

1. HISTORIE



OBSAH

HISTORIE	4
Úvod	4
Studie L-39	5
Makety L-39	7
Prototyp L-39	8
ZAČÁTEK SERIOVÉ VÝROBY L-39	21
Další vývoj a zkoušky	23
Verze L-39V	23
Verze L-39ZO	23
Poslední čtyři prototypy	24
VERZE L-39C ALBATROS základní cvičný letoun	25
L-39C	26
Barevné provedení L-39C	26
Výzbroj L-39C	27
VERZE L-39ZA ALBATROS lehký bitevní letoun	27
Barevné provedení L-39ZA	28
Výzbroj L-39ZA	29
Kabina L-39ZA	29
L-39ZA/ART	31
TECHNICKÝ POPIS LETOUNU L-39	34
Trup	34
Ocasní plochy	38
Křídlo	39
Přistávací zařízení	40
Hydraulická soustava	42
Vzduchová soustava	43
Elektrická soustava	43
Palivová soustava	44
Pohonná jednotka	45
Klimatizační soustava	46
Kyslíková soustava	47
Rádiovybavení	47
Výzbroj	49

Nápisy na letounu	54
PILOTNÍ KABINA L-39	55
Nápisy na letounu	56
Přední pilotní kabina	58
Zadní kabina	60
Záchranný systém posádky	61

Informace o historii letadla L-39 jsou převzaty ze stránek: http://www.l-39.cz/L-39_historie.html

Popis L-39 je převzatý ze stránek: http://www.l-39.cz/L-39_popis.html

HISTORIE

Úvod

L-39 Albatros je nástupcem prvního československého proudového letounu L-29 Delfín.

V srpnu 1961 L-29 zvítězil v soutěži na jednotný cvičný proudový letoun pro státy Varšavské smlouvy. Jeho konkurenty byl sovětský Jakovlev Jak-30 a polský PZL TS-11 Iskra. Delfínů bylo vyrobeno celkem 3665 kusů, Sovětský svaz odebral 2000 letounů. Tehdejší Československo se stalo doporučením letecké sekce RVHP (Rada vzájemné hospodářské pomoci) hlavním dodavatelem cvičných proudových letounů pro země Varšavské smlouvy.



Obrázek 1: L-29 Delfín - předchůdce Albatrosu

Ministerstvo národní obrany (MNO) zpracovalo v roce 1963 rozbor podkladů pro stanovení požadavků na nový výcvikový systém pilotů na proudových letounech a „Návrh předběžných takticko-technických požadavků pro vývoj výcvikového systému L-39“ byl vydán 10. ledna 1964.

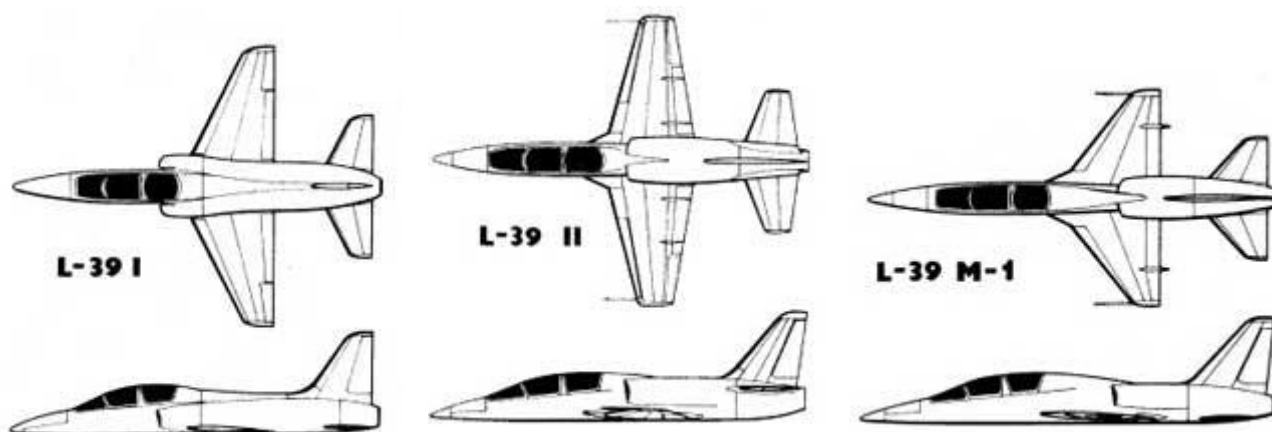
Studie L-39

Projekční práce probíhaly pod vedením hlavního konstruktéra Ing. Jana Vlčka a vedoucího projekce Ing. Karla Dlouhého v tehdejších "Středočeských strojírnách" v Praze Letňanech. Zvažovány byly dvě varianty nového výcvikového systému:

První varianta předpokládala modernizaci letounu L-29 na elementární cvičný letoun pod označením L-129. Pro pokračovací výcvik měl být vyvinut nový letoun, tehdy označovaný jako L-39 M1 pro maximální rychlost $M = 1$ až $1,2$. Od počátku se uvažovalo o kompletním výcvikovém systému, který by zahrnoval pilotní simulátory a pozemní kontrolní zařízení pro oba typy letounů.

Druhá varianta počítala pouze s jedním – univerzálním cvičným letounem.

Projekční tým navrhoval letoun L-39 ve třech alternativách vybavenosti tak, aby letoun odpovídal požadavkům na všechny stupně výcviku pilota (od základního, přes pokračovací až po přechod na bojové letouny). I v této variantě se uvažovalo s pilotním trenažérem a pozemním kontrolním zařízením. Výsledky dosavadní práce byly shrnuty a zveřejněny ve studii vydané dne 15. července 1964.



Obrázek 2: Náčrtky tří předběžných studií letounu L-39 (vpravo je L-39 M1 pro rychlosti kolem $M=1$)



Obrázek 3: Kresba letounu L-39 X

Letoun L-39 byl dále rozpracován do několika verzí a u všech se předpokládalo použití sovětského proudového motoru s axiálním kompresorem a s tahem 19,6 kN, případně nově navrhovaného československého motoru s tahem 19,6 až 21,6 kN.

Současně s projekčními pracemi probíhalo i ověřování jednotlivých variant řešení klíčových částí letounu na modelech v aerodynamických tunelech Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu (VZLÚ) v Praze Letňanech.

V roce 1964 byl vyroben model č. 1. Pro letoun se uvažovalo s použitím mírně šípovitého křídla s upravenou náběžnou částí profilu tak, aby se dosáhlo nízké přistávací rychlosti, nebo s křídlem opatřeným sklopnou náběžnou hranou. Vztlakové klapky měly být jedno či dvoušterbinové. Většina těchto základních parametrů byla ověřena na modelu č. 2a.

Koncem roku 1965 se pracovalo na modelu č. 3 v měřítku 1 : 5, který sloužil pro ověření celkové základní koncepce letounu. Model již měl definitivní uspořádání vstupů vzduchu, nové lichoběžníkové křídlo s profilem NACA řady 64 a s velkými přechody do trupu. Křídlo mělo dvoušterbinové vztlakové klapky a snímatelné koncové oblouky pro ověření vlastností s koncovými palivovými nádržemi.

V této době se vývoj letounu přestěhoval z Letňan do n. p. Aero Vodochody.

Na malých modelech - většinou v měřítku 1 : 25 se ověřovaly další části letounu a vlastnosti jako např. poloha a velikost aerodynamických brzd, umístění vířičů vztlaku, rozložení tlaků na letounu, závěsové momenty kormidel, účinky vztlakových klapek a spousta dalších parametrů.

Určitá část experimentálního programu vývoje se uskutečnila v rychlostním a vývrtkovém tunelu v "Centrálním aerohydrodynamickém institutu" (CAGI) v SSSR. V letech 1966 až 1968 se do vývoje zapojilo i výzkumné pracoviště VAAZ Brno. Celý aeroelastický model letounu byl v roce 1968 poprvé vyzkoušen v aerodynamickém tunelu o průměru 3 m ve VZLÚ.

Souběžně s pracemi na studiích celkové koncepce a jejího průběžného experimentálního ověřování se postupně vyjasnila otázka pohonné jednotky.

Bylo rozhodnuto použít dvouproudový (turbodmychadlový) motor Ivčenko AI-25, který se osvědčil na dopravním letounu Jak-40. Motor však vyžadoval určité úpravy pro použití ve vojenském letounu, které byly provedeny v n. p. Motorlet Jinonice.

Modifikovaný motor s tahem 14,42 kN dostal označení AI-25W a pražský Motorlet tyto motory pro první sérii letounů L-39 také vyráběl.

Makety L-39

Uspořádání pilotních prostorů, jejich vybavení a výhled z nich, stejně jako umístění jednotlivých agregátů ve špičce hodnotila komise na maketě přední části trupu.



Obrázek 4: Maketa přední části trupu L-39 bez laminátového krytu špičky

V únoru 1967 proběhlo druhé kolo hodnocení, kdy měla hodnotící komise možnost posoudit celkový vzhled letounu L-39 na maketě v měřítku 1:1.



Obrázek 5: Maketa letounu L-39 ve skutečné velikosti ve vodochodské hale

Ten, kdo se v letectví nepohybuje, nemá určitě ponětí, co to znamená vyvinout zcela nový letoun. Rozsah konstrukčních prací a zejména zkoušek každého prvku, agregátu či přístroje není srovnatelný s žádným jiným strojírenským výrobkem.

Na vývoji a pozdější výrobě letounu L-39 se podílelo cca 20 podniků sdružených tehdy ve VHJ Aero (výrobně hospodářská jednotka - organizačně to odpovídá dnešnímu holdingovému uspořádání), kde tehdy pracovalo více než 15 000 zaměstnanců. Do prací bylo zapojeno i množství dalších podniků a výzkumných pracovišť - bylo nutno vyřešit velké množství problémů, vyvinout nové materiály, navrhnout a odzkoušet nové výrobní technologie. Zcela nepochybně se jednalo o dosud nejrozsáhlejší akci československého leteckého průmyslu.

Je velice těžké uvádět výčet všech úspěšně vyřešených problémů - a tak pouze jeden příklad za všechny: záchranný systém osádky - vystřelovací sedadlo VS1-BRI.

Základní vývoj a koordinace spočívala na útvaru vývoje Aero Vodochody, vlastní vystřelovací sedadlo řešil VZLÚ pod vedením Ing. J. Matějčka.

V té době byly na světě pouze čtyři země, které zvládly vývoj a seriovou výrobu vystřelovacích sedadel pro proudové letouny - Velká Británie, USA, SSSR, Švédsko a v roce 1964 se k nim jako pátá země připojilo Československo se sedadlem VS1-BRI s urychlovacím raketovým motorem, umožňující záchranu osádky letounu L-39 v rychlosti 150 – 900 km/h a ve výšce 0 – 13 000 m.

Prototyp L-39

Pro ověření parametrů vyvinutého letounu a získání všech potřebných průkazů jeho letové a pevnostní způsobilosti bylo postaveno v základní etapě sedm prototypů, z toho dva pro pozemní pevnostní zkoušky. Finální montáž a výroba přední části trupů probíhala ve Vodochodech, křídla se vyráběla v n. p. Let Kunovice a zadní části trupů s ocasními plochami dodával Rudý Letov.

Drak prototypu **X-01**, později se k němu připojil i **X-04**, byl určen pro pevnostní statické zkoušky. Probíhaly do poloviny roku 1970.

