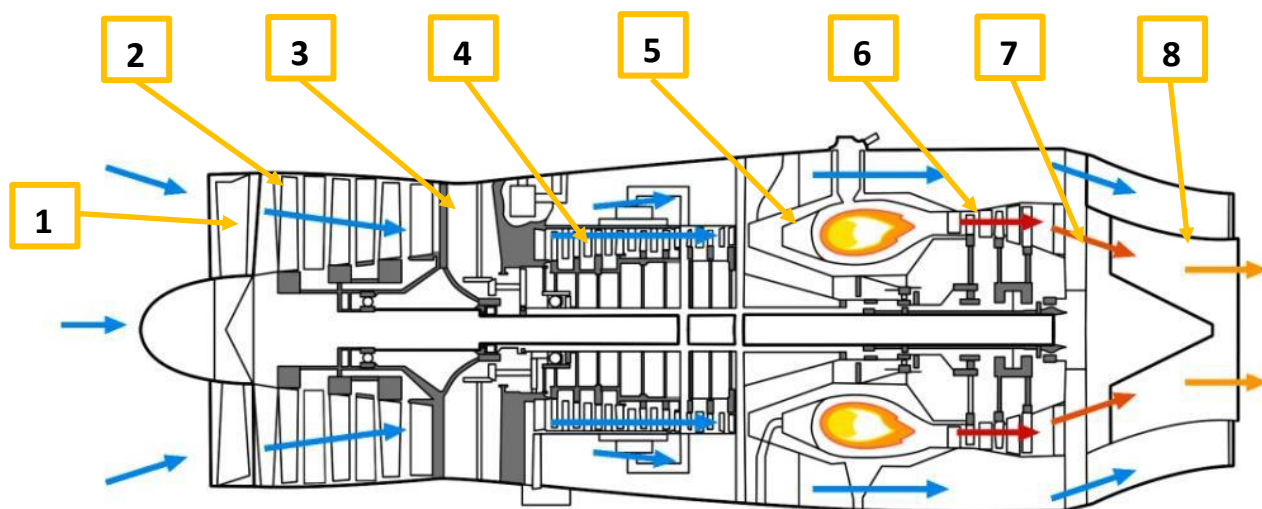
Obrázek 39: Ovládání systému odmrazování

1. Jistič «**DE-ICING SIGNAL**» (**RIO**)
2. Tlačítko odmrazovacího senzoru KONTROLA VYTÁPĚNÍ RIO
3. Přepínač režimu odmrazování «**ANTI-ICING**» (**ODMRAZ**)

# MOTOR AI-25TL

## CHAREKTERISTIKA, ZÁKLADNÍ TECHNICKÉ DATA MOTORU

L-39 Albatros pohání dvouproudový motor AI-25TL s dvouhřídelovým uspořádáním.



**Obrázek 40: Motor AI-25TL**

1. Dmychadlo (ventilátor)
2. Nízkotlaký kompresor (NTK).
3. Rozdělovač vstupního proudu vzduchu
4. Devítistupňový vysokotlaký kompresor (VTK)
5. Spalovací komora
6. Turbína
7. Směšovací komora
8. Výstupní tryska

Přívod vzduchu do motoru zajišťují dva přívodní vzduchovody na obou stranách letadla.

Z přístupných vzduchovodů je vzduchem zásobován třístupňový nízkotlaký kompresor. Vzduch z vysokotlakého kompresoru postupuje do spalovací komory a dále postupuje přes turbínu do směšovací komory a přes výstupní trysky.

Jak směs paliva a vzduchu protéká motorem, nastane spalovací proces a rychle vystupující plyny z motoru vytváří tah. AI-25TL má maximální tah 16,9 kN (3,800 lb) obtokovým poměrem 2,0 a celkovým stlačením 9,5.

Specifická spotřeba při maximálním režimu je 61,1 kg/kN/h při nominálním tahu 14,72 kN pak 59,6 kg/kN/h. Doba akcelerace z volnoběhu na maximální režim je 9 - 12 s.

Motor AI-25TL je vybaven měřicí jednotkou vibrací IV-300. Chvění motoru je zobrazeno pomocí přístrojového ukazatele vibrací IV-200 na předním panelu. Přesáhne-li chvění 33 mm/s, začne blikat kontrolka s nápisem «**ENGINE VIBRATION**» (**VYBRACE MOTORU**) v obou kabinách na panelu havarijních stavu. Ověření funkčnosti měřicí jednotky vibrací IV-300 se provádí pomocí tlačítka «**CHECK VIBRATION**» (**KONTROLA IV-300**) v přední části levého panelu, ručička na ukazateli vibrací by měla ukazovat hodnoty mezi 75-100 mm/s a na panelu havarijních stavu by se měla rozsvítit kontrolka s nápisem «**ENGINE VIBRATION**» (**VYBRACE MOTORU**). V zadní kabině ukazatel vibrací IV-200 není instalován.



**Obrázek 41: Kontrolní prvky vibrace motoru**

1. Kontrolní tlačítko měření vibrací motoru IV-300 «**CHECK VIBRATION**» (**KONTROLA IV-300**)
2. Ukazatel vibrací motoru IV-200

#### Hlavní systém motoru:

- Olejová soustava motoru;
- Palivová soustava motoru;
- Automatický regulátor teploty výstupních plynů a přehřátí motoru;
- Odmrazovací systém;
- Spouštění pohonné jednotky;



## Olejová soustava motoru

Olejová soustava motoru - zabezpečuje stálou dodávku oleje k třecím plochám otáčejících se ložisek v části motoru a jejich chlazení. Kromě toho odstraňuje drobné kovové částice z třecích ploch a tím je chrání. Olejová soustava zajišťuje správný a spolehlivý chod motoru a prodlužuje jeho životnost.

Tlak oleje a teplotu motoru kontrolují instalované snímače tepley. Tlak oleje při 95% otáčkách HPC\* RPM\*\* motoru, by neměl přesáhnout  $3 \text{ kg/cm}^2$ , pro ostatní režimy  $2 \text{ kg/cm}^2$ . Teplota oleje by neměla přesáhnout více než  $90^\circ\text{C}$ . V opačném případě začne blikat kontrolka na panelu provozního stavu s nápisem «**ENG. MIN. OIL PRESS**» (**MIN. TLAK OLEJE**) (minimální tlak oleje) v přední kabině. V zadní kabině kontrolka není instalována.

HPC\* : high pressure compressor – kompresor vysokého tlaku;

RPM\*\* : revolutions per minute – otáčky (za minutu);

## Palivová soustava motoru

Palivová soustava motoru zabezpečuje potřebnou regulovanou dodávku paliva do spalovací komory v závislosti na zvoleném režime činnosti motoru a podmínkách letu.

Tlak paliva k palivové trysce motoru, by neměl přesáhnout  $65 \text{ kg/cm}^2$ . V případě částečné nebo úplné selhání hlavního palivového systému (bojové poškození), je nezbytné přejít na nouzový palivový systém, pomoci přepínače «**SEC. REG**» (**NOUZ. PALIVO**), který je umístěn na levém panelu v obou kabinách. V obou kabinách na panelu provozního stavu se rozsvítí kontrolka s nápisem «**FUEL EMERG. DELIVERY**» (**PALIVO NOUZOVĚ**).

V případě znečištění nebo snížení tlaku v palivovém filtru, se rozsvítí kontrolka na panelu provozního stavu v obou kabinách s nápisem «**FUEL FILTER**» (**FILTR PALIVA**).

Přepínač nouzového paliva

«SEC. REG» (NOUZ. PALIVO)



Obrázek 42: Přepínač nouzového paliva

Tři-ručičkový sdružený ukazatel, který je v obou kabinách umístěn na předním panelu, informuje o tlaku paliva, tlaku a teplotě oleje.

Tři-ručičkový sdružený ukazatel



Obrázek 43: Tři-ručičkový sdružený ukazatel

1. Ručička tlaku paliva
2. Ručička tlaku oleje
3. Ručička teploty oleje

Aby ukazatel fungoval, je zapotřebí povolit (přepnout) jistič **«BATTERY» (BATERIE)** a **«ENGINE» (MOTOR)** na hlavním panelu elektrického rozvaděče (Main CB panel). Po zapnutí jističe se ručičky tlaku paliva a oleje vynulují a na stupnici teploty oleje bude ručička ukazovat aktuální teplotu.

V zadní kabina není opatřena ukazatelem teploty oleje.

Když měnič SPT-40 selže, přestane fungovat část ukazatele tlaku paliva a oleje, část teploty oleje zůstane funkční. K tomu abychom zprovozňovali část ukazatele tlaku paliva a oleje, je zapotřebí přepnout (povolit) přepínač **«ENGINE INDICAT. EMERG» (UKAZATELE MOTORU NOUZOVĚ)**, který se nachází na pravém panelu (panel doplňkový spínačů) v přední kabině.

## Automatický regulátor teploty výstupních plynů

Ochranu před vysokými teplotami motoru, zabezpečuje regulátor teploty výstupních plynu RT-12-9. Všechny ovládací prvky pro tento systém jsou umístěné vpředení kabině.

Ten zajišťuje:

### Během pozemních zkoušek motoru a pojíždění a vzletu:

- Signalizuje pomoci světelné kontrolky v kabině letadla, dosažení teploty výstupních plynu  $700 \pm 15^\circ\text{C}$ . Regulační soustava motoru zabezpečí snížení dodávky paliva a zabránila tak překonání teploty nad  $700 \pm 15^\circ\text{C}$ .
- Signalizuje, když teplota výstupních plynu dosáhne hodnotu  $700 \pm 15^\circ\text{C}$ , při spuštění nouzového stavu.
- Regulační soustava motoru přeruší dodávku paliva do spalovací komory, když teplota výstupních plynu dosáhne  $730 \pm 15^\circ\text{C}$ , tím dojde automatickému vypnutí motoru.

