

HLAVA I

ÚDAJE O LETOUNU

Letoun Su-25K je jednomístný, pancéřovaný, podzvukový bitevní letoun určený k bezprostřední podpoře pozemních vojsk na bojišti.

Výzbroj letounu tvoří:

- bombardovací výzbroj;
- kanonová výzbroj;
- neřízené rakety;
- řízené rakety.

K ovládní výzbroje slouží systém ovládní výzbroje SUO-TBA.

Počet závěsníků pro výzbroj - 10.

Normální pumová zátěž - 1000 kg (4 x FAB-250).

Maximální pumová zátěž - 4000 kg.

Vzletové hmotnosti letounu se základními variantami podvěšené výzbroje jsou uvedeny v tabulce 4.

Prostředky vlastní ochrany:

- kontejner se stanicí SPS-14.IVUGE;
- automat k vytváření pasivního infračerveného rušení ASO-2V;
- palubní radiolokační výstražný přijímač SPO-15Lč.

Na letounu se nacházejí:

- dva turboreaktivní motory R-95Š, bez forsáže s neregulovatelnou výstupní tryskou - s autonomním elektrickým spouštěním, celkovým tahem na maximálním režimu 82 000 N (8200 kp);
- navigační soustava KN-23-1 (ve složení RSN-6s, DISS-7 počítacem V-144, IKV-1 se snímačem záložní gyrovertikály /AGD/);
- automatický radiokompas ARK-15M;
- přijímač návěstných majáků MRP-56P;
- ukazatel úhlu náběhu a přetížení UUAP-72-15 s ukazatelem

UAP-4;

- povelový pilotní přístroj KPP;
- navigační pilotní přístroj MPP;
- snímač vzdušných tlaků PVD-18G-3M (hlavní) a PVD-7 (záložní);
- systém vzdušných signálů SVS-1-72-IV s ukazatelem výšky UV-75-15PV;
- systém signalizace závad a činnosti techniky SAS-4;
- radiovýškoměr A-031 s ukazatelem A-034;
- rádiová stanice R-862;
- rádiová stanice R-828;
- magnetofon k zápisu údajů, které přicházejí do sluchátek pilota MS-61;
- letounový odpovídač systému navigace a přistání SO-69E;
- palubní radiolokační rozpoznávač SRO-2 s BKOE;
- palubní záznamové zařízení režimů letu a hodnot palubních systémů "RESTER-UZ".

Dva hydraulické systémy, které zabezpečují:

- zasunutí a vysunutí podvozku hlavním a nouzovým způsobem;
- brzdění letounu (hlavní, nouzové, startové);
- ovládní mechanismu natěčení přírodního podvozkového koka;
- ovládní zařízení křídla pro zvýšení vzlaku (dále v textu jen vztlakové zařízení), přestavování stabilizátoru a vzdušných brzd;
- činnost systémů stranového řízení SBU-8.

Kabina pilota je vybavena systémem klimatizace a ventilace. K zabezpečení normálních životních a pracovních podmínek pilota je v kabině zabudován kyslíkový přístroj KP-52M a sedadlový kyslíkový přístroj BKO-3V2; dále pak systém proti přetížení s autotmatem tlaku AD-5A. Na odklopné části kabiny je zabudován periskop a v kabině jsou umístěna zřesadla k pozorování zadní poloféry vzdušného prostoru. Odklopná část kabiny je zabezpečena zdvojeným pyrotechnickým systémem nouzového odhozu, ovládaným rukojetí sedadla pilota.

Vystřelovací sedadlo K-36L zabezpečuje bezpečné nouzové opouštění letounu pilotem při rozjezdu, dojezdu a za letu.

Zdroje elektrické energie:

- dvě dynamy GSR-ST-12/40D;
- dvě akumulátorové baterie ZONKEM-25;
- dva alternátory GO4PČ4;
- dva kombinované měniče PTO-1000/1500.

Kromě výše uvedeného vybavení jsou na letounu zabudovány přístroje ke kontrole chodu motorů, letounových systémů, elektrických zdrojů a dalšího vybavení.