Prvním letovým prototypem byl X-02, montáž jeho skořepiny skončila v lednu 1968, zástavby probíhaly do konce léta. Již na jaře absolvoval pozemní rezonanční zkoušku na zařízení Prodera. V létě se uskutečnilo měření tlakového pole na vstupech k motoru, byly upravovány náběžné hrany vstupů a prodlužoval se odřezávač mezní vrstvy. Úpravy se nejprve ověřovaly na zkoušeném motoru v Motorletu i na létající zkušebně Iljušin Il-28, ve které byl motor vestavěn v místě původního střeliště na konci trupu a byl vybaven příslušným vstupem.



Obrázek 6: První letový prototyp L-39 (X-02) v Aero Vodochody

Zkoušky prototypu X-02 začaly vlastně dne 25. října 1968, kdy byly oddělením aerodynamiky zalétávacímu pilotovi předány směrnice obsahující nezbytné pokyny, letová omezení a informace o chování letounu očekávané na základě rozborů modelových měření. Je nutno poznamenat, že zalétávací pilot byl vývoji letounu přítomen od samého počátku a že jemu svěřený stroj znal do podrobností.



Obrázek 8: Palubní deska bez RSBN-5S. Místo něj jsou tu na štítku pro pilota uvedeny všechny důležité rychlosti.

Obrázek 7: Pohled do přední pilotní kabiny prvního letového prototypu X-02



Obrázek 9: Palubní deska bez RSBN-5S. Místo něj jsou tu na štítku pro pilota uvedeny všechny důležité rychlosti.

V den státního svátku 28. října 1968 ve 14.54 h začaly pojížděcí zkoušky. Zkušební pilot VZLÚ Ing. Rudolf Duchoň, vybraný pro zalétávání prototypů, ocenil chování L-39 na zemi při pojíždění jako velmi příjemné. Pilot uskutečnil s letounem rozjezd až za hranici odlepení od země třikrát po sobě.

První skutečný let v trvání 35 minut absolvoval prototyp X-02 4. listopadu v 9.15 h.

Prototyp se zasunutými vztlačovými klapkami se při rychlosti 175 km/h odlepil od dráhy vodochodského továrního letiště a po menších problémech s vyvažováním hladce vystoupal pod hranici oblačnosti ve výšce 1000 m. Při prvním letu byly sledovány motorové hodnoty, tíživost při vysunutí klapek, podvozku a aerodynamických brzd a chování v oblasti minimálních rychlostí.

Obrázek 10: Zkušební pilot Ing. Rudolf Duchoň v kabině L-39 před prvním vzletem





Obrázek 11: Prototyp L-39 X-02 přistává po prvním zkušebním letu

Slavnostní předvedení prototypu pozvaným hostům následovalo tentýž den po výkladu hlavního konstruktéra.

Letoun L-39, pilotovaný opět ing. Rudolfem Duchoněm, se po hladkém startu na chvíli pozorovatelům ztratil z očí, aby se vzápětí v nízkém průletu s rozsvícenými reflektory objevil nad hlavami přihlížejících. Při dalších průletech předvedl minimální rychlost, stoupání a neplánovaný, avšak velmi aplaudovaný výkrut.

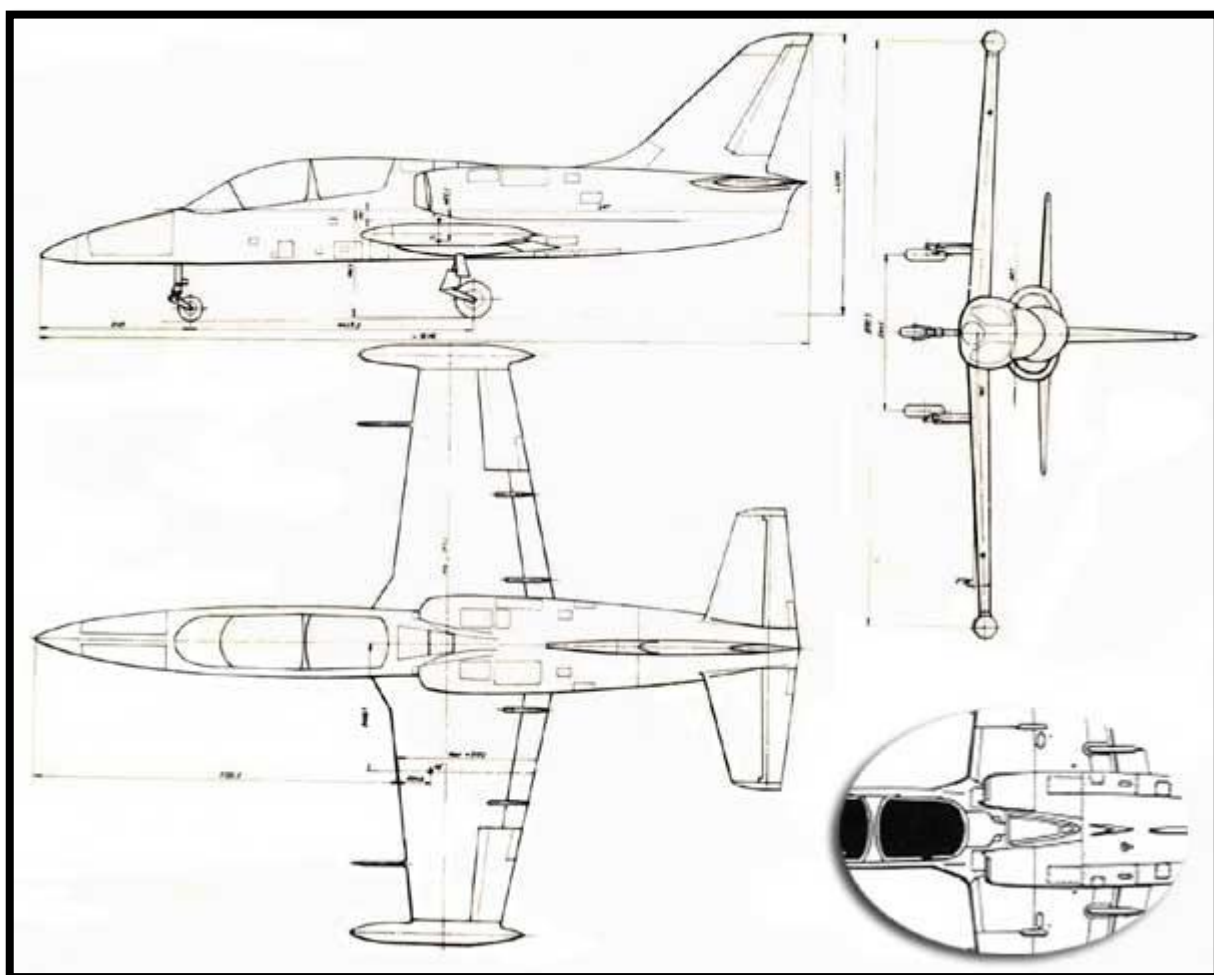


Obrázek 11: Na fotografii pořízené po prvním oficiálním letu L-39 zleva: Ing. Jan Vlček, Ing. Rudolf Duchoň a Ing. Karel Dlouhý

Po drobných úpravách byl prototyp 2. prosince opět předveden příslušné komisi. Při dalších letech v programu záletu se ověřovaly především vlastnosti a základní výkonové charakteristiky. To letoun létal s namontovaným protivývrtkovým padákem a klimatizačním systémem postupně uváděným do funkce.

Pokračující zkoušky koncem ledna následujícího roku potvrdily nevhodnost použití protivývrtkového padáku ke zkrácení doběhu po přistání. Byly ověřovány vlastnosti letounu ve vývrtce, zkoušela se přistání a vzlety na travnatém letišti VZLÚ v Letňanech. Po ověření chodu motoru v letu na zádech po dobu 15 sekund se díky povětrnostním podmínkám mohly ověřit vlastnosti při přistání s bočním větrem o rychlosti 10 až 14 m/s.

Počátkem února se létalo po sejmutí velkého přechodu náběžné hrany křídla do trupu, sledovaly se změny v podélné dynamické stabilitě. Velký přechod (blistr) měl totiž značný destabilizační účinek a při velkých úhlech náběhu mohl dokonce ovlivnit i chod motoru. Pilot hodnotil průběh řídicí síly s nárůstem rychlosti jako mnohem příjemnější. Při přípravě na další let byl však poškozen motor, u kterého již jednou byla za letu při přetažení zaznamenána krátká pumpáž a bylo nutné zkoušky přerušit. Zároveň s výměnou motoru se namontovalo i nové křídlo bez velkého přechodu z Letu Kunovice. Během záletu dne 14. března se potvrdilo, že úprava nemá výrazný vliv na chování letounu při přetažení - pád nastával po nevýrazném varování.