### Během pojíždění, vzletu a samotném letu s vysunutým podvozkem a klapky:

- Signalizuje, když teplota výstupních plynu dosáhne hodnot  $700 \pm 15^\circ\text{C}$  a  $730 \pm 15^\circ\text{C}$ . Rozsvítí-li se během letu světelná kontrolka «**J.P.T 700°C**» (**T.V.P. 700°C**), signalizuje to, že přívod paliva při během zasunutí podvozku a klapky se sníží a tah motoru bude nižší.

### Během letu se zatáhnutým podvozkem a klapkami:

- Signalizuje pomoci světelné kontrolky v kabině letadla, dosažení teploty výstupních plynu  $700 \pm 15^\circ\text{C}$ . Regulační soustava motoru zabezpečí snížení dodávky paliva a zabránila tak překonání teploty nad  $700 \pm 15^\circ\text{C}$ .
- Signalizuje, když teplota výstupních plynu dosáhne hodnotu  $700 \pm 15^\circ\text{C}$ , při spuštění nouzového stavu.
- Signalizuje, když svítí kontrolka «**J.P.T 730°C**» (**T.V.P. 730°C**), že výstupní plyny dosáhli hodnot  $730 \pm 15^\circ\text{C}$ , při provozu hlavní nebo nouzové palivové soustavy.
- Jestliže během letu stále svítí kontrolka «**J.P.T 730°C**» (**T.V.P. 730°C**), dokonce i když teplota výstupních plynu byla dříve snížena, motor se po dosednutí letadla na zem, automaticky vypne.

Ovládání systému a signalizace RT-12-9

Vypínač regulátoru RT-12 JPT  
«OFF JPT REG » (VYPNUTÍ RT-12)



Obrázek 44: Vypínač regulátoru RT-12 JPT

Jistič napětí regulátoru RT-12  
JPT na pomocném elek.  
rozvaděči « JPT REG » (RT-12)

Kontrolní přepínač regulátoru  
RT-12 JPT « JPT REG »  
(KONTROLA RT-12)



**Obrázek 45: Kontrolní přepínač a jistič napětí RT-12 JPT**

Vypínač «OFF JPT REG» (VYPNUTÍ RT-12) na levém panelu přední kabiny, odstaví ochranný systém přehřátí motoru.

Jistič napětí «JPT REG» (RT-12), slouží k přerušení dodávky napětí v ekletickém obvodu k přehřátému motoru. Vypínač je umístěn na pomocném elektrickém rozvaděči.

Kontrolní přepínač «JPT REG TEST» (KONTROLA RT-12) slouží k zjištění funkčnosti systému při vypnutém motoru. Přepínač je umístěn na pravém panelu v přední kabině. Přepínač je zapotřebí přepnout do pozice I a držet, dokud se nerozsvítí kontrolka «J.P.T 700°C» (T.V.P. 700°C). Pokud se rozsvítí, systém pracuje správně. To samé proveďte přepnutím do pozice II. Při startu motoru není doporučeno tento přepínač ovládat, protože ovládá ventil k omezení příustí paliva.

### Světelné kontrolky

«J.P.T 730°C» (T.V.P. 730°C) tato kontrolka se rozsvítí, když teplota výstupního plynu dosáhne 730°C a je umístěna na panelu provozního stavu v přední kabině.

«J.P.T 700°C» (T.V.P. 700°C) tato kontrolka se rozsvítí, když teplota výstupního plynu dosáhne 700°C a je umístěna na panelu provozního stavu v přední kabině.

V zadní kabině tyto světelné kontrolky nejsou umístěny.



## Odmrazovací systém motoru

Slouží k zabránění tvoření námrazy na částech motoru, umístěných ve vstupním kanále. Systém používá teplého vzduchu. Ovládání systému a oznamování námrazy je podobné jako u systému odmrazování letadla.

## Systém spuštění motoru

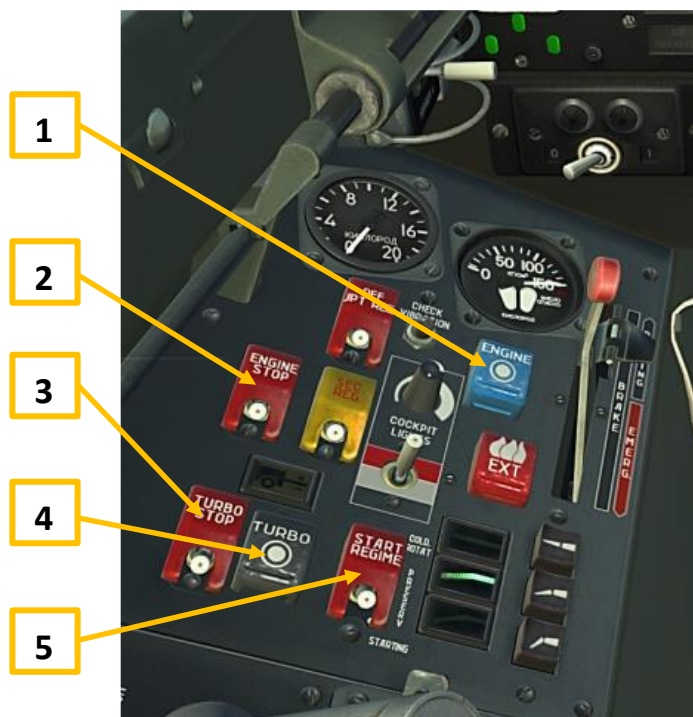
Systém spouštění motoru zajišťuje spuštění motoru na zemi (i při letu) a jeho přechod na volnoběžné otáčky.

Spouštění motoru zajišťují tyto jednotky:

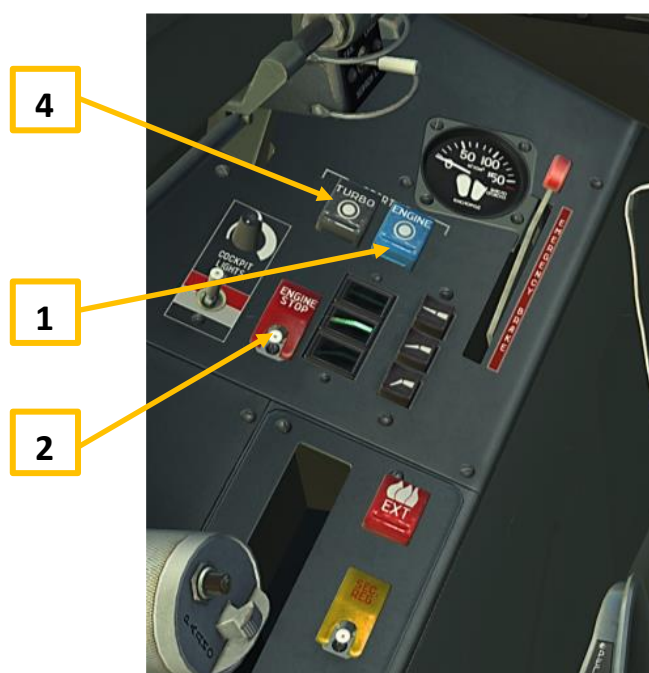
- automatický spouštěč motoru;
- automatický spouštěč paliva;
- generátor vzduchu;
- vzduchový startér;

Spouštění pohonné jednotky zajišťuje generátor vzduchu Safír 5, což je v podstatě malý proudový motor umístěný samostatně v levé spodní části motorového prostoru. Za jeho kompresorem se část vzduchu odebírá pro vzduchový startér SV-25TL.