1. Základní letecko-technické údaje o letounu

- Maximální rychlost vodorovného letu: 850 km/h
- u země (H = 200 m)
- maximální hodnota čísla M ve všech výškách 0,71
- maximálně přípustná výška letu 7000 m

Hmotnostní údaje letounu (pro betonovou VPD):

- vzletová hmotnost letounu (při naplnění palivem na 3000 kg), s 4 x FAB-250 a 2 x R-60 14 250 kg
- maximální vzletová hmotnost letounu 17 350 kg
- přistávací hmotnost letounu (při zbytku paliva 600 kg bez podvěstí) 10 800 kg
- maximální přistávací hmotnost letounu 12 200 kg
- maximální přípustná přistávací hmotnost letounu 13 300 kg

Praktický dolet:

- na výšce 200 m při rychlosti 750 až 800 km/h s palivem 3000 kg 500 km
- dolet s 4 x PTB-800 I (ve výšce 7000 m při M = 0,5 až 0,6) 1950 km

Délka rozjezdu při vzletu s různou hmotností z betonové VPD při maximálním režimu chodu motorů je:

- s normální vzletovou hmotností 500 až 550 m
- s maximální vzletovou hmotností 850 až 900 m

Rychlost odpoutání při vzletu z betonové VPD:

- s normální vzletovou hmotností 240 až 245 km/h
- s maximální vzletovou hmotností 265 až 270 km/h

- Přistávací rychlost se vztlakovým zařízením vysunutým do vzletové - přistávací polohy (VPK):
- při normální přistávací hmotnosti 225 až 230 km/h
 - při největší přípustné přistávací hmotnosti 255 až 260 km/h
- Délka dojezdu při přistání se vztlakovým zařízením vysunutým do přistávací polohy, s použitím brzdícího padáku a brzd:
- při přistání na betonové VPD s normální přistávací hmotností 600 až 650 m
 - při přistání na betonové VPD s maximální přistávací hmotností 750 až 800 m

2. Prostředky ke zvýšení bojové odolnosti letounu

Je použita celopancéřová svařovaná konstrukce kabiny pilota z titanového pancíře o tloušťce do 24 mm; do konstrukce kabiny je zabudován průhledný pancéřový blok o tloušťce 65 mm a oce-
lový pancéřovaný záhlavník o tloušťce 6 mm; jsou použity dva mo-
tory. Motory jsou odděleny ocasní trupu, která sehrává ú-
lohu účinné přepážky proti požáru a umístěny na vzdálenosti,
která vylučuje jejich zničení jednou střelou. Umístění pali-
vových nádrží vzhledem ke kanálům přívodu vzduchu k motorům
vylučuje vstříknutí paliva do kanálů motorů, pumpáž a pežár mote-
rů při pežeszení nádrží.

Palivové nádrže jsou vloženy pěnopoliuretanem (poroplastem),
což zabezpečuje nádrže před explozí. Hlavní palivová nádrž, oleje-
vá nádrž pravého motoru a přívody paliva k motorům jsou pancéře-
vané.

Zdvojení primárních napájecích zdrojů a jejich vzájemné roz-
místění, vylučuje jejich zničení jednou střelou.

Je použit tuhý reverzní systém řízení s táblí vyšší život-
nosti a zdvojeným vedením výškového kormidla větvením zdvojených
úseků.

3. Zvláštnosti stability a ovladatelnosti letounu

Při číslech M menších než 0,75, v rozmezí přípustných úhlů náběhu a přetížení, má letoun dobré charakteristiky stability a ovladatelnosti.

Vzhledem k rychlosti je letoun jak s podvěsy, tak i bez pod-
věsů stabilní (do hodnoty M = 0,6 v letovém a do hodnoty M = 0,5
v manévrovací konfiguraci). Při vyšších hodnotách M je letoun vzhle-
dem k rychlosti prakticky neutrální. Při rychlostech letu blíž-
kým maximálním se při některých variantách podvěsů u letounu pro-
jevuje nevelký klopivý moment, k jehož vyloučení je nezbytné zvý-
šit sílu pro přitažení řídicí páky na 10 až 20 N (1 až 2 kp).