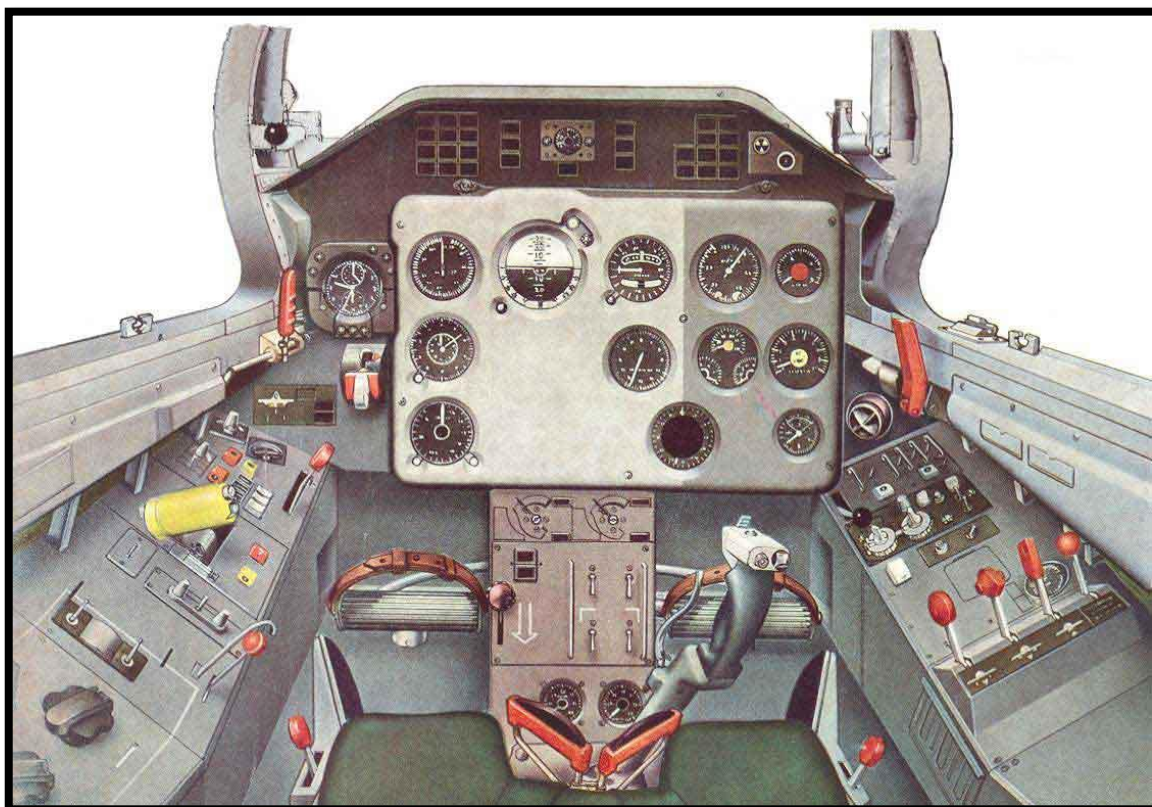
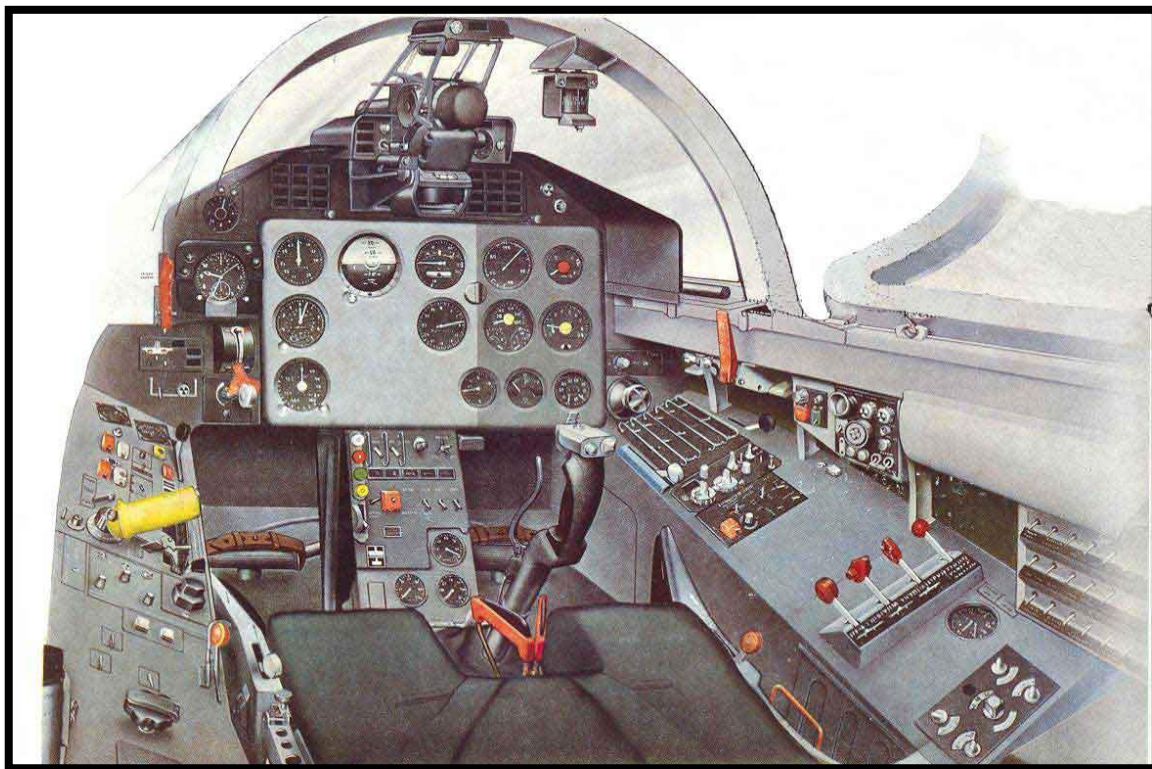


Obrázek 12: *Třípohledový výkres prototypů s malými vstupy vzduchu a "velkým" přechodem mezi křídlem a trupem. Vpravo dole je pro srovnání "malý" přechod, který známe ze seriově vyráběných letounů.*

19. března - po zkouškách vývrtek, došlo v sestupném letu k náhlému poklesu otáček motoru a přes opakované pokusy se jej pilotovi nepodařilo nahodit. Musel tedy nouzově, s motorem v autorotaci, přistát na letišti Kbely. Hydraulické vysunutí podvozku a klapek proběhlo normálně. Jak se ukázalo, došlo k nepředvídatelnému poškození turbíny motoru a proto byl zbytek zkušebního programu převeden na prototyp X-03 a počáteční zkušební program (tzv. zálet) prototypu X-02 byl po nalétaných 10 hodinách a 51 minutě ukončen.

Ze zprávy Ing. R. Duchoně o záletu letounu - části posudku letových vlastností: „Vzlet je velmi snadný a nenáročný na pilotáž. Zatačky a přechody obrátů jsou jednoduché a plynulé, sladěnost sil v řízení je dobrá. Přetažení s pádem bez výraznějšího varování nastává při poměrně velkých podélných sklonech letounu. Vstup do vývrtky je pomalý, chování je charakteristické nárůstem nepravidelností v točení a nestálostí podélného sklonu se značnými změnami gradientu úhlových rychlostí. Vybírání je naprosto spolehlivé s minimálním přetočením. Obratnost letounu je velmi dobrá, poslušnost bez pozorovatelných prodlev. Při vyšších rychlostech do 640 km/h nenastala žádná anomálie. Přistání je velmi snadné a bez zvláštností.

Celkový dojem o letounu ze záletu je velmi dobrý a umožňuje předpokládat, že po skončení vývoje budou letové vlastnosti vynikající."



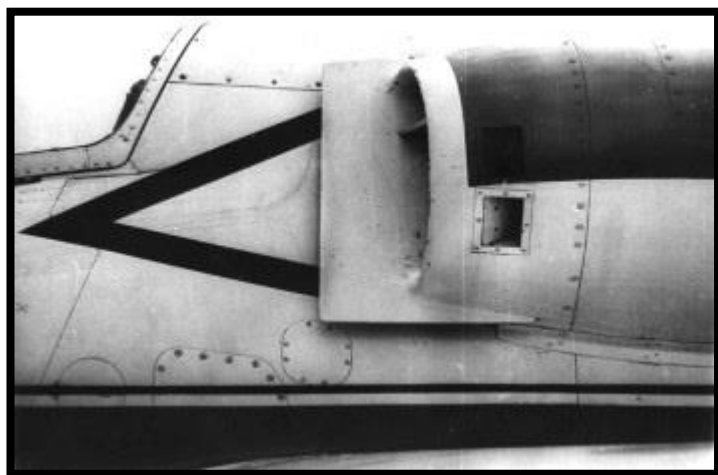
Obrázek 12: Pilotní kabiny letounu L-39C v provedení v jakém létaly prototypy

Třetí (druhý létající) prototyp X-03 se dostal do vzduchu poprvé 7. května 1969 pilotován opět Ing. R. Duchoněm.

Zapojil se do běžného programu záletu s průběžným rozšiřováním letové obálky.

Letoun měl menší přechod křídlo-trup, usměrňovací lopatku ve vstupu vzduchu a stejně jako X-02 přísávací otvory na bocích vstupů.

Pro nalezení vhodné plochy stabilizátoru, při letu s vysunutými i zasunutými klapkami, byla tato část vodorovných ocasních ploch upravena jako stavitelná. Problémy s chodem motoru v extrémních režimech zcela nezmizely, slabé pumpáže se vyskytly ve větších výškách i při pokusném uzavření horních přísávacích otvorů.



Obrázek 13: Levý vstup vzduchu na L-39 X-03
(charakteristické kratší vstupy s menší plochou, vodorovná oddělovací deska ve vstupu a boční přísávací otvory)

Mezitím se 15. května do zkoušek opět zapojil prototyp X-02, určený k prověřování pohonné jednotky. Následující den s ním absolvoval první let ve dvojím obsazení spolu s pilotem Duchoněm hlavní konstruktér letounu - Ing. Jan Vlček.

Program záletu prototypu X-03 představoval 6 letových hodin a ke dni 28. května 1969 byl vyčerpán. Poté X-03 přešel do VZLÚ, kde na něm piloti Ing. R. Duchoň, Ing. J. Kunc a A. Osvald zahájili podnikové zkoušky letových vlastností. Během letů se zkoušely klimatizace, hydraulické systémy a výstroj. V průběhu zkoušek ve VZLÚ se ke jmenovaným pilotům připojil i pilot Aera Juraj Šouc. To se již řešil problém málo výrazného varování před pádem. Situaci nakonec úspěšně vyřešila montáž trojboké lišty o délce 150 mm v půlmetrové vzdálenosti od trupu na náběžné hraně křídla. V přetažené poloze způsobovala předčasné odtržení proudnic s následným rozechvěním letounu, které bylo již dostatečným varováním před pádem. Koncem března 1970 tento prototyp zakončil měřicími lety sloužícími k vývoji trenažérů TL-39 svou účastí na podnikových zkouškách. Kromě 94 měřicích letů však nalétal značný počet hodin při předvádění a dalších zkouškách a měřeních.

Na prototypu X-02 byla zkoušena soustava klimatizace a testován motor AI-25W v návaznosti na vstupní ústrojí. Tato pohonná jednotka, vyvinutá v Motorletu ze sovětské jednotky AI-25, se lišila především rekonstruovanou olejovou soustavou, uzpůsobenou akrobacii. Vysokotlaký kompresor měl oproti pozdější verzi AI-25TL pouze osm stupňů, statický tah činil 14,42 kN. Nahazování obstarával dynamospouštěč. S touto jednotkou začaly létat prototypy X-02, X-03 a později i X-05.

V září a říjnu byly na prototypu X-02 upravovány tlakové poměry na vstupním ústrojí montážní desky prodlužující rozdělení proudů v místě, kde se sbíhají kanály. Byla rovněž zvětšena plocha odřezávače mezní vrstvy. Posléze létal X-02 ve VZLÚ bez desky ve vzduchovém kanále, avšak na boku vstupu měl dva přísávací otvory. Další výskyt pumpáže (mezitím se projevil na prototypu X-05) si vynutil přestavbu vstupního ústrojí, uskutečněnou v únoru 1970. Přestavba představovala posunutí vstupů kupředu o 370 mm a zvětšení jejich plochy o 20 % v dolní části. Zmenšením zakřivení kanálů ve svislé rovině se podařilo kladně ovlivnit vstupní pole kompresoru.

V roce 1970 se již počítalo s použitím pohonné jednotky o vyšším tahu, neboť letoun vlivem růstu hmotnosti způsobeným rozšiřováním vybavení neplnil v některých výkonových parametrech požadované TTP.

Motorlet měl rozpracovanou verzi motoru AI-25 s vyšším tahem označenou Walter Titan. Protože práce na Titanu nepokračovaly uspokojivě, bylo rozhodnuto použít verzi AI-25TL z mateřského závodu Progress Záporoží v SSSR. Přípravné práce na instalaci nové pohonné jednotky začaly počátkem roku 1971. Zvýšení hmotnosti letounu si však vyžádalo další úpravy - zesílení skořepiny konstrukce, kritických míst křídla, ocasních ploch a zadní části trupu. Zesíleno bylo přistávací zařízení včetně úprav kol, brzd a pneumatik. Tyto změny pak byly ověřeny statickou zkouškou draku letounu druhé série.

Vysoké výstupní teploty vzduchu, odebíraného za posledním stupněm kompresoru si vynutily rekonstrukci všech přístrojů soustavy klimatizace. Ta od počátku užívala turbochladicí jednotky (TCHJ) a přístrojů dovezených z Francie od firmy SNECMA. Po rekonstrukci letounu L-39, související se zástavbou motoru AI-25TL, jsou již veškeré díly klimatizace domácí výroby.