Ovládání motoru v přední a zadní kabině



Obrázek 46: Ovládání motoru, přední kabina



**Obrázek 47: Ovládání motoru, zadní kabina**

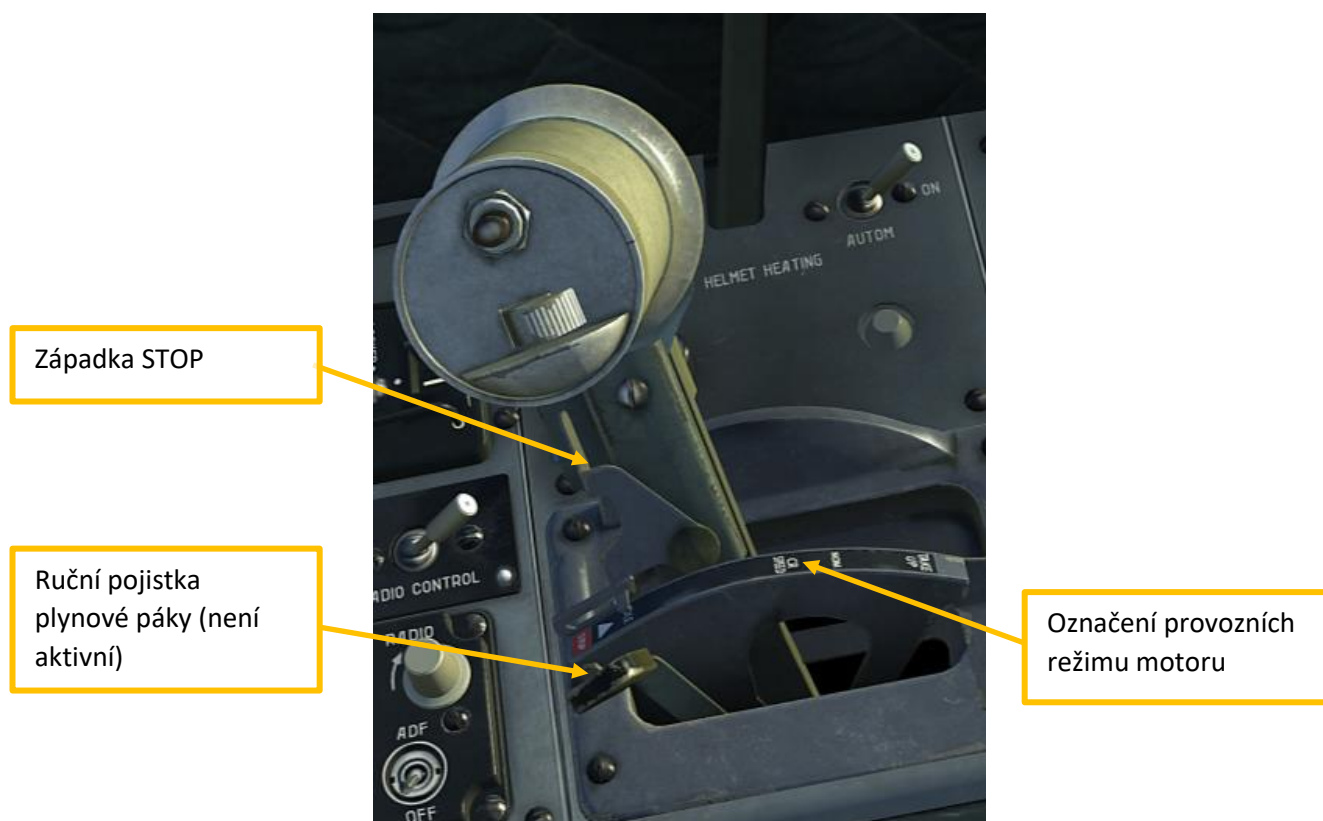
1. Tlačítko «ENGINE» (MOTOR) pro spouštění motoru AI-25TL.
2. Přepínač «ENGINE STOP» (MOTOR STOP) slouží v případě nouzového vypnutí motoru, nezávisle na poloze páky ovládání připustí motoru (plynová páka).
3. Přepínač «STOP-TURBO» (TURBO STOP) vypne malý proudový motor Safír 5 (generátor vzduchu).
4. Tlačítko «TURBO» (TURBO), nastartuje proudový motor Safír 5 (APU). Když se proudový motor Safír 5 rozběhne, rozsvítí se na panelu provozního stavu kontrolka s nápisem «TURBINE STARTER» (TURBO STARTER) v přední kabině.
5. Přepínač režimu spouštění «START REGIME» (REŽIM SPOUŠŤ.), musí být v poloze «STARTING» (SPOUŠTENÍ).

V obou kabinách na levém panelu je umístěna páka ovládání připustí motoru (plynová páka), kterou se nastavuje požadované režimy motoru. Plynová páka v přední kabině má tyto provozní režimy:

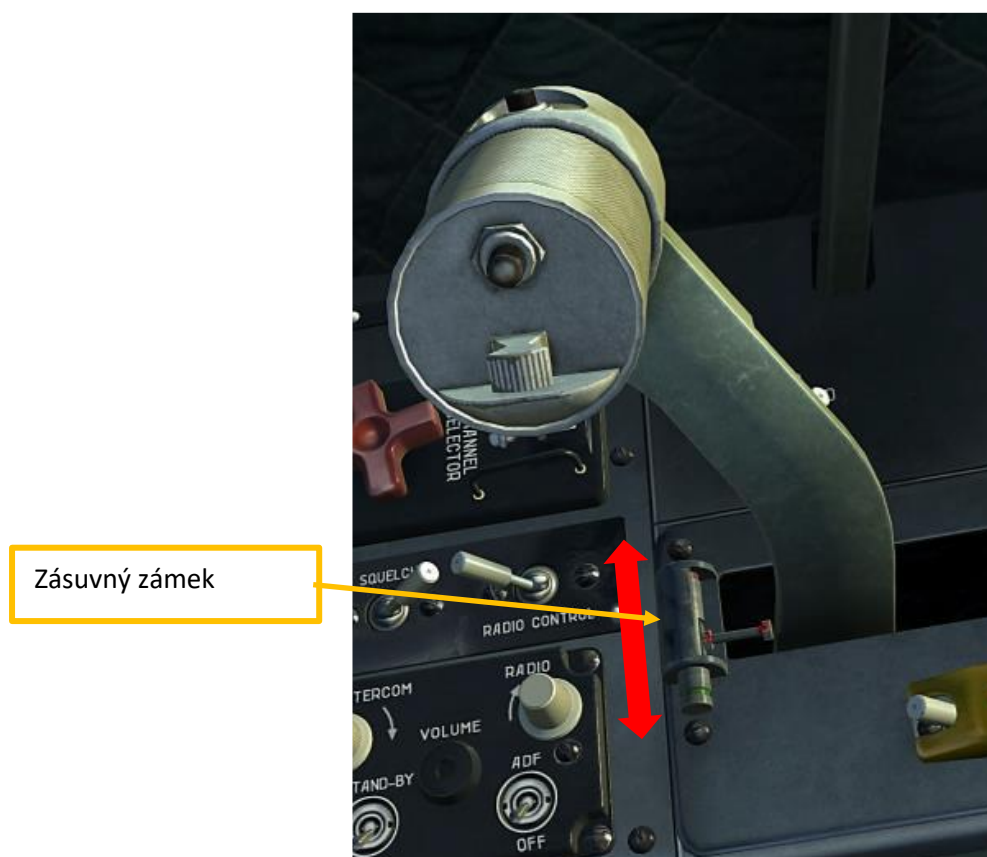
- STOP (STOP) – zastavení motoru
- Δ symbol trojúhelníku (používá se při spuštění motoru, kdy je spuštěn nouzový palivový systém),
- IDLE (VOL.) - volnoběh
- CR SPEED (CEST) – cestovní rychlost
- NOM (NOM) – nominální režim
- TAKÉ OFF (VZLET) – vzletový režim

Pro vypnutí motoru se plynová páka přesune do zadní pozice «STOP» (STOP).

Plynová páka v zadní kabině nemá označeny provozní režimy a nemá STOP západku, proto plynová páka do pozice «STOP» (STOP), může být nastavena jen v přední kabině. Aby nedošlo k nechtěnému posunutí plynové páky do pozice «STOP» (STOP) za letu, je na plynové páce zásuvný zámek k jejímu zajištění. Když se posune plynová páka do pozice «STOP» (STOP) v přední kabině, musí být zásuvný zámek odemčen (nezajištěny). Potom může být motor vypnut pomocí vypínače «ENGINE STOP» (MOTOR STOP), nebo uzavření **palivového ventilu**.



Obrázek 48: Páka ovládání připustí motoru (plynová páka), přední kabina



Obrázek 48: Páka ovládání připustí motoru (plynová páka), zadní kabina

Motor AI-25TL má tyto operační režimy:

- **V režimu vzlet «TAKE OFF» (VZLET).** Odpovídá maximálním povelným otáčkám motoru (RPM) 106.8% (n1 ručička na otáčkoměru) tlaku vysokotlakého kompresoru (VTK) a maximálního tahu. Tento režim se používá pro start letadla, vzlet a zvýšení letové rychlosti. Teplota výstupních plynů by neměla přesahovat 660°C.
- **Nominální režim «NOM» (NOM).** Odpovídá 103,2% otáčkám motoru (n1 ručička na otáčkoměru), tlaku vysokotlakého kompresoru (VTK) a maximálního tahu. Tento režim se využívá k dlouhodobému stoupání letadla, který bude přecházet do maximální rychlosti. Teplota výstupních plynů by neměla přesahovat 625°C.
- **Cestovní režim (0.85 jedné nominální hodnotě) «CR SPEED» (CEST).** Odpovídá 99,6% otáčkám motoru (n1 ručička na otáčkoměru). Tento režim se používá pro lety s maximálním doletem (maximální doba letu), pro jeho nižší spotřebu paliva. Teplota výstupních plynů by neměla přesahovat 590°C.
- **Režim volnoběhu «IDLE» (VOLN).** Odpovídá minimálním povelným otáčkám motoru, potřebné pro stabilní chod motoru a rovnající se k  $56 \pm 1,5\%$  (n1 ručička na otáčkoměru). Teplota výstupních plynů by neměla přesahovat 600°C.

Otáčky motoru je třeba sledovat a hlídat, ty jsou znázorněny na ukazateli otáčkoměru motoru ITE-2 a teplota výstupních plynu je znázorněna na ukazateli teploty výstupních plynu TST-2.

Ukazatele ITE-2 (n<sub>1</sub> ručička – otáček motoru HPC\*, n<sub>2</sub> ručička – otáček motoru LPC\*\*) a TST-2 jsou umístěny v obou kabinách.

Poznámka: \*HPC – VTK (high pressure compressor – tlak vysokotlakého kompresoru)

\*\* LPC – NTK (low pressure compressor - tlak nízkotlakého kompresoru)



Obrázek 49: Ukazatel otáčkoměru motoru ITE-2 a ukazatel teploty výstupních plynu TST-2.



Ukazatel TST-2 poskytuje údaje o teplotě výstupních plynů, které vycházejí za turbínou. Systém se skládá s vysílače teploty umístěný na prstenci turbíny a dvou ukazatelů teploty, které se nacházejí v obou kabinách. Vysílač teploty dokáže předávat informace o teplotě jen jednomu ukazateli. Proto je v zadní kabině na levém panelu umístěný vícepolohový přepínač «**EGT IND AFT/FWD**» (**UKAZATEL TVP – ZADNÍ / PŘEDNÍ**), kterým se přepíná zobrazení údajů o teplotě výstupních plynů buď v přední (přepínač v poloze **FWD – PŘEDNÍ**) nebo zadní (přepínač v poloze **AFT – ZADNÍ**) kabině na ukazatelích TST-2.