Při změně chodu motorů z režimu volnoběhu ("malého plynu")
na plný výkon ("maximální") se projevuje snaha o přechod do stou-
pání, která je nejvíce znatelná při malých (300 až 350 km/h) rych-
lostech letu. K jejímu vyloučení je nezbytné zvýšit sílu na ří-
dicí páku na 30 až 40 N (3 až 4 kp).

Nevyvážení letounu při změnách polohy vztlakového zařízení je
málo výrazné a pilot je lehce vylučuje působením na řídicí páku
sílou, nepřevyšující 20 N (2 kp). Vysunutí a zasunutí vzdušných
brzd nemá na vyvážení letounu vliv.

Při přistávacím manévru s vysunutým podvozkem a vztlakovým
zařízením ve vzletové a přistávací poloze (VPK) při rychlosti
390 až 290 km/h se mohou projevit slabé nárazy na řídicí páku
v podélné ose, které však neztěžují pilotování letounu a jsou
zvláštností aerodynamického seřízení letounu.

Při přetížení je letoun ve všech konfiguracích, s podvěsy i
bez nich, stabilní v rozsahu přípustných úhlů náběhu.

Jsou-li na letounu dlouhé podvěsy (přídavné palivové nádrže,
S-25), pak vzhledem k posunu těžiště dopředu se při zvýšení úhlu
náběhu stabilita letounu s přetížením poněkud snižuje. Síla po-
třebná ke změně přetížení o jednotku se snižuje na 10 N (1 kp).
V souvislosti s tím pilotování letounu při úhlech náběhu, které se

blíží maximálně přípustným, je nezbytné provádět plynulými koordinovanými pohyby řídicí páky.

Účinnost příčného řízení letounu dovoluje dosahovat úhlové rychlosti náklonu do $90^\circ/\text{s}$. Při zvýšení úhlu náběhu se účinnost příčného řízení poněkud snižuje, avšak uchovává si přijatelné hodnoty až do přípustných úhlů náběhu.

Stranově je letoun stabilní až do úplného vychýlení směrového kormidla. Reakce letounu k náklonu při vyslápnutí možného řízení v celém provozním rozsahu rychlosti letu je přímá. Při maximálním vyslápnutí ve velké rychlosti letu se mohou projevit na nožním řízení úderky o síle do 50 N (5 kp) jako důsledek odtrhávání proudnic na směrovém kormidle.

K tlumení márazů na směrové řízení je na letounu zabudován tlumič kmitů.

Účinnost řízení letounu se uchovává až do minimálních rychlostí letu. Ve všech režimech letu se letoun vyvažuje pomocí vyvažovacích plošek (mechanismů).

4. Stručné údaje pro výpočet doletu a doby letu

Největších hodnot doletu a doby letu se dosahuje ve výšce 7000 m. Při výpočtu doletu a doby letu je nezbytné brát v úvahu:

- zásobu paliva v hlavním systému - 3660 l a ve čtyřech pří-
davných palivových nádržích PTP-800 - 3280 l;
- spotřebu paliva při chodu motorů na zemi (spouštění, pro-
věrka motorů, pojiždění) - 15 kg/min;
- spotřebu paliva, dobu a proletěnou trať při vzletu a stou-
pání do stanovené výšky v souladu s tabulkou 1;
- kilometrovou a hodinovou spotřebu paliva při režimu maxi-
málního doletu a doby letu pro střední letovou zmotnost letounu
v souladu s tabulkou 2;
- spotřebu paliva, dobu a proletěnou vzdálenost při klesání
se všemi variantami podvěšů v souladu s tabulkou 3;
- spotřebu paliva za letu po okruhu před přistáním a při
přistání - 40 kg/min;

- 7% bezpečnostní zálohu paliva vyčerpateľného objemu hlav-
ního palivového systému, která zahrnuje možné rozdíly mezi cha-
rakteristikami spotřeby letounu uvedenými v tomto předpise a sku-
tečnými, způsobenými rozdílnými parametry motorů a aerodynamickými
charakteristikami letounu - 210 kg.