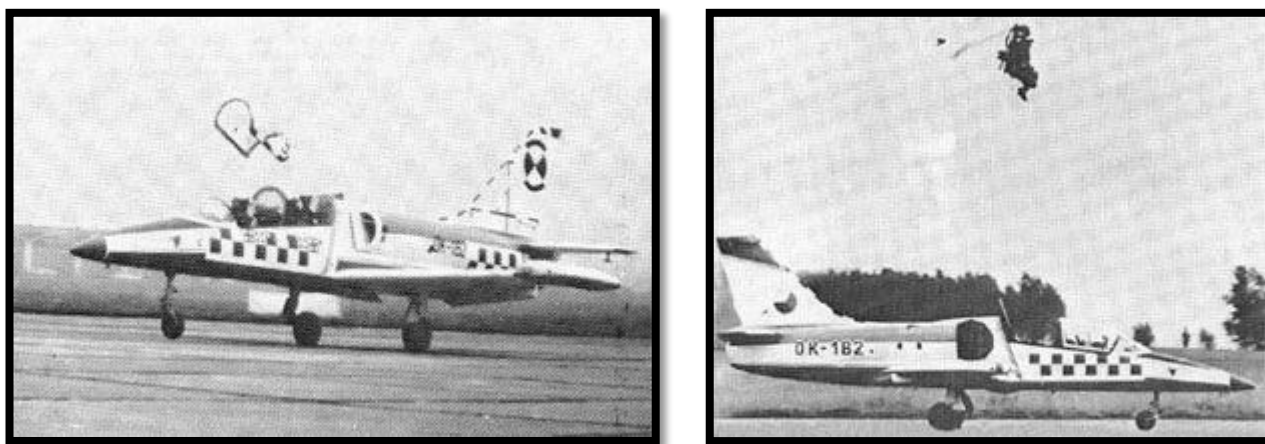
Prototyp X-02 prošel na přelomu let 1971 a 1972 přestavbou na motor AI-25TL a prodělal podnikové zkoušky nové pohonné jednotky. Do září roku 1972 probíhaly zkoušky s novou turbochladicí jednotkou. Současně s podnikovými zkouškami se uskutečnily i zkoušky vojenské, ke kterým přibýly v létě ještě zkoušky hasicího zařízení.

Spojené podnikové a státní zkoušky klimatizace skončily počátkem roku 1974.

Dalším posláním prototypu X-03 byla spolu s letounem MiG-15UTI prověrka záchranného systému osádky, zejména vystřelovacích sedadel VS1-BRI. V červenci 1971 se z X-03 katapultovali za letu vojenští zkušební výsadkáři - při prvním letu P. Suchomel a při dalším potom K. Plzák.



Obrázek 14: Červenobílé šachovnice a černé záměrné body a linie na L-39 X-03 usnadňovaly fotometrické vyhodnocení výsledků dráhy letu sedadla u zkušebních katapultáží



Obrázek 15: Zkoušky vystřelovacího sedadla VS1-BRI na X-03 s imatrikulací OK-182. Vlevo zkouška odhozu překrytu, vpravo katapultáž sedadla s figurínou.

V prosinci 1971 posloužil X-03 k řešení problému kmitání předového podvozku, způsobovaného otočným uspořádáním kola. Potíže s kmitáním (shimmy) zůstávaly navzdory montáži speciálního tlumiče a zvyrazňovaly se rostoucími vůlemi v systému podvozku vzniklými provozem. Při zkouškách byly kmity uměle vyvolávány zajímavým způsobem – odpálením malých raketových motorků upevněných na otočné části nohy podvozku. Problém byl nakonec - po vyzkoušení různých tvarů drážek ve vzorku - zvládnut volbou vhodného (tzv. antishimmy) profilu pneumatiky předového kola.

V průběhu spojených doplňkových podnikových a vojenských zkoušek nouzového odhozu překrytu kabiny se koncem června 1972 za letu i při pojíždění na letišti prověřovala nová konstrukce jednokleštinových zámků a vliv posunutí pracovních válců odhozu na trajektorii letu překrytu nad letounem. Zkoušky vystřelovacího sedadla, završené 28 katapultážemi z MiGu 15UTI a z L-39, prokázaly splnění zadaných parametrů TTP v plném rozsahu. Až do roku 1977 bylo při dlouhodobých životnostních a klimatotechnologických zkouškách uskutečněno celkem 222 katapultáží, z toho 115 z MiGu 15UTI, 47 z L-39 a 60 z pozemního zařízení. Spolehlivost záchranného systému byla prokázána i v praxi záchranou životů osádky.



Obrázek 15: Příprava na letovou katapultáž z X-03 ve VZLU



Obrázek 16: *Jedna z mnoha desítek letových katapultáží z X-03*

Třetí prototyp posloužil i k letovému ověření bezpečné říditelnosti v námrazových podmínkách. První zkoušky tohoto druhu u nás, konané dle požadavku zákazníka, si vyžádaly konzultaci s odborníky z CAGI. V modelových podmínkách se situace imitovala lištami na křídle a ocasních plochách. Letová měření s imitátory námrazy na vodorovných ocasních plochách se pak uskutečnila v období října a listopadu 1972 a prokázala, že v běžných režimech letu nejsou nutná žádná omezení v provozu.

Prototyp X-03 skončil po ukončení letových zkoušek jako maketa zástavby kanónu pro verzi L-39Z.

Drak neletového prototypu X-04 se podrobil únavové zkoušce na dynamické zkušebně VZLÚ ve Vysočanech. Zkouška nutná k vydání průkazu životnosti 3 000 hodin probíhala od začátku roku 1970 do října 1971.

Dalším prototypem byl X-05. Tento letoun poprvé vzlétl 23. září 1969 pilotován ing. R. Duchoněm. Během prvních letů se na něm zkoumaly případy násobkové pumpáže motoru a zjišťoval se vliv zaslepení spodních přísávacích otvorů, dále se létalo i bez přechodů křídlo-trup. Všechny tyto úpravy měly na vznik pumpáží celkem zanedbatelný vliv. Osmým letem 1. října skončil zálet. Po výměně motoru se letoun zapojil v polovině listopadu do podnikových zkoušek spolu s X-03. Výskyt pumpáže motoru na X-05 si vynutil v období od 10. února do 20. dubna 1970 úpravy vstupního ústrojí obdobně jako u prototypu X-02. Letové vlastnosti se nelišily od letounu se starším uspořádáním vstupů.

Od poloviny května 1970 se na prototypu X-05 prověřovaly ve druhé etapě podnikových zkoušek mezní letové stavy, akrobacie a ovladatelnost s podvěsy ve vývrtce a v přetažení. V létě rovněž pokračovaly zkoušky akrobacie, pilových letů a uskutečnila se pozemní měření na podvozku. Koncem léta následovaly zkoušky s podvěsy na letišti v Popradu. Od poloviny října se konaly lety ověřující přetažení a vývrtky s registrací parametrů letu. Nad letištěm VZLÚ v Letňanech se při 16 letech uskutečnilo 78 vývrtek v různých konfiguracích. Vybírání bylo spolehlivé, říditelnost ve vývrtce vyhovující.

1. února 1971 převzalo letoun X-05 pro vojenské zkoušky letových výkonů a vlastností Výzkumné a zkušební středisko Praha-Kbely. Od 18. března do 6. července 1971 nalétal 92 měřících letů.



Obrázek 17: Prototyp X-05 létal část zkoušek v tomto barevném provedení - v základní bílé barvě se šedými a černými doplňky.

Spodní část trupu byla "petrolejově" modrá.

První vzlet s prototypem X-06 uskutečnil dne 28. dubna 1970 tovární pilot J. Šouc. Letoun již byl opatřen velkými vstupy, motorem AI-25W se spouštěním pomocí nového vzduchového generátoru Saphir 5. Tento agregát pocházel od francouzské firmy MICROTURBO a jeho licenční výroba se připravovala v závodě Velká Bíteš podniku První brněnská strojírna.

1. července 1970 provedl se „šestkou“ šéfpilot V. David úspěšné neplánované nouzové přistání na břicho na travnatém pásu letiště ve Vodochodech z důvodu závady ovládání krytu podvozku a nevysunutí levé podvozkové nohy. Příčinou byla výrobní závada na letounu.



Obrázek 18: Přistání prototypu X-06 na břicho 1. července 1970



Obrázek 18: Přistání prototypu X-06 na břicho 1. července 1970

Na X-06 byl později ověřován radiovýškoměr RV-5, přestavba na motor AI-25TL se uskutečnila s určitým zpožděním počátkem roku 1973. V květnu skončila tříměsíční část zkoušek s kontrolně diagnostickým mobilním zařízením KL-39 ve VZLÚ.

Zkoušky byly přerušeny a od června byl prototyp využit na střelby a odhozy pro sestavení balistických tabulek. Zároveň byly zjišťovány mezní režimy pro odhoz podvěšených zbraní. Ze zkoušek nevyplývala nutnost jakéhokoli omezení pro let s podvěsy.



Obrázek 19: Zkušební přistání X-06 do bahnitého terénu

Prototyp X-07 zvedl do vzduchu Ing. J. Šouc 15. prosince 1970, s předstihem patnácti dnů oproti plánu, opatřený ještě motorem AI-25W.

Tento prototyp doznal před předáním do doplňkových vojenských zkoušek ve srovnání s X-05 některých zásadních změn. Týkaly se nových vyvažovacích plošek výškového kormidla, nových trojúhelníkových přechodů mezi křídlem a koncovou nádrží a upravených přechodů křídlo - trup. Do soustavy podélného řízení byla vestavěna kombinovaná úhlová páka s pružinou, zajišťující snížení řídicí síly při větších výchylkách výškového kormidla při vzletu. Ke zvýšení účinku kormidla byla po celém rozpětí stabilizátoru na dolní straně nanýtována řada víříčů. Úpravy podstatně přispěly ke zlepšení řiditelnosti při vzletu, zvláště pak u verzí se zvýšenou hmotností a při rozjezdu na plochách s nepevným povrchem.

Vzhledem k plánovanému použití výkonnějšího motoru AI-25TL, jehož vyšší tah by mohl ovlivnit síly v řízení, byly upraveny převody křidélek, výchylky odlehčovacích plošek a instalována odlehčovací ploška i na směrovém kormidle. Úpravy se ověřovaly za letu v období od 5. do 29. července 1971.

V rámci doplňkových vojenských zkoušek vykonal prototyp X-07 23 měřicích letů. Spolu s letounem X-05 nalétal X-07 během těchto zkoušek 115 letů. Na zpracování naměřených údajů pracovali technici VZS 031 a Aera celkem 560 pracovních dnů, což představovalo průměrně 39 hodin na jeden měřicí let. Zpracované hodnocení konstatovalo nedodržení některých parametrů z důvodu růstu hmotnosti, zároveň však byly zachovány vyhovující letové vlastnosti a způsobilost pro elementární a pokračovací výcvik pilotů. Výsledky hodnocení se odrazily v okamžitých úpravách na letounech rozpracované nulté série.

Koncem roku 1971 byla zahájena přestavba prototypu X-07 na motor AI-25TL. Skončila v březnu 1972 a ve druhé polovině května začaly podnikové zkoušky, ukončené v polovině srpna po nalétání 75 letů. S výkonnějším motorem splnily zkoušky výkonů a vlastností očekávané předpoklady a v některých bodech je dokonce překročily. Ověřování pádových charakteristik přineslo rovněž definitivní řešení.

Ověřilo se, že s množstvím 760 kg paliva je možné s letounem uskutečnit 14 sedmiminutových a 11 devítiminutových letů po okruhu. Byla splněna i podmínka možnosti dvou letů do cvičného prostoru v trvání po 40 minutách.