Obrázek 50: Vícepolohový přepínač ukazatelů teploty výstupních plynů «EGT IND » (UKAZATEL TVP)

## Hlavní specifikace a omezení motoru

| Parametry  | Provozní režim                                  |                 |                 |  |
|--|---|-----------------|-----------------|--|
|  | Vzlet   | Nominální       | Cestovní        | Volnoběh   |
| Tah motoru v KgF   | 1720  | 1500            | 1275            | Ne více 135  |
| (RPM) otáčky motoru v %  | 106.8.%   | 103,2%          | 99,6%           | 56± 1,5%   |
| Teplota výstupních plynů,<br>ne více , °C  |   |                 |                 |  |
| na zemi  | 660°C   | 625°C           | 590°C           | 600°C  |
| za letu  | V H≤8000m<br>685°C (750°C*)<br>H>8000m<br>715°C | 650°C<br>670°C* | 615°C<br>635°C* | 600°C  |
| Tlak paliva, kgF/cm <sup>2</sup> , ne více   | 65  | 65              | 65              | 65   |
| Tlak oleje v přípustí motoru<br>v °C   | -5 +90  | -5÷+90          | -5÷+90          | -5÷+90   |
| Maximální letová výška, m  | 10 000  | 12 000          | 12 000          | 12 000   |
| Maximální délka nepřetržitého<br>provozu v minutách  | Ne více<br>jak 20 min                           | Bez limitu      | Bez limitu      | Ne více jak 30<br>minut na zemi.<br>Za letu bez<br>limitu. |
| Doba naběhnutí motoru, při<br>přesunu plynové páky z režimu<br>volnoběhu do maximálního v<br>sekundách | 9-12  |                 |                 |  |
| Doba spuštění motoru na zemi<br>a za letu v sekundách  | ne více než 50 vteřin                           |                 |                 |  |
| Maximální dovolená teplota<br>výstupních plynu během startu v<br>°C                                    |   |                 |                 |  |
| na zemi  | ne více jak 550°C                               |                 |                 |  |
| za letu  | ne více jak 600°C                               |                 |                 |  |

\*- když je zapnutý odmrazovací systém, zvýší se výstupní plyny o 25 až 30°C

## Aviatické vybavení letadla

Aviatické vybavení letadla souvisí s poskytováním elektrické energie všem palubním přístrojům a spotřebičům, napájené stejnosměrným a střídavým proudem, k ovládání a monitorování výkonu a činnosti, k zjištění parametru během letu a kontroly různých jednotek a systému letadla.

**Aviatické vybavení L-39C zahrnuje:**

- elektrické vybavení;
- palubní přístroje (ukazatele);
- kyslíkové vybavení a speciální vybavení pro lety ve vysokých výškách;
- palubní kontrolky a zapisovač letových údajů.

## Elektrická zařízení

### Elektrická soustava stejnosměrného zdroje

- Hlavní palubní zdroj (SZ) dynamo VG-7500JA;
- Záložní zdroj elektrické energie (SZ) dynamo GSR-3000 (LUN 2117.02);
- Nouzovým zdrojem palubní akumulátor 12-SAM-28.

V případě selhání hlavního dynama, přebírá automaticky výrobu napětí záložní dynamo. Při selhání prvního i druhého dynama, začne zdroj elektrického napětí proudit s akumulátorem.

Nominální provozní napětí:

- VG-7500JA- 28 V;
- GSR-3000- 28 V;
- 12-SAM-28 – 24 V.

VG-7500JA je pohaněný motorem.

Při selhání dynama VG-7500JA nebo motoru během letu, se automaticky vysune záložní dynamo GSR-3000 pohaněné náporovou turbínou V-910. Aby záložní dynamo mohlo vytvářet dostatek energie pro palubní přístroje, je zapotřebí udržovat letovou rychlost přes 280 km/h. Záložní proudová turbína se vysouvá pomocí ventilu nouzového vysunutí záložního elektrického zdroje, který je umístěný na pravém panelu v obou kabinách. V případě nouzového přistání, při výpadku motoru se zasunutým podvozkem, je zapotřebí zatáhnout záložní proudovou turbínu, ještě než letadlo přistane, pomocí přepínače «**GENERATOR EMERG**» (**GENERATOR ZALOŽNÍ**) přepnutím do polohy vypnout. Jeli podvozek zasunut v nouzovém režimu, bude současně zatažena i proudová turbína.

*Poznámka: SZ – stejnosměrný proud (zdroj) / anglicky: DC - direct current  
AC - střídavý proud (zdroj) / anglicky: AC - alternating current*



**Obrázek 51: Záložní dynamo GSR-3000 pohaněné náporovou turbínou V-910**

V případě výpadku hlavního a záložního dynama, jsou napájeny důležité palubní přístroje, pomocí nouzového akumulátoru 12-SAM-28.

## Elektrická soustava střídavého zdroje

Střídavý proud (AC) elektrické soustavy se skládá:

- dva měniče (1 a 2) SPO-1000 s napětím 115 V;
- měnič SPT-40 s napětím 36 V;
- měnič PT-500C s napětím 36 V;

SPO-1000 poskytuje napětí:

- RSBN-5S (navigační a přistávací systém);
- RV-5 (rádio-výškoměr);
- RKL-41 (radiokompas);
- MRP-56P (přijímač návěstidla);
- R-832M (dvoupásmová stanice);
- Systém klimatizace;
- IV-300 ukazatel vibrací;
- RIO-3 (indukční zařízení odmrazování).



SPT-40 dodává:

- záložního elektronického ukazatele umělého horizontu;
- ukazatel paliva (palivoměr);
- ukazatel tlaku paliva a oleje;
- ukazatel vyvažování sklonu.

PT-500C dodává:

- AGD-1 umělí horizont (ADI);
- GMK-1AE (gyroskopický kompas);
- RSBN-5S (radionavigačního systému).

## Rozvod elektrické energie

V L-39C je rozvod elektrická energie v přední kabině ovládán na dvou elektrický panelech rozvaděčů:

Hlavní elektrický rozvaděč (main CB panel) a pomocný elektrický rozvaděč (Auxiliary CB panel).

V zadní kabině je umístěn také elektrický panel, na kterém jsou umístěny jen ty nejdůležitější ovládací jističe (většina jističů se ovládá z přední kabiny).

Hlavního elektrického panelu rozvaděče v přední kabině



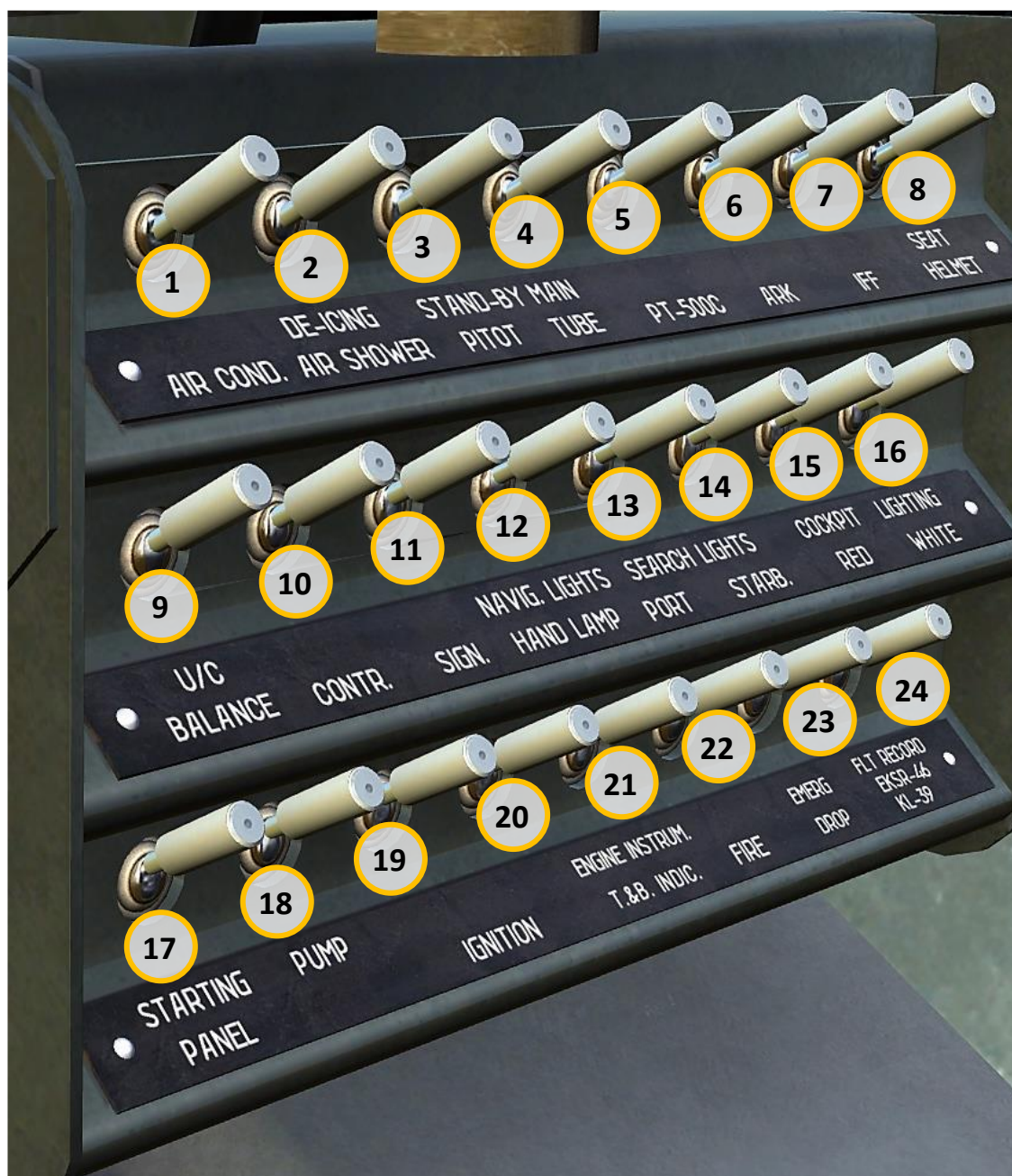
Obrázek 52: Hlavního elektrického panelu rozvaděče v přední kabině (Main Electrical CB panel)

## Popis hlavního elektrického panelu rozvaděče v přední kabině

|     |  |                     |  |
|-----|--|---------------------|--|
| 1.  | «BATTERY»  | «BATERIE»           |  |
|     | Spínač k zapnutí přívodu energie z akumulátoru nebo pozemnímu kontrolnímu zařízení k dodávce elektrické energie.   |                     |  |
| 2.  | «GENERATOR MAIN»   | «HLAVNÍ GENERATOR»  |  |
|     | Spínač k zapnutí přívodu z hlavního dynama (VG-7500Y) k dodávce elektrické energie.  |                     |  |
| 3.  | «GENERATOR EMERG.»   | «ZÁLOŽNÍ GENERATOR» |  |
|     | Spínač k zapnutí přívodu záložního dynama (GSR-3000) k dodávce elektrické energie.   |                     |  |
| 4.  | «ENGINE»   | «MOTOR»             |  |
|     | Jistič, který umožní povolit spuštění motoru, jeho ovládání a monitorování stavu motoru a zapne měnič 3x36V.   |                     |  |
| 5.  | «AGD-GMK»  | «AGD-GMK»           |  |
|     | Jistič zapne rotační měnič PT-500C, který dodává stejnosměrný proud pro gyroskopický kompas GMK-1AE a ukazatel umělého horizontu AGD-1.                        |                     |  |
| 6.  | «115V INVERTOR I»  | «115V MĚNIČ I»      |  |
|     | Jistič zapne primární měnič SPO-1000.  |                     |  |
| 7.  | «115V INVERTOR II»   | «115V MĚNIČ II»     |  |
|     | Jistič zapne sekundární měnič SPO-1000.  |                     |  |
| 8.  | «RDO»  | «HLAVNÍ RADIO»      |  |
|     | Jistič zapne VKV/UKV radiostanici R-832M a palubní telefon SPU-9 (interkom).   |                     |  |
| 9.  | «MRP-RV»   | «MRP-RV»            |  |
|     | Jistič zapne přijímač návěstidla MRP-56PS a rádio-výškoměr RV-5.   |                     |  |
| 10. | «RSBN»   | «JISKRA »           |  |
|     | Jistič zapne navigační a přistávací systém RSBN-5S.  |                     |  |
| 11. | «EMERG. CONNECTION IFF»  | «NOUZOVÉ SRO »      |  |
|     | Při zapnutí umožňuje zprostředkovat energii z baterii v případě selhání hlavního a záložního dynama (generátoru), za letu nebo na zemi.                        |                     |  |
| 12. | « EMERG. CONNECTION RSBN»  | «NOUZOVÉ JISKRA »   |  |
|     | Přepnutím jističe, umožní navigačnímu systému RSBN-5 (Jiskra) přepnout na záložní dynamo (generátor) nebo akumulátor při selhání hlavního dynama (generátoru). |                     |  |
| 13. | «WING TANKS»   | «NÁDRŽE KŘÍDLA »    |  |
|     | Jistič zapne systém signalizace spotřeby paliva okrajových nádrží na křídlech.   |                     |  |
| 14. | «DE-ICING SIGNAL»  | «RIO »              |  |
|     | Jistič zapne snímač RIO-3 indukční zařízení odmrazování.   |                     |  |
| 15. | «SDU»  | «SDU »              |  |
|     | Jistič zapne systém povelového řízení SDU-L39 pro přistání (jakým směrem má vést letoun pro navedení na optimální trajektorii přistání).                       |                     |  |

## Pomocný panel elektrického rozvaděče v přední kabině

Na pomocném elektrickém rozvaděči je umístěno 24 přepínačů, k zapnutí různých zařízení. Na tomto pomocném panelu se provádějí veškeré přípravné procesy letadla před vzletem, kdy pomoci pozemního personálu a pilota, zajišťují veškeré úkony k zapnutí a povolení daných zařízení. Všechny režimy v L-39C na panelu pomocného elektrického rozvaděče jsou ve výchozím nastavení povoleny.



Obrázek 53: Pomocný panel elektrického rozvaděče v přední kabině (Auxiliary Electrical CB panel)

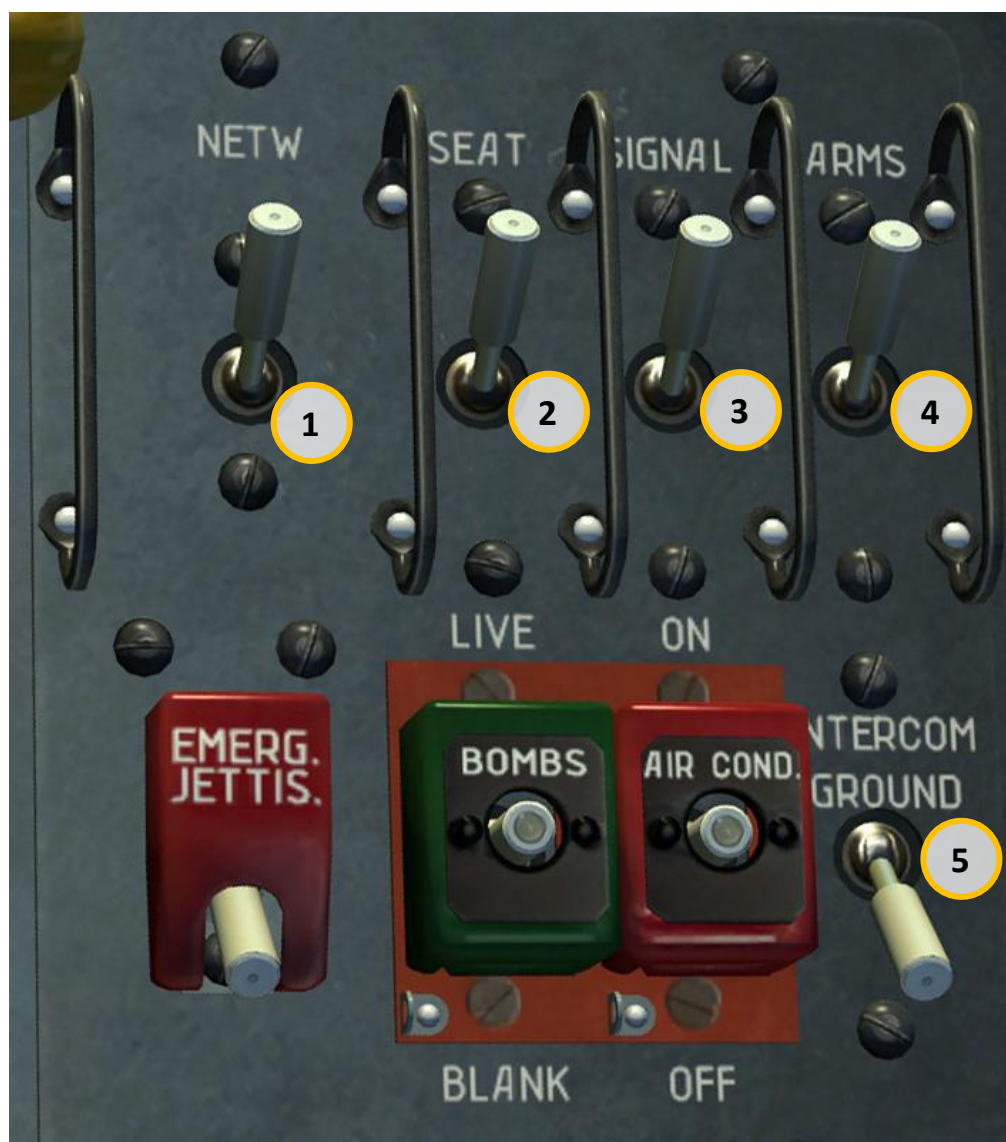


## Popis pomocného panelu elektrického rozvaděče v přední kabině

|     |   |                           |  |
|-----|---|---------------------------|--|
| 1.  | «AIR COND»  | « KLIMAT.»                |  |
|     | Jistič spuštění podpory systému klimatizace.  |                           |  |
| 2.  | «DEICING AIR SHOWER»  | «ODMRAZ. SPRCHA»          |  |
|     | Jistič spuštění podpory odmrazovacího systému. Ten dodává vzduch pilotovi do ventilačního obleku a vzduchové sprchy. Tato funkce není ve hře aktivní.   |                           |  |
| 3.  | «STAND-BY PITOT»  | «PVO LEVÁ»                |  |
|     | Jistič hlavní (levé) Pitotovi trubice.  |                           |  |
| 4.  | «MAIN TUBE»   | «PVO PRAVÁ»               |  |
|     | Jistič hlavní (pravé) Pitotovi trubice.   |                           |  |
| 5.  | «PT-500C»   | «PT-500C»                 |  |
|     | Přepnutím jističe povolí rotační měnič PT-500C.   |                           |  |
| 6.  | «ARK»   | «ARK»                     |  |
|     | Jistič povolí radiokompas RKL-41 ADF. Umožňuje odečítání kursového úhlu od radiostanice, na kterou je právě naladěn   |                           |  |
| 7.  | «IFF»   | «SRO»                     |  |
|     | Jistič povolí identifikační zařízení SRO-2M (odpovídač). Slouží k rychlému a bezpečnému určení vlastních letounů.   |                           |  |
| 8.  | «SEAT HELMET»   | «SEADLO PRILBA»           |  |
|     | Zajišťuje dodávku energie pro mechanismus seřízení sedadla v přední kabině (nastavení výšky sedadla) a ohřívání průhledového štítu přilby. Ve hře není aktivní.   |                           |  |
| 9.  | «U/C BALANC»  | « PODVOZEK VYVÁŽENÍ»      |  |
|     | Jistič k spuštění podpory řídicích a světelných kontrolních systému: křidélek a výškového kormidla, podvozku a klapek.  |                           |  |
| 10. | «CONTR.»  | «OVLAD.»                  |  |
|     | Jistič spouští podporu řídicího systému klapek a brzdících štítů, zapíná ovládání brzdové soustavy, signalizaci přetížení a podporu omezovače rychlosti, který se spustí při rychlosti přes 310 km/h, zapíná signalizaci zbraňového systému (světelná kontrolka «STAND ALERT» (PŘIPRAVEN)). |                           |  |
| 11. | «SIGN»  | « SIGNAL.»                |  |
|     | Jistič zapíná podporu světelných kontrol na světelných panelech signalizátorů v přední kabině.  |                           |  |
| 12. | «NAVIG. LIGHTS HAND LAMP»   | «POLOH. SVĚT. MONT. LAMP» |  |
|     | Jistič zapíná podporu nouzového systému venkovních světel a reflektoru.   |                           |  |
| 13. | «SEARCH LIGHTS PORT»  | «SVĚTLOMET LEVÝ»          |  |
|     | Jistič zapíná podporu ovládacího systému pojížděcích a přistávacích (levých) světel.  |                           |  |