Rozsáhlý vývoj prodělalo i radiovybavení letounů. Na prvních prototypy a na sériových letounech až do 10. série včetně, byla instalována upravená radiostanice RTL-11 (jako u typu L-29).

Od počátku se používal radiokompas RKL-41 a přijímač návěstidla MRP-5SP. Zpočátku nebyla instalována identifikační stanice 020, radiovýškoměr byl typu RV-UM s anténami tvaru T na spodní straně VOP (na prototypy, na nulté a první sérii). Moderní radiovýškoměr typu RV-5 byl poprvé vyzkoušen na X-06, později i na X-07.

Od zahájení vývoje L-39 bylo počítáno s instalací radiodálkoměru Kvant v přídi. Poprvé byl na X-07 namontován koncem roku 1971. Se zařízením se však vyskytly problémy, nepracovalo dokonale a proto se od 12. série neinstalovalo.

Prototyp X-07 sloužil i k dalším pokusným instalacím. Létal např. s radionavigačním zařízením RSBN-5S (Jiskra K). Zkoušky se zdařily a tak byly letouny L-39 od šestého kusu první série dodávány již s vestavěnou Jiskrou. Vyskytly se však i problémy v provozu. Několikrát se např. předělávaly antény radiokompasu RKL-41 na hřbetě trupu. Jak se později ukázalo, značný podíl na potížích měla „elektrostatika“. Odvádění elektrostatického náboje vyřešily tyčinkové vybíječe na ocasných plochách.

Speciálně pro L-39 vyvíjená radiostanice RTL-31 z VÚST Praha, zkoušená také na X-07 v roce 1972, se neosvědčila a pro sériové letouny byla vybrána sovětská dvoupásmová stanice R-832. S její instalací souviselo i definitivní provedení směrového kormidla - anténa je totiž vestavěna pod laminátovým krytem na vrcholu kýlovky.

Na X-07 byla odzkoušena ještě další změna. V souvislosti se zástavbou motoru verze TL bylo nutné, s ohledem na posun centráže, přemístit akumulátor do příde letounu s příslušnými úpravami instalací a elektrosystémů. Těchto úprav bylo využito k definitivní zástavbě radiokompasu.

ZAČÁTEK SERIOVÉ VÝROBY L-39

Rok 1971 byl ve znamení rozběhu výroby L-39 v Aeru Vodochody. Situace tehdy nebyla jednoduchá, typ L-39 nebyl ještě plně vyžralý, továrna byla zaměstnána probíhající velkosériovou výrobou typu L-29 Delfín. Navíc byl výrobní program podniku v té době dosti rozsáhlý, vedle L-29 dobíhala náročná licenční výroba bojového MiG-21F a Aero mělo na starost i generální opravy dalších složitých letounů jako např. Su-7. Na druhou stranu ovšem licence a opravy přinesly množství žádoucích výrobních zkušeností se špičkovou leteckou technikou.

Přes všechny potíže se podařilo uvést výrobní linku do provozu a tak mohl 7. září 1971 symbolicky převzít vojenský pilot ČSLA řízení prvního letounu L-39 za letu od továrního pilota při slavnostním předání letounu vojenské správě.

V roce 1972 pokračovala výroba nulté a první série s motorem AI-25W pro československé vojenské letectvo. Oficiální převzetí prvních letounů ověřovací série vojenskou správou proběhlo na letišti ve Vodochodech 28. března 1972. Letouny pak byly přelétuty na Slovensko a zařazeny do zkušebního provozu ve Vysoké vojenské letecké škole SNP v Košicích.

Rozběh sériové výroby v žádném případě neznamenal konec zkouškám a dalšímu vývoji. Jedna ze zajímavých zkoušek proběhla na letounu výr. č. 0001 v dubnu až červenci 1973. Šlo o ověření odolnosti letounů první a druhé série proti vzniku flateru. V uskutečněném rozsahu se jednalo o první zkoušky tohoto druhu v ČSSR. Vyhodnocovaly se odezvy konstrukce na kmitání, způsobené uměle vyvolanými krátkodobými impulsy. Zdrojem silových impulsů byly čtyři malé raketové motorky s tahem 0,98 až 1,96 kN, zkonstruované ve VAAZ Brno pod názvem Ryba. Výsledky se snímaly akcelerometry v okrajových vřetenech křídla a obloucích. Zaznamenávaly se na měřící magnetofon Tolana na zadním upraveném sedadle. Konečnou analýzou signálu umožnil program na počítači Minsk 22.

Tyto zkoušky flateru doplnily výsledky teoretických rozborů a experimentů s dynamicky podobnými modely a prokázaly, že v celém provozním rozsahu rychlosti v žádné ze zkoušených konfiguraci nedochází ani k flateru, ani k jinému nebezpečnému kmitání.

Od května 1973 probíhaly zkoušky letounu u zákazníka v SSSR s prototypem X-07, svými úpravami odpovídajícím letounům 2. série. Závěr důkladných testů za nejtvrdějších podmínek přinesl doporučení zavést typ L-39, po odstranění nepatrných nedostatků, do pilotních škol a učilišť vojenského letectva SSSR. Letovými a provozními charakteristikami letoun vyhověl zadaným TTP s výjimkou doletu, přistávací rychlosti a doběhu při přistání. Vzhledem k nárůstu hmotnosti, vzniklému rozšířením požadovaného vybavení, bylo po dohodě se zákazníkem nutno tyto parametry obětovat.



Obrázek 20: *Letoun L-39 X-07 v podobě, v jaké absolvoval zkoušky u sovětského zákazníka. Byl natřen světle šedou barvou na všech plochách mimo spodní části trupu pod červenou linkou, ponechané v barvě plechu.*

Jinak byl L-39, reprezentovaný prototypem X-07, hodnocen vysoko. Byly zdůrazněny přednosti oproti dosud používanému typu L-29, lepší pilotážně-letové charakteristiky díky zdokonalené aerodynamice a vyššímu poměru tahu k hmotnosti a také rozšíření možnosti výcviku ve složitých meteorologických podmínkách.

Byl oceněn dokonalý výhled z kabiny instruktora, vybavení kabiny a pracovní podmínky osádky, maximálně se blížící bojovým letounům. Přiblížení na přistání bylo shledáno obdobným témuž manévru s letounem MiG-21. Sovětská komise vysoce hodnotila i záchranný systém osádky a soustavu spouštění motoru, která činila letoun nezávislý na pozemních zdrojích.

V roce 1973 byl letoun L-39 vystaven na brněnském Mezinárodním strojírenském veletrhu a získal tam zlatou medaili.

Málokdo tehdy tušil, že během následujících let se těchto letadel vyrobí tisíce a bude to nejúspěšnější cvičný letoun na světě...

Další vývoj a zkoušky

Verze L-39V

V období zkoušek L-39 v roce 1970 se na požadavek MNO rozběhlo řešení úkolu vývoje verze letounu určené k vlečení terčů. Vlečná verze L-39V vznikla jako prototyp X-08 s motorem AI-25TL v roce 1972. Byl použit upravený navíjecí systém stejného typu, jaký se osvědčil u vlečných verzí MiGu 15. Pouze pneumatické ovládání sekání lana bylo později nahrazeno hydraulickým. Na sklonku roku 1972 proběhly pozemní a letové zkoušky prototypu.

Po výměně motoru, při které byl na letoun instalován první letový exemplář startovacího generátoru Safír 5 československé výroby, byl prototyp využit ke zkouškám systému odmrazování se zapojeným indikačním zařízením RIO-3. Zkoušelo se i ovlivnění minimální rychlosti montáží modifikovaných plůtků a plošek na křídle. V červenci 1973 nastoupil X-08 ve verzi L-39V do vojenských zkoušek spolu s terčem KT-04. Ty končily v září, generátor Safír 5 se prověřoval až do konce roku. V červenci až září 1974 se uskutečnily doplňkové zkoušky letounu L-39V a terče KT-04, testovalo se i sekací zařízení.

Vyrobená série osmi kusů L-39V spolehlivě sloužila speciálnímu účelu nejen v našem vojenském letectvu, ale i u letectva Národní lidové armády NDR.

Verze L-39ZO

Na základě dalšího požadavku od zahraničního zákazníka, byla v letech 1973 až 1976 vyvinuta verze L-39ZO. Liší se především zvýšením počtu závěsníků ze dvou na čtyři, nesených zesíleným křídlem. Vzhledem k vyšší hmotnosti letounu byl rovněž zesílen podvozek.

Kompletní zkoušky verze L-39ZO byly zakončeny v červnu 1976. V jejich průběhu se ověřovaly letové vlastnosti a výkony, odpaly raket a jejich vliv na chod motoru, odhozy podvěšených zbraní a konaly se další testy. Zkoušky byly úspěšné a letoun L-39ZO je možno používat bez jakéhokoliv letového omezení. Naměřené výkony byly úměrné zvýšení hmotnosti, žádné nepříznivé jevy v říditelnosti a chování letounu se nevyskytly.

Verze L-39ZA

Na základě Samostatným úkolem státního plánu se v roce 1974 stal vývoj verze L-39Z. Cílem bylo vyvinout letoun umožňující rozšíření a zkvalitnění základního výcviku pilotů, použitelný též ve funkci lehkého bitevního letounu. Řešení zadaného úkolu tvořilo hlavní náplň vývojových prací ve druhé polovině sedmdesátých let. Hlavní bod rekonstrukce, kromě změn realizovaných již na verzi L-39ZO, představovala zástavba kanónové výzbroje. Typ zbraně byl daný - osvědčený standardní sovětský rychlopalný kanón ráže 23 mm - GŠ-23, používaný úspěšně i na řadě jiných bojových letounů.

Po kontrolních vojenských prověrkách koncem roku 1977 absolvoval zkoušky ve VVLŠ SNP v Košicích; po nich následovalo i důkladné prověření u sovětského zákazníka. Kanónová verze letounu L-39 vstoupila do výroby pod konečným označením L-39ZA.

Poslední čtyři prototypy

Rozpracována byla stavba tří letových prototypů: X-09, X-10 a X-11.

Výroba X-09 byla zakončena záletem dne 25. června 1975 s pilotem Ing. J. Šoucem. Na „devítce“ se prověřovaly úpravy pro verzi ZO a Z zkouškami funkce vestavěného kanonu.

Do zkušebního programu „průkazu“ letounu verze ZO se zapojil i prototyp X-10 zalétnutý Ing. J. Šoucem dne 29. března 1976 s novými podvozky se širšími koly typu K-27 a K-28.

Letoun X-10 se ve verzi Z podílel i na zkouškách funkce kanónu v extrémních režimech, které se zpočátku neobešly bez problémů. Byly však zvládnuty vhodným řešením ústředního kompenzátoru a krytů kanónu s pečlivě uspořádaným odvodem plynů. Kromě zaměřovače se ve vybavení letounu objevil i snímač a indikátor úhlu náběhu.



Obrázek 21: Prototyp X-10 s imatrikulací OK-188 ve verzi Z

Do zkoušek se zapojil také již dokončený prototyp X-11 (zalétnutý 16. května 1977 rovněž Ing. J. Šoucem). Letoun byl opatřen bílo-šedomodrou kamufláží a krátce nato předváděn (s vybavením na úrovni verze ZO) na pařížském aerosalonu. V Paříži byl vystavován i s fotokontejnerem na levém vnitřním závěsníku spolu se symetricky zavěšenou velkou (350 litrů) přídatnou nádrží a představoval tak další rozšíření použití letounu - tentokrát pro fotoprůzkum.