|     |   |                                |  |
|-----|---|--------------------------------|--|
| 14. | « SEARCH LIGHTS STARB»  | «SVĚTLOMET PRAVÝ »             |  |
|     | Jistič zapíná podporu ovládacího systému pojížděcích a přistávacích (pravých) světel.   |                                |  |
| 15. | «COCKPIT LIGHTING RED»  | «OSVĚT. KAB. ČERVENA»          |  |
|     | Jistič zapíná podporu osvětlení kabiny červeným světlem.  |                                |  |
| 16. | «COCKPIT LIGHTING WHITE»  | «OSVĚT. KAB. BÍLÁ»             |  |
|     | Jistič zapíná podporu osvětlení kabiny bílým světlem.   |                                |  |
| 17. | «STARTING PANEL»  | « SPUSTĚ. PANEL»               |  |
|     | Jistič zapíná podporu panelu spuštění motoru.   |                                |  |
| 18. | «PUMP»  | «ČERPADLO»                     |  |
|     | Jistič zapíná podporu panelu palivového čerpadla.   |                                |  |
| 19. | «IGNITION»  | « ZAPALOVÁNÍ»                  |  |
|     | Jistič zapíná dodávku elektrického napětí k panelu pomocného elektrického rozvaděče, který je důležitý pro spuštění motoru jeho ovládání a kontrolu (monitorování). |                                |  |
| 20. | «IGNITION»  | « ZAPALOVÁNÍ»                  |  |
|     | Jistič zapíná dodávku elektrického napětí k panelu pomocného elektrického rozvaděče, který je důležitý pro spuštění motoru jeho ovládání a kontrolu (monitorování). |                                |  |
| 21. | «ENGINE INSTRUM. T&S INDIC»   | « MOTOR. PŘÍSTROJE ZATAČKOMĚR» |  |
|     | Zapne měnič SPT-40.   |                                |  |
| 22. | «FIRE»  | «POŽÁR»                        |  |
|     | Jistič zapíná protipožární systém.  |                                |  |
| 23. | «EMERG. DROP» «EMERG. JETTIS»   | «NOUZOVÝ ODHODZ»               |  |
|     | Přepínač k nouzovému odhozu z podvěsů letadla.  |                                |  |
| 24. | «FLT RECOR EKSР - 46 KL-39»   | «SARPP EKSР - 46 KL-39»        |  |
|     | Jistič zapíná podporu čtyřhlavňové elektrické výměnnice signálních světlíc EKSР-46 a zapisovač letových údajů SARPP-12GM.   |                                |  |

## Smíšený elektrický rozvaděč v zadní kabině



Obrázek 54: Smíšený elektrický rozvaděč v zadní kabině

## Popis smíšeného elektrického rozvaděče v zadní kabině

|    |  |                |  |
|----|--|----------------|--|
| 1. | «NETW»   | « SÍŤ »        |  |
|    | Jistič povolující dodávku energie do všech elektrických přístrojů v kabině. Musí být vždy povolen.   |                |  |
| 2. | «SEAT»   | «SEDAČKA »     |  |
|    | Jistič zajišťující dodávku energie pro mechanismus seřízení sedadla (nastavení výšky sedadla).   |                |  |
| 3. | «SIGNAL»   | «SIGNALIZ.»    |  |
|    | Jistič zapíná podporu všech světelných kontrolků na světelných panelech signalizátorů v zadní kabině.  |                |  |
| 4. | «ARMS»   | «ZBRANĚ »      |  |
|    | Jistič zapne podporu ovládání zbraňového systému v přední kabině. Přepnutí ovládání v zadní kabině má přednost před ovládáním z přední kabiny (to znamená, že ovládání ze zadní kabiny instruktora má přednost). |                |  |
| 5. | «INTERCOM GROUND»  | « POZEM. SPU » |  |
|    | Jistič zapne komunikaci mezi pozemním personálem.  |                |  |

## Zapojení stejnosměrného a střídavého napětí k zdrojům elektrické energie a jejich monitorování

### Připojení pozemního napájení k palubní elektrické síti

Zapojení pozemního napájení elektrického proudu (GPU) je pilotovy v kabině oznamováno pomocí svítícího symbolu pozemního napájení (obdélníkový symbol s podvozkem auta, plusem a mínusem) v přední části levého panelu a ukazatelem napětí (voltampérmetrem), který by měl ukazovat po zapojení napětí 27-29V.



**Obrázek 55: Svítící kontrolka ukazatele zapojení pozemního napájení**



Napájení elektrického zdroje letadla pomocí akumulátorové baterie 12-SAM-28

K zapojení akumulátorů baterii k elektrické síti letadla je zapotřebí přepnout spínač (do horní polohy) «**BATTERY**» (**BATERIE**) na hlavním panelu elektrického rozvaděče. Zapnutí baterii je kontrolováno voltampérmetrem a na panelu havarijního stavu, začnou blikat světelné kontrolky «**GENERATOR MAIN**» (**DYNAMO**) a «**GENERATOR EMERG**» (**ZALOŽNÍ DYNAMO**). Voltampérmetr by měl ukazovat napětí 24V.

Napájení elektrického zdroje letadla pomocí hlavního generátoru (dynama)

K zapojení hlavního generátoru (dynama) je zapotřebí přepnout spínač (do horní polohy) «**GENERATOR MAIN**» (**HLAVNÍ GENERÁTOR**) na hlavním panelu elektrického rozvaděče v přední kabině. Hlavní generátor bude dodávat napětí do elektrické sítě po spuštění motoru a odpojení pozemního agregátu (GPU). Při zapojení hlavního generátoru, zhasnou na panelu havarijního stavu světelné kontrolky «**GENERATOR MAIN**» (**DYNAMO**) a «**GENERATOR EMERG**» (**ZÁLOŽNÍ DYNAMO**). Ukazatel napětí (voltampérmetrem), by měl ukazovat napětí 28-29V.

Zapnutí měniče SPO-1000:

Pro zapnutí SPO-1000 měniče I a II je zapotřebí přepnout jističe (do horní polohy) «**115V INVERTOR I**» (**115V MĚNIČ I**) a «**115V INVERTOR II**» (**115V MĚNIČ II**) na hlavním panelu elektrického rozvaděče v přední kabině.

Základní povinností je provádět testovací procedury zmíněných elektrických zařízení, a zjišťování zda jsou funkční nebo se objevila nějaká závada.

V případě selhání jednoho z měničů, přebírá automaticky všechny spotřebiče funkční měnič a na panelu havarijního stavu v obou kabinách začne blikat světelná kontrolka s nápisem «**INV. 115V FAIL**» (**MĚNIČ 115V**).

Zapnutí měniče SPT-40:

Tento měnič se zapíná pomocí jističe «**ENGINE**» (**MOTOR**) na hlavním panelu elektrického rozvaděče v přední kabině.

Základní povinností je provádět testovací procedury zmíněných elektrických zařízení, k zjištění správné funkčnosti měniče nebo zjištění závad, které by mohli nastat.

V případě poruchy měniče, začne na panelu provozních stavů v obou kabinách, blikat červeně kontrolka s nápisem «**INV. 3x36V FAIL**» (**MĚNIČ 3x36V**).

Zapnutí měniče PT-500C:

Tento měnič se zapíná pomocí jističe «**AGD-GMK**» (**AGD-GMK**) na hlavním panelu elektrického rozvaděče v přední kabině.

Základní povinností je provádět testovací procedury zmíněných elektrických zařízení, k zjištění správné funkčnosti měniče nebo zjištění závad, které by mohli nastat.

## System osvětlení

System osvětlení letadla L-39 je rozdělený do následujících podsystémů:

- Venkovní osvětlení
- Vnitřní osvětlení
- System světelné signalizace provozních, varovných a informačních kontrol v kabině

## Venkovní světla letadla

Tento podsystém slouží k osvětlení letadla, aby letoun byl vidět jak na zemi tak ve vzduchu.

Systém osvětlení se skládá z:

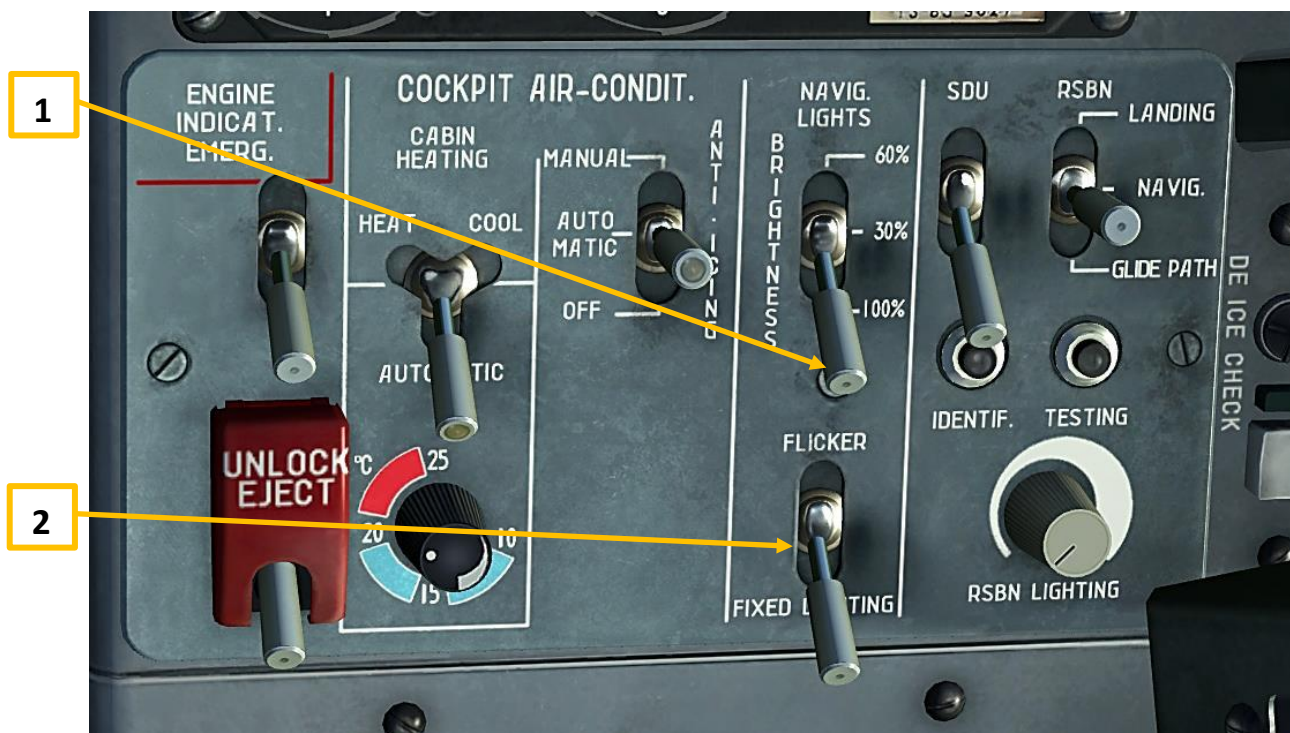
1. Třech polohových (navigačních) světel: dvě v zelené a červené barvě jsou umístěna na bocích okrajových nádrží a na koncovém oblouku svislé ocasní plochy je umístěno polohové světlo bílé barvy. Tyto světla slouží k vizuální identifikaci polohy letadla.
2. Dvou reflektoru pro pojíždění a přistávání: kombinované reflektory s dvěma vlákny jsou umístěny v špičkách koncových nádrží, vybaveny usměrňovacími mřížkami, které zabraňují oslnění osádky. Rozdíl mezi přistávacími a pojezdovými světly je v šířce světelného rozsahu. Pojízděcí světla mají širší světelný rozsah, a za tmy při pojíždění osvětluje pojezdovou dráhu před letadlem více do stran. Přistávací světla mají užší světelný rozsah, a jsou zaměřeny více do dálky a slouží k osvětlení terénu a přistávací dráhy během vzletu a přistání.
3. Třech reflektoru s bílým osvětlením, umístěné na každé podvozkové noze letadla: jeden reflektor je umístěn na dolní části přední nohy podvozku a dva reflektory v dolní části hlavního podvozku (levý a pravý). Tyto světla také slouží jako indikátory k ověření správného vysunutí podvozku, když se před pilotem objeví světelný kužel, má jistotu, že podvozek je vysunutý.



Obrázek 56: Venkovní světla letadla

## Ovládání venkovního osvětlení

Ovládací přepínače venkovního osvětlení, jsou umístěny na pravém panelu doplňkových spínačů, pouze v přední kabině:



**Obrázek 57: Ovládací přepínače polohových světel**

Polohová světla jsou ovládána dvěma třípolohovými přepínači v části NAVIG. LIGHTS (POLOHOVÁ SVĚTLA):

1. Ovládací přepínač intenzity jasu « **BRIGHTNESS** » (**JAS**) s třemi pozicemi (od hora) :
  - a. 60% (BRT): střední intenzita jasu
  - b. 30% (DIM): minimální intenzita jasu
  - c. 100% (MAX): maximální intenzita jasu

Toto nastavení se projeví jen, když přepínač polohových světel (níže) není v pozici vypnuto.

2. Třípolohový přepínač nastavení režimu svícení polohových světel (od hora) :
  - a. FLICKER (BLIKÁNÍ): polohové světla svítí přerušovaně (blikají)
  - b. OFF (VYPNUTY): polohové světla jsou vypnuta
  - c. FIXED LIGHTING (STÁLI SVIT): polohové světla svítí nepřetržitě





Obrázek 58: Vícepolohový přepínač pojížděcích a přistávacích světel

Třípolohovým přepínačem pojížděcích a přistávacích světel « **SEARCH L.** » (REFLEKTORY), slouží k vybrání určených režimu a samotnému vypnutí světel. Tento přepínač je umístěný v obou kabinách přední části levého panelu (zleva do práva) :

- TAX. [TAXING] (POJÍŽD – pojížděcí): světla po zatažení podvozku automaticky zhasnou
- OFF (VYPNUTO): pojížděcí a přistávací světla jsou vypnutá
- LAND. [LANDING] (PŘIST. – přistávací): přistávací světla zůstanou zapnuta bez ohledu na poloze podvozku



Obrázek 59: Funkce světel při přistání

Při nočním letu může pilot při přistání zjistit správné vysunutí podvozku díky přistávacím světlům, které jsou na podvozkových nohách. K tomu je zapotřebí nastavit přepínač «**TAX. –SEARCH L. - LAND.**» (**POJIŽD. - PŘIST. SVĚTLOMET**) do pozice «**TAX.**» (**POJIŽD.**), jestli světla svítí (kužel světla před letadlem) - podvozek je vysunutý, jestli nesvítí, je podvozek zatažený.

Poznámka: Používání přistávacích světel na zemi nebo při pojezdu se nedoporučuje používat déle než 3 sekundy kvůli možnému přehřátí lamp (ve hře není simulováno).

Světelné reflektory se automaticky po vysunutí podvozku zapnou, není-li přepínač v poloze «**OFF**» (**VYPNUTO**).

## Vnitřní osvětlení letadla

System osvětlení kabiny bílím a červeným světlem

Vnitřní osvětlení letadla zahrnuje osvětlení palubních desek a bočních panelů, včetně jednotlivých přístrojů hlavním červeným a pomocným bílým světlem.

Jako hlavní způsob osvětlení je stanovený červené osvětlení. V případě závady v systému červeného osvětlení (vypnutí jističe) se přepne automaticky na záložní bílé osvětlení. Oba osvětlené okruhy je možné přepínat i manuálně.

Vnitřní osvětlení kabiny zahrnuje:

- Přední kabiny
  - Osvětlení pilotních přístrojů
  - Osvětlení palubních desek šesti žárovky
  - Osvětlení středového podstavce
  - Osvětlení záložního kompasu
  - Osvětlení ukazatelů vyvážení
  - Osvětlení ovládacího panelu gyroskopu
- Zadní kabina
  - Osvětlení pilotních přístrojů
  - Osvětlení palubních desek čtyřmi žárovky
  - Osvětlení středového podstavce

Pro osvětlení palubní desky jsou žárovky s červeným i bílým filtrem upevněny přímo na desce pod krycí maskou, která světlo rozvádí k jednotlivým přístrojům štěrbinami mezi přístroji a maskou.

Střední stolíky pod palubními deskami jsou osvětlovány lampičkami na řídicích pákách.

Boční přístrojové stolky jsou osvětlovány žárovkami upevněnými převážně pod rámem kabiny. Osvětlení ovládacích skříněk jednotlivých radiových zařízení je provedeno nezávisle a samostatně v každé ovládací skřínce.

Ovládací prvky osvětlení přístrojů «**COCKPIT LIGHTS**» (OSVĚTLENÍ PŘÍSTROJŮ) jsou umístěny na levém panelu.

Záložní kompas KI-13, bude osvětlený bílým světlem, nezávisle na poloze jističe.