Obrázek 22: První mezinárodní předvedení letounu L-39 na aerosalonu v Paříži.

Prototyp X-11 ve verzi L-39ZO s imatrikulačním označením OK-HXA a výstavním číslem 336 na přidi.



Obrázek 23: L-39 X-11 OK-HXA na statické ukázce

Další vývoj cvičného letounu L-39 byl zaměřen na zvyšování životnosti a provozní spolehlivosti. Posloužily k němu výsledky statických pevnostních zkoušek, rozšířené o poznatky z testů draků čtvrté a později sedmé série. Výsledky laboratorních únavových zkoušek na X-04 a draku z třetí série byly doplněny o údaje spekter zatížení naměřených na prototypu a na sériových letounech u uživatelů. Dalšímu zvyšování životnosti sloužila i dlouhodobá únavová zkouška draku prototypu X-12.

VERZE L-39C ALBATROS základní cvičný letoun

Všechny verze letounu (mimo L-39V) se postupem času vyráběly v různých variantách. Výrobce letounu – Aero Vodochody, označoval jednotlivé varianty čísly, takže např. letouny první série L-39C pro československé letectvo a SSSR byly v provedení L-39C1. Druhý zahraniční zákazník – Irák - obdržel letouny L-39C2.

Jednotlivé varianty se lišily především avionikou, ale i v ostatním vybavení letounu a dílčí změny byly i na draku letounu.

Praktický příklad: zákazník měl ve svých vojenských letounech vybavení - např. radiostanice od určité firmy, piloti a pozemní personál byli na tato zařízení zvyklí, zákazník měl zajištěný servis od dodavatele atd. a tak chtěl mít i letouny L-39 vybavené stejným zařízením. Tento fakt si vynutil dílčí změny na draku letounu v souvislosti se zástavbou jiných přístrojů a agregátů, instalaci jiných antén, změny v elektrické kabeláži letounu a další.

V následující tabulce je uveden přehled vyráběných variant každé verze L-39 a země, pro kterou byla varianta určena.

L-39C

Letoun L-39 je primárně cvičný letoun a proto i jeho vývoj probíhal v základním provedení - ve verzi L-39C a tato verze také přichází v roce 1971 do sériové výroby.

Až do konce 6. série bylo vyrobeno celkem 211 letounů ve verzi C. V následující - 7. sérii bylo vyrobeno celkem 8 kusů letounů ve verzi L-39V - ostatních 42 letounů této série bylo rovněž ve verzi C. Od osmé série začíná do výroby nabíhat i verze ZO.

Barevné provedení L-39C

Letouny L-39C prvních sérií byly dodávány v bílé barvě horní části trupu. Spodní plocha trupu a celá křídla byla pastelově šedá (odstín č. 1010). Pás před kabinou byl v barvě kabinové šedi (odstín 1111). Barevné doplňky na letounu byly v červené barvě (laminátové kryty špičky trupu a antény na svislé ocasní ploše, koncové nádrže na křídlech a linka na bocích trupu).



Obrázek 24: *Barevné provedení letounů L-39C z prvních výrobních sérií*

Letouny L-39C pozdějších výrobních sérií byly dodávány s kamufláží na horních plochách trupu i křídla, tvořenou nepravidelnými poli světlé hnědozelené (odstín č. 0225) a tmavé hnědozelené barvy (odstín č. 5450). Spodní strana trupu a křídla byla pastelově šedá (odstín č. 1010). Pás před kabinou byl černý.

Laminátové kryty špičky a antény na svislé ocasní ploše, koncové oblouky na vodorovné ocasní ploše, okrajové nádrže na křídlech i s horní částí křídel do vzdálenosti 670 mm od osy nádrže byly žluté (odstín č. 6100).

Bílá čísla na bocích trupu byla vysoká 300 mm, výsostné znaky na křídlech měly průměr 800 mm, na kýlovce 600 mm.



Obrázek 25: Letoun L-39C s kamufláží

V tomto provedení byly vyrobeny letouny L-39C pro ČSSR a SSSR. Pozdější dodávky letounů verze C pro Vietnam a Kubu byly také kamuflované, ale odstíny barev i tvary polí byly pro každou zemi upravené podle místních zvyklostí.

Výzbroj L-39C

Verze L-39C je nevyzbrojená - na křídle letounu je pouze dvojice závěsníků - každý má nosnost jen 125 kg. Možnost podvěšení výzbroje se však nevyužívala k boji, ale pouze proto, aby pilot - žák získal základní návyky v používání zaměřovače a výzbroje obecně.

VERZE L-39ZA ALBATROS lehký bitevní letoun

Samostatným úkolem státního plánu se v roce 1974 stal vývoj verze **L-39Z**. Cílem bylo vyvinout letoun umožňující rozšíření a zkvalitnění základního výcviku pilotů, použitelný též ve funkci lehkého bitevního letounu. Vývoj verze **Z** tvořil hlavní náplň vývojových prací ve druhé polovině sedmdesátých let.

Verze L-39ZA převzala z předchozí L-39ZO zesílené křídlo, podvozek upravený pro vyšší hmotnost letounu a některé další změny ve vybavení letounu. Hlavní změnou oproti verzi L-39ZO, byla zástavba kanónové výzbroje. Typ zbraně byl daný - osvědčený standardní sovětský rychlopalný kanón GŠ-23 ráže 23 mm, používaný úspěšně i na řadě jiných bojových letounů.

Po kontrolních vojenských prověrkách koncem roku 1977 absolvoval zkoušky ve VVLŠ SNP v Košicích; po nich následovalo i důkladné prověření u sovětského zákazníka (zajímavé je, že do SSSR nebyly nikdy letouny L-39ZA dodány - SSSR odebíral pouze verzi L-39C). Kanónová verze letounu L-39 vstoupila do výroby pod konečným označením **L-39ZA**.

Barevné provedení L-39ZA

Letouny ve verzi L-39ZA byly dodávány (až na jedinou výjimku) s maskovací kamufláží v takovém provedení, které odpovídalo oblasti, kde byl letoun provozován.

Zmíněnou výjimkou byly L-39ZA pro Rumunsko, které byly celé nastříkány hliníkovou barvou. Laminátový kryt špičky trupu, koncové oblouky ocasních ploch a křídlových nádrží jsou žluté, evidenční čísla na přídě mají červenou barvu a jsou lemována - stejně jako hvězdy výsostných znaků - světlou krémovou barvou. Pás před kabinou je šedozelený (odstín 1111).



Obrázek 26: L-39ZA rumunského letectva

Kamufláž pro evropský region, kterou měly letouny L-39ZA pro Československo se od kamufláže verze L-39C lišila. Nepatrně byly pozměněné tvary barevných ploch světlé hnědozelené a tmavé zelené (odstín 5220). Špička trupu, koncové oblouky a pás před kabinou byly černé. Horní plocha křídla neměla od nádrží ke středu žádný barevný pruh - kamufláž pokračovala plynule i přes nádrže na křídlech. Spodní plochy trupu a křídel mají šedý nátěr.

Výsostné znaky mají na všech plochách shodný průměr - 600 mm. Černá čísla na boku trupu jsou vysoká 300 mm a mají bílé lemování.



Obrázek 27: Letoun L-39ZA č. 2421

Výzbroj L-39ZA

Výzbroj letounu L-39ZA umožňuje rozšířený zbraňový výcvik a také použití letounu jako lehkého bitevníku proti pozemním a vzdušným cílům.

Letoun je vybaven zesíleným křídlem s vyšší nosností - vnitřní závěsníky jsou dimenzovány na hmotnost 500 kg, vnější na 250 kg. Pod kabinou je umístěný rychlopalný kanón GŠ-23 je možné z letounu sejmut.

Kabina L-39ZA

V kabině L-39ZA došlo oproti verzi L-39C k přemístění některých přístrojů a ovladačů tak, aby se do zorného pole a na dosah pilota dostalo ovládání výzbroje. Z přístrojů, které změnilo své místo v kabině lze jmenovat např. akcelerometr, palubní hodiny a panel ovládání jasu signalizace.

Verze ZA převzala zbrojní panel vlevo od palubní desky z verze ZO, který byl modifikován. Změny nastaly na středním stolku, kde je instalováno rozšířené ovládání výzbroje a nové tablo, informující pilota o obsazení jednotlivých závěsníků.



Obrázek 28: Zbrojní panel L-39ZA



Střední stolek L-39ZA

Vstup České republiky do NATO, nutnost komunikace s letouny a pozemními pracovišti ostatních armád, zajištění spolupráce s civilními pracovišti řízení letového provozu i běžný technický pokrok - to vše je příčinou toho, že do kabin našich Albatrosů se dostává spousta nových přístrojů a zařízení.

Jak takový modernizovaný letoun L-39ZA vypadá je vidět na následujících obrázcích.



Obrázek 29: Pohled do přední kabiny L-39ZA českého letectva



Obrázek 31: Ovládací skříňka RSBN se musela přesunout nad stolek

Obrázek 30: Digitální ukazatel výšky ve ft, GPS - uprostřed palubní desky dole ukazatel VOR



L-39ZA/ART

Zatím poslední dodávka letounů L-39 byla ve verzi L-39ZA/ART pro Thajsko. Ve dvou etapách bylo vyrobeno a pro Thajské vzdušné síly (Royal Thai Air Force - RTAF) dodáno celkem 40 letounů.

Na požadavek zákazníka jsou letouny opatřeny kamufláží s nepravidelnými poli šedé, modré a šedomodré barvy. Pás před kabinou je šedozelený (odstín 1111). Stejnou kamufláž používá thajské letectvo také na svých letounech F-5.



Obrázek 32: L-39ZA/ART – Thajsko

Finančně a obchodně se na dodávce podílela izraelská firma Elbit, jejíž avionika je v těchto letounech použita. Nejmarkantnější změnou v kabině je instalace HUD (průhledového displeje) na místo původního zaměřovače.

Změn na letounu je mnoho a tak jmenujme jen ty nejviditelnější při pohledu do kabiny:

- původní zaměřovač nahrazen průhledovým HUD s kamerou pro záznam,
- zbrojní panel,
- ovladač a signalizace polohy podvozku,
- ukazatel umělého horizontu,
- otáčkoměr motoru,
- chybí původní systém RSBN-5S Jiskra, který je nahrazen moderním VOR/ILS/MKR a TACAN systémem s ovládacími prvky na několika místech na levém a pravém bočním stolku.

Z ostatních odlišností stojí za zmínku např. změna ovládání brzd podvozku. U všech ostatních verzí L-39 se brzdy ovládají pákou na řídicí páce - u L-39ZA/ART bylo na požadavek zákazníka přesunuto na pedály nožního řízení.



Obrázek 33: Přední kabina L-39ZA/ART

1/2. POPIS L-39



TECHNICKÝ POPIS LETOUNU L-39

L-39 je dvoumístný dolnoplošník s tandemovým uspořádáním posádky, s tříbodovým hydraulicky zatahováním podvozku příďového typu.

Konstrukce letounu je poloskořepinová, nýtovaná.

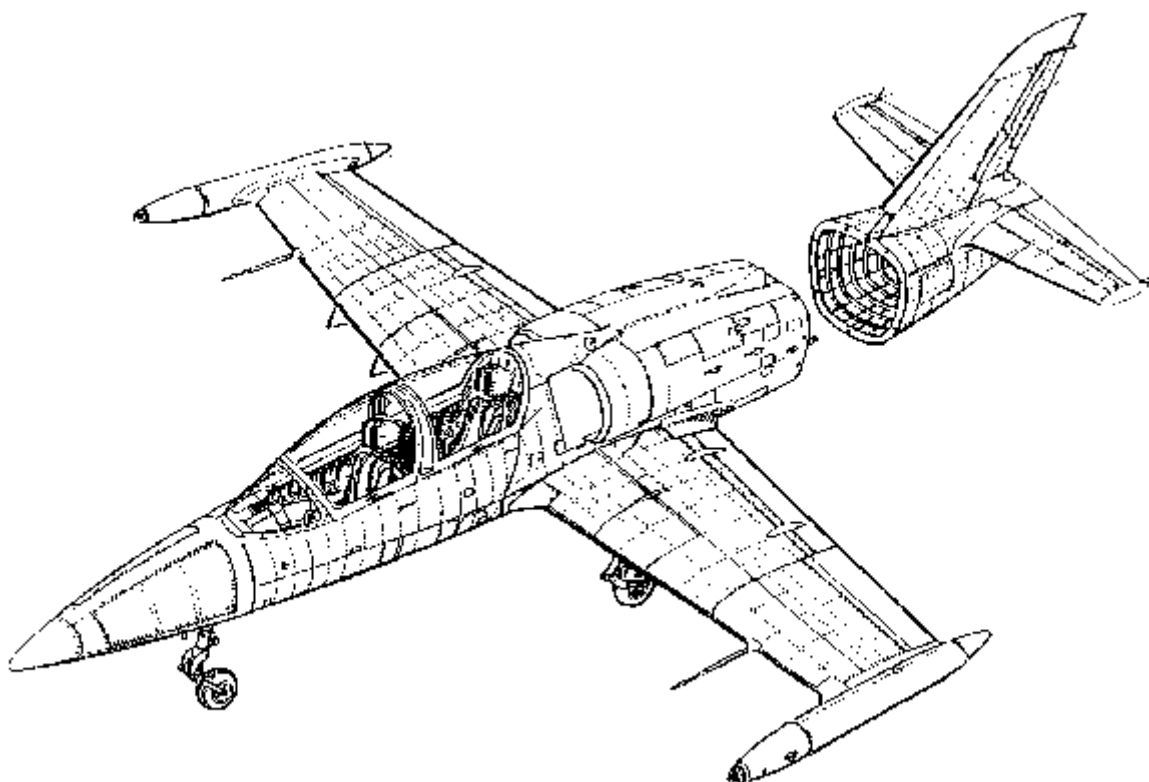
Letoun je poháněn jedním dvouproudovým motorem.

Trup

Trup je složen ze dvou hlavních částí - přední a zadní sekce.

Přední část zahrnuje špičku, přetlakovou část a motorový prostor.

Zadní část s ocasními plochami je odnímatelná a je připevněna pěti pevnostními šrouby.



Obrázek 1: Oddělená zadní část trupu s ocasními plochami

Přední část trupu je rozdělena na konstrukční a technologické skupiny:

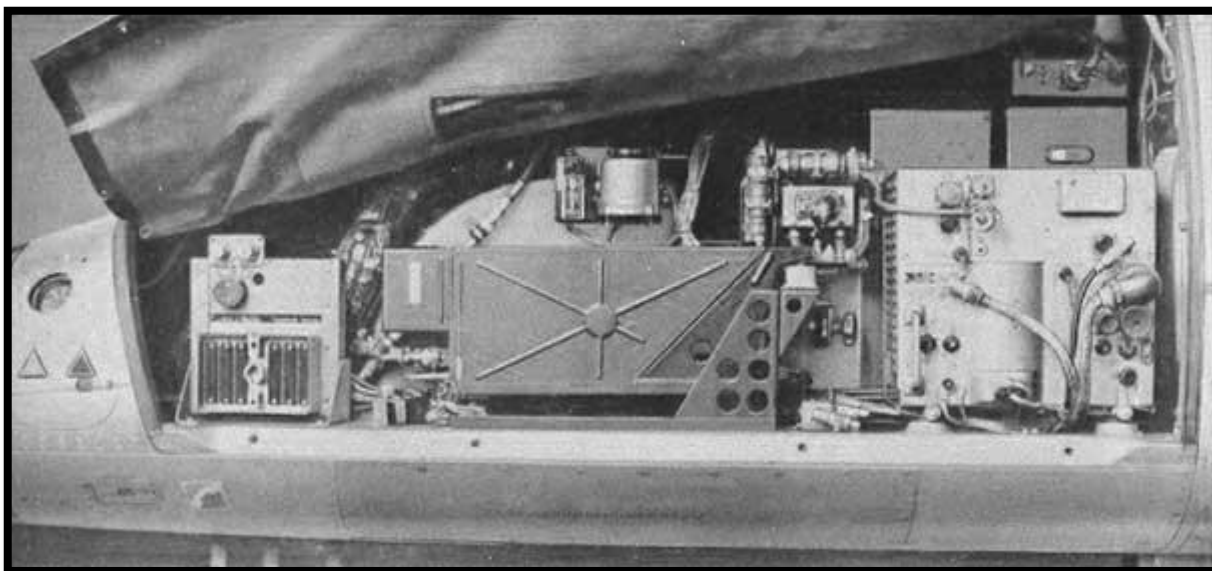
- špička trupu,
- přetlaková část s pilotními prostory osádky,

- střední část trupu zahrnující prostor palivových nádrží a motoru.



Obrázek 2: *Letoun s demontovanou zadní částí trupu*

Špička trupu je využita k uložení radiovybavení, některých částí elektrovybavení a kyslíkové instalace. Zároveň je zde šachta pro nohu předového podvozku, zasouvaného dopředu. Vybavení v přídí je přístupné po odklopení dveří s podpěrkou na obou stranách, špička je ukončena laminátovým dielektrickým krytem.



Obrázek 3: *Pohled do špičky trupu jednoho z prototypů (zcela vlevo deska s konektory pro připojení diagnostického zařízení KL-39)*

Přetlaková část trupu, mezi přepážkami 7 a 21a je hermeticky oddělená od ostatních částí těsněním veškerých spojů různými těsnícími materiály (páska Thiokol, Hermetik, tmel a pryž). V místech průchodu z přetlakové části jsou těsněna táhla řízení i elektrické konektory.

Součástí přetlakové části jsou nejen vlastní pilotní prostory, ale také prostory pod podlahou kabiny, kde jsou umístěny agregáty.

Rám pilotní kabiny nese čelní štítek a dva vpravo odklopné překryty, vzájemně oddělené obloukem odlitým z elektronové slitiny. Čelní štítek kabiny lze pro usnadnění přístupu k některým přístrojům v přední palubní desce, odklopit vpřed. Čtveřice jednokleštinových zámků překrytů kabiny je ovládána mechanicky, těsnost překrytů zajišťují profilované pryžové hadičky v rámech, plněné vzduchovou soustavou. Překryty jsou v případě nouzového opouštění letounu sekvenčně odhazovány pyromechanismy. Na levé straně trupu pod

pilotními prostory jsou stupačky pro piloty, z toho spodní výklopné, horní (u předního prostoru jedna, u zadního dvě) jsou řešeny jako dutina samočinně uzavíraná víčkem s pružinou.



Prostor palivových nádrží je vytvořen mezi kanály přívodu vzduch k motoru a kolem nich. Vlastní konstrukce prostorů s vyčnívajícími nýtovanými úhelníky je přelepena pásy plátna prosycenými lepidlem, plynulé přechody bez hran jsou tvořeny bloky polyuretanové pěny. Gumové vakové nádrže jsou tak chráněny proti mechanickému poškození.

Azbestovým plátnem je zezadu potažena i poslední šikmá přepážka přetlakové části č. 21a. Toto opatření zajišťuje v případě požáru palivových nádrží čas pro katapultáž pilotů z letounu.

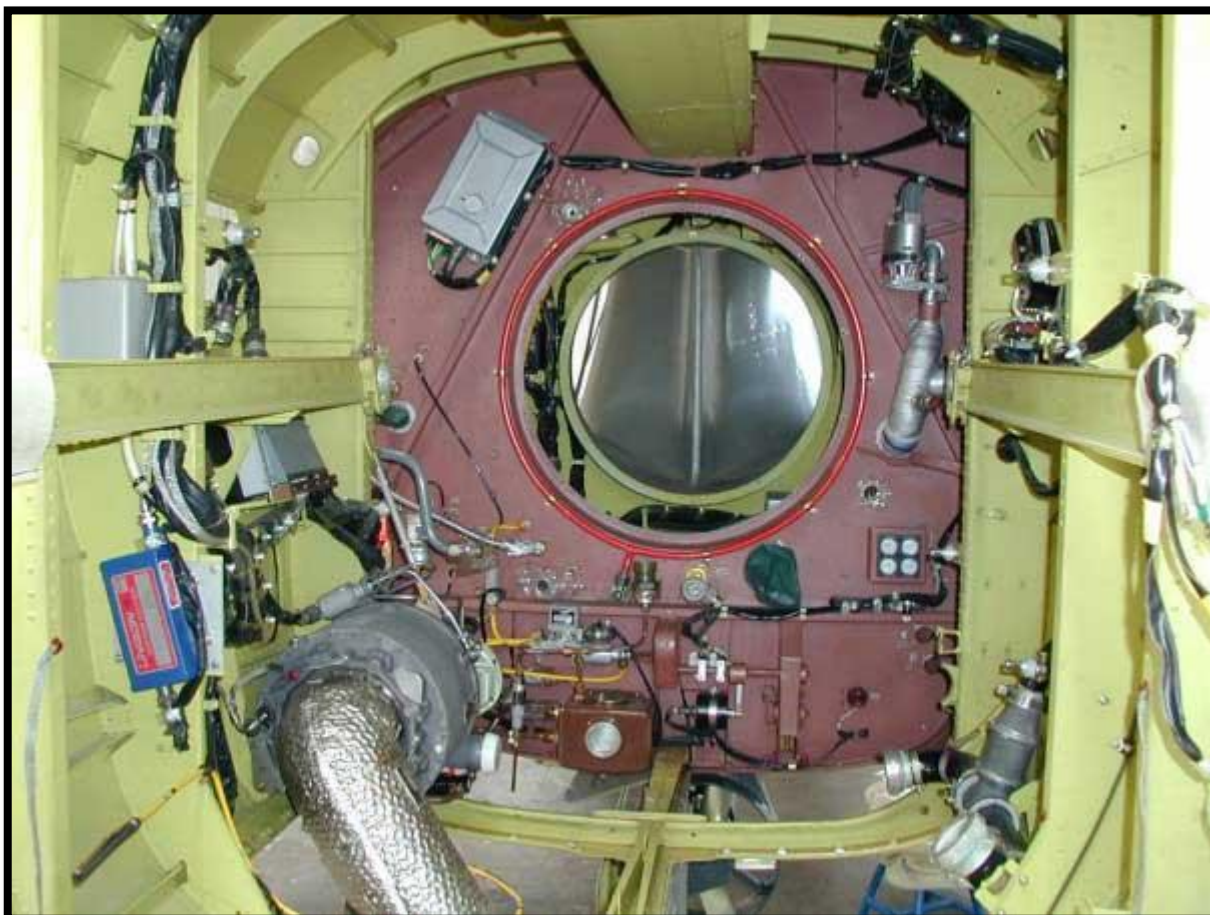
Obrázek 4: Pravý vstup s odřezávačem mezní vrstvy

Za palivovými nádržemi před požární přepážkou, oddělující motorový prostor, je místo pro zástavbu radiovybavení, hydraulické instalace a systému klimatizace. V dolní části je ještě uložen výsuvný nouzový elektrický agregát a hasicí přístroj.