*V případě výpadku červeného a bílého osvětlení, musí být povoleno nouzové osvětlení.  
Nouzové osvětlení je možné ovládat jen z přední kabiny.*



**Obrázek 60: Ovládací prvky systému osvětlení přístrojů, přední a zadní kabina**

Ovládací prvky osvětlení «COCKPIT LIGHTS» (OSVĚTLENÍ PŘÍSTROJŮ) na levém panelu v obou kabinách jsou:

1. Ovládací knoflík (reostat) pro regulaci intenzity osvětlení přístrojů. Otočením reostatu ve směru hodinových ručiček se síla osvětlení zvyšuje, opačným směrem snižuje.
2. Třípolohový přepínač «COCKPIT LIGHTS» (OSVĚTLENÍ PŘÍSTROJŮ) má tyto polohy
 

|             |   |
|-------------|---|
| a) NAHORU:  | Hlavní. Zapne primární červené osvětlení přístrojů. |
| b) STŘEDNÍ: | Vypnuto. Osvětlení je vypnuto.                      |
| c) DOLU:    | Pomocný: Zapne sekundární bílé osvětlení přístrojů. |

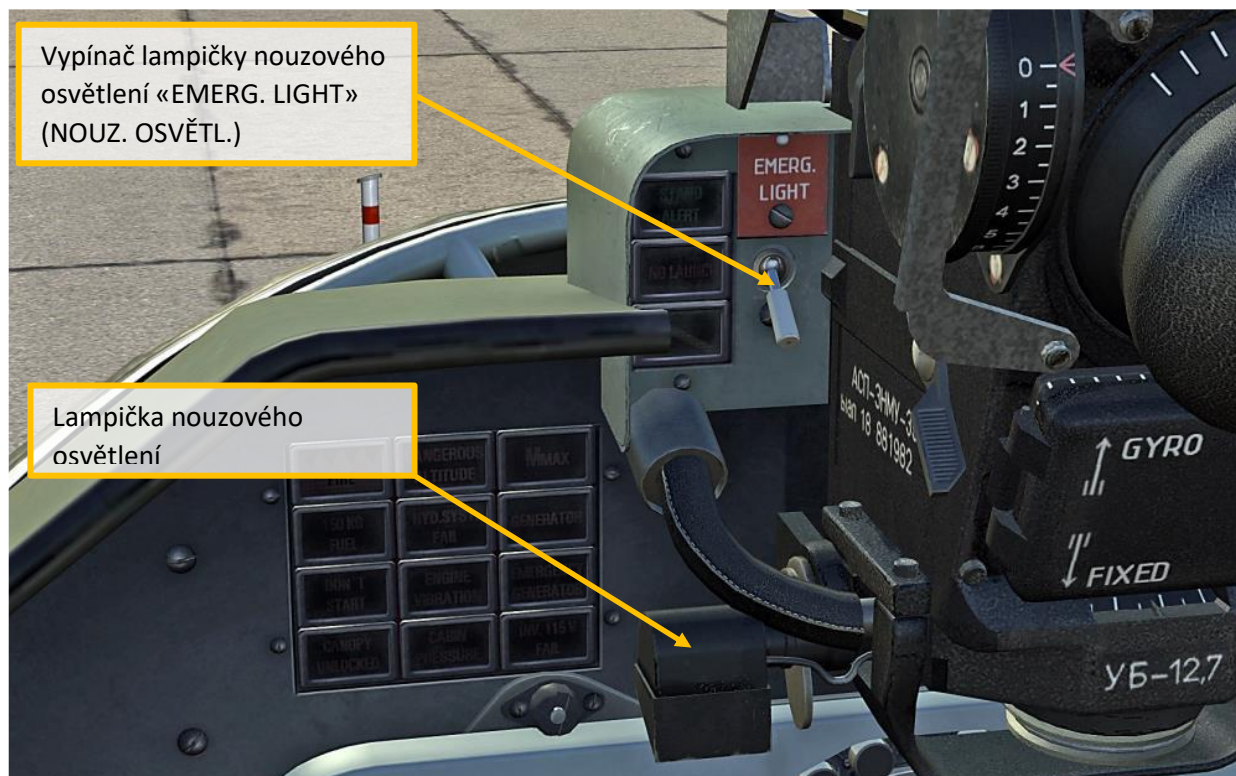


**Obrázek 61: Osvětlení kabiny červeným a bílým světlem, přední kabina**



## Nouzové vnitřní osvětlení

Ovládací panel nouzového bílého osvětlení (lampičky) je umístěna na levé straně gyroskopického zaměřovače, která slouží pro nouzové osvětlení přístrojů na předním panelu kabiny. V zadní kabině nouzové osvětlení není.



Obrázek 62: Ovládací panel nouzového bílého osvětlení, přední kabina



Obrázek 63: Kabina osvětlena bílým nouzovým osvětlením, přední kabina



## Systém světelné signalizace v kabině

Tento systém slouží k informaci pilota o správné činnosti systému letadla, chodu motoru a k oznámení naléhavých nebo nebezpečných provozních podmínek motoru a činnosti samostatného systému letadla.

Systém zahrnuje:

- informační a varovné světelné panely;
- světelný panel polohy podvozku (význam signalizace je popsán v kapitole «hlavní hydraulická soustava» Světelný ukazatel za letu a přistání);
- světelný panel polohy klapky podvozku (význam signalizace je popsán v kapitole « hlavní hydraulická soustava» Vztlkové klapky);
- světelný panel polohy vyvažovacích plošek (význam signalizace je popsán v kapitole «ovládání letounu» Ovládání stavitelných vyvažovacích plošek v přední a zadní kabině);
- Světelný ukazatel zapojení pozemního zdroje napětí;
- zbraňový světelný panel (význam signalizace je popsán v kapitole «rozmístění bojových zbraní» Ovládání a signalizace zbraní v přední a zadní kabině);

Informační a nouzové světelné panely jsou umístěny na pravé a levé straně horní části přední přístrojové desky v obou kabinách.

### Světelné výstražné a varovné kontrolky & Panel světelných informačních kontrol

Každá kabina je vybavena samostatným výstražným, varovným a informačním systémem signalizace, které jsou umístěny proti oslnění. Kontrolky obdélníkového tvaru mají bílou, červenou, žlutou a zelenou barvu a mohou být opatřeny nápisy nebo symboly. Varovné kontrolky mají červenou barvu, výstražné barvu žlutou, informační kontrolky zelenou nebo bílou barvu. Varovné světla svítí.

Panel světelných signalizátorů havarijního stavu se skládá z 12 světelných kontrol v obou kabinách. Ty jsou rozděleny na dvě části. Panelu havarijního stavu (varovné červené světelné kontrolky) a panelu provozního stavu (výstražné žluté a informační zelené a bílé světelné kontrolky).

Panely světelných kontrol havarijního a provozního stavu v obou kabinách jsou odlišné: Přední kabina má na panelu provozního stavu, 16 světelných kontrol, 15 z nich je funkční, šestnáctá je rezervní (nesignalizuje). Zadní kabina má na panelu provozního stavu, 12 světelných kontrol, 11 z nich je funkční, dvanáctá je rezervní (nesignalizuje).

Panel světelných signalizátorů provozních stavů v zadní kabině má od přední kabiny tyto rozdíly:

*místo této kontrolky*

*má tuto kontrolku*

- |   |   |  |
|---|---|--|
| • « <b>AIRCONDIT. EMERG.</b> » ( <b>KLIMAT. NOUZOVĚ</b> ) | - | • « <b>INV. 3x36V FAIL</b> » ( <b>MĚNIČ 3x36V</b> );   |
| • « <b>CONFORM. AZIMUTH</b> » ( <b>SESOUHL. AZIMUT</b> )  | - | • « <b>AZIMUTH CORRECT</b> » ( <b>AZIMUT PŘESNĚ</b> ); |
| • « <b>TURBINE STARTING</b> » ( <b>TURBO STARTER</b> )    | - | • « <b>DISTANCE CORRECT</b> » ( <b>DÁLKA PŘESNĚ</b> ). |

V zadní kabině nejsou umístěny tyto světelné kontrolky:

- «**ENG. MIN. OIL PRESS**» (**MIN. TLAK OLEJE**);
- «**J.P.T. 730°C**» (**T.V.P. 730°C**);
- «**J.P.T. 700°C**» (**T.V.P 700°C**).

Hlavní panel havarijního stavu je umístěný na levé straně v obou kabinách. V přední kabině nad přístrojovou deskou je gyroskopického zaměřovač ASP-3NMU. Tyto blikající světelné kontrolky signalizují tyto režimy:

- «**FIRE**» symbol (POŽÁR - **^^^**),
- «**150 KG FUEL**» (**150 kg PALIVA**),
- «**FUEL FILTER**» (**FILTR PALIVA**),
- «**DON'T START**» (**NESPOUŠŤ.**),
- «**CANOPY UNLOCKED**» (**KABINA OTEVŘENA**),
- «**GENERATOR**» (**DYNAMO**),
- «**ENGINE VIBRATION**» (**VIBRACE MOTORU**),
- «**HYD. SYST. FAIL**» (**POKLES TL. HYDRAUL.**).

Tyto signály jsou popsány v odpovídajících kapitolách tohoto manuálu.



Obrázek 64: Světelné kontrolky panelu havarijního a provozního stavu, přední kabina



Obrázek 65: Světelné kontrolky panelu havarijního a provozního stavu, zadní kabina

1. Panel světelných signalizátorů havarijních stavů .
2. Panel světelných signalizátorů provozních stavů.
3. Hlavní světelná kontrolka panelu varování

Ovládací panel intenzity osvětlení výstražným, varovným a informačním světelných kontrollek, je umístěný na pravém panelu v obou kabinách a skládá se ze dvou ovládacích prvků:

1. Ovládacího knoflík intenzity osvětlení kontrollek. Tímto reostat se nastavuje jas pro tyto panely:
  - a) Hlavní výstražné světelné kontrolky
  - b) Všechny varovné, výstražné a informační světelné kontrolky
  - c) Světelné kontrolky polohy podvozku
  - d) Světelné kontrolky polohy klapky
  - e) Světelné kontrolky vyvažovacích plošek (Trim)
  - f) Světelné kontrolky výzbroje

Snížení nebo zvýšení osvětlení světelných kontrollek se provádí otočením ovládacích knoflíkem potenciometru «**WARNING LIGHT INTENSITY**» (**JAS SYGNALIZACE**).

2. Kontrolní tlačítko světelných kontrollek. Po stisknutí tohoto tlačítka, se rozsvítí všechny světelné kontrolky, dokud je tlačítko stisknuté.



Obrázek 66: Ovládací panel světelných kontrollek, zadní kabina