Obrázek 5: Rentgenový pohled ukazuje umístění vakových palivových nádrží za sedadlem zadního pilota a kolem vstupů vzduchu. Dále je dobře vidět vedení táhel řízení

V motorovém prostoru je zabudováno vedení pro uložení motoru - na koncích lyžin je dvojice předních závěsů. Motor do trupu zasouvá zezadu po sejmutí zadní části trupu, připojené v pěti bodech pevnostními šrouby. V tomto prostoru je zároveň startovací jednotka Safír s odvodem spalin pod trup a protipožární systém.



Obrázek 6: Na pohledu do motorového lze vidět:

- dole - velké otevřené kryty pro kontrolu a údržbu motoru,
- vlevo dole - spouštěč motoru Safír 5 se zahnutou rourou pro odvod spalin pod letoun,
- uprostřed po obou stranách - kolejnice - vedení pro motor (zcela vpředu je přední závěs motoru),
- vpředu - červenou, teplotně odolnou silikonovou barvou natřená motorová přepážka,
- na motorové přepážce - červené potrubí hasicího systému motoru
- pohled do vstupů vzduchu zezadu

Zadní část trupu je odnímatelná, nese ocasní plochy a prochází jí prodloužená výstupní roura s pevnou tryskou motoru AI-25TL s ejektorem pro odvětrání motorového prostoru a systémů.

Ocasní plochy

Ocasní plochy klasické koncepce jsou nesený na zadní odnímatelné části trupu.

Vodorovná plocha má celkovou plochu 5,07 m² a úhel šípu ve 25% hloubky 10°. Výškové kormidlo o poměrné hloubce 29% má maximální výchylky nahoru 30° a dolů 20°. Na odtokové hraně obou jeho polovin, propojených torzní spojovací trubkou, jsou elektromotory ovládané plošky. Pravá, vyvažovací, je vychylovaná nahoru i dolů, levá ploška je automaticky vychylována dolů při vysunutí vztlakových klapek z polohy vzletové do přistávací. Vyvažovací ploška je řízena ovládacím tlačítkem na řídicí páce.

Kormidlo je hmotově vyváženo závažími na dvojici ramen připojených ke spojovací trubce obou polovin výškového kormidla a závažím umístěným před nosovou částí na konci kormidla.

Svislá ocasní plocha o šípovitosti 40° ve 25% hloubky je pevně zakotvena v zadní části trupu; v jejím laminátovém okrajovém oblouku je prostor pro anténu radiostanice. Směrové kormidlo se vychyluje na $\pm 30^\circ$ a je vybaveno odlehčovací ploškou ve své dolní části. Řízení je klasické s přenosem sil pomocí pák a táhel z obou míst pro osádku.



Obrázek 8: Prototypové umístění sériového provedení vybíječů na koncích vodorovné ocasní plochy

Obrázek 7: Prototypové umístění vybíječů statické elektřiny na trupu u výstupní trysky. Na spodní straně vodorovné ocasní plochy je anténa původního radiovýškoměru RV-UM, který byl montován do prototypů a letounů nulté a první série



Nožní pedály řízení jsou přestavitelné podle postavy pilota. 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).

Křídlo

Křídlo, průběžné s lichoběžníkovým půdorysem, je připojeno na spodní část trupu čtyřmi závěsy. Šíp křídla ve 25% hloubky je $+1^{\circ} 45'$, vzepětí $2^{\circ} 30'$ a úhel nastavení vůči základní rovině trupu je $+2^{\circ}$. Geometricky nezkroucené křídlo má profil NACA 641 AO12 mod. 5. Pátá modifikace představuje prohnutí přední části profilu spolu se zvětšením poloměru náběžné hrany. Okrajové koncové nádrže tvoří pevnou část křídla a zvyšují jeho efektivní štíhlost na hodnotu 5,2.

Konstrukce křídla je dvounosníková s jedním hlavním nosníkem v 35% hloubky a se zadním pomocným nosníkem. Průběžný hlavní nosník má frézované pásnice a nanýtanou stojinu, žebra jsou z duralového plechu. Na hlavním nosníku je dvojice závěsných kování pro spojení křídla s trupem, další dvě kování v rovině symetrie letounu přenášejí ohyb trupu. Zadní pomocný nosník z duralového plechu nese vztlakové klapky.

Vztlakové klapky jsou dvoušterbinové o ploše $2 \times 1,342 \text{ m}^2$ nesené vždy ve dvojici vedení, zakrytým plechovými aerodynamickými kryty. Jediný pracovní hydraulický válec ovládající klapky je umístěn na horní straně křídla uvnitř trupu v ose letounu.

Vztlakové klapky mají pro vzlet výchylku $25^{\circ} \pm 1^{\circ}$ a pro přistání $44^{\circ} \pm 1^{\circ}$.

Doba vysunutí a zasunutí vztlakových klapek z 0° na 25° je cca 2,5 s, z 0° na 44° cca 5 s. Při pokusu vysunout klapky na 44° bez vysunutého podvozku se u ovladače podvozku rozsvítí nápis "**VYSUŇ PODVOZEK**" a současně zní klakson.

Poloha vztlakových klapek je indikována na panelu spouštění motoru zelenými kontrolkami vedle tlačítek jednotlivých poloh.

Křídélka o ploše $2 \times 0,843 \text{ m}^2$ s maximální výchylkou $\pm 16^{\circ}$ jsou zavěšena na zadním nosníku ve dvou bodech. Jsou hmotově vyvážená, mají odlehčovací plošky, přičemž levá je užívána i jako vyvažovací. Plošky jsou ovládány elektromotorky.

Aerodynamické brzdy (brzdící štíty) jsou dva a nachází se na spodní straně křídla (tvořící spodek trupu) v blízkosti osy letounu.

Brzdy mají plochu $2 \times 0,25 \text{ m}^2$ a jsou vychylovány jedním hydraulickým válcem na maximální úhel $55^{\circ} \pm 1^{\circ}$.

Za letu se automaticky vysunují při dosažení rychlosti letu Mach = 0,78.



Obrázek 9: Vysunutá stupačka, brzdící štíty a náporová turbínka V-910

Na obou polovinách křídla jsou umístěny Pitotstatické trubice rychloměrného systému; levá je hlavní, pravá záložní. Obě trubice mají elektrické vyhřívání proti zamrznutí.

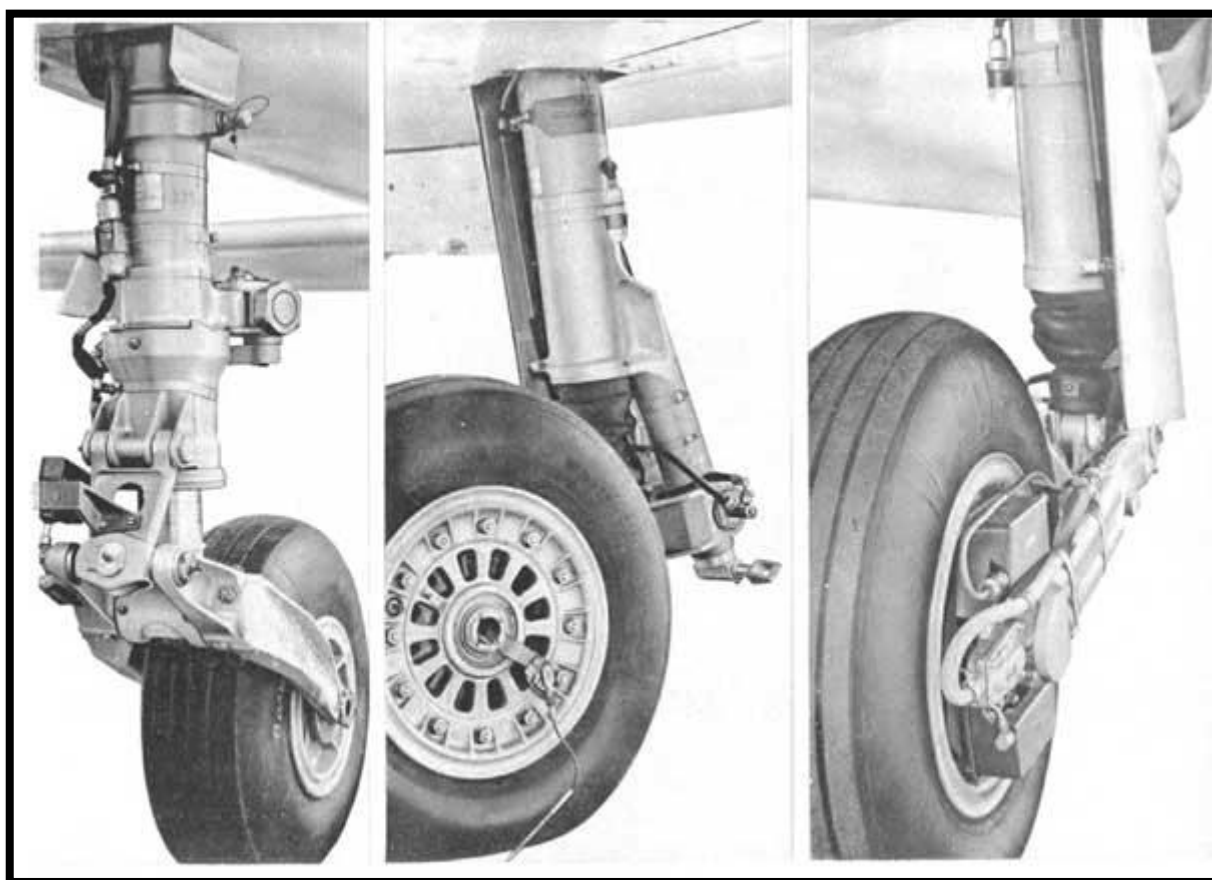
Přistávací zařízení

Přistávací zařízení s příďovým podvozkem tvoří dvojice hlavních podvozkových noh v křídle, zasouvaných směrem k trupu a příďová noha zasouvaná směrem dopředu.

Kola hlavního podvozku u verze L-39C typu K-26 (u verze ZA typu K-28) mají hydraulicky ovládané dvoudiskové (verze ZA třídiskové) brzdy a bezdušové nízkotlaké pneumatiky rozměrů 610 x 185 mm (verze ZA 610 x 215 mm) s rozsahem tlaků huštění 400-700 kPa v závislosti na hmotnosti. Rozchod kol hlavního podvozku je 2,44 m (u verze L-39ZA činí 2,39 m díky zvětšeným kolům), rozvor 4,39 m.

Příďové kolo K-25 (verze ZA typu K-27) je opatřeno bezdušovou nízkotlakou pneumatikou rozměrů 430 x 150 mm (verze ZA 450 x 165 mm) s tlakem 300-550 kPa. Široká drážka v ose symetrie pneumatiky předního kola, která dělí styčnou plochu na dvě poloviny, zlepšuje stabilitu vedení pneumatiky a tlumí boční kmitání. Nízkotlaké pneumatiky větších rozměrů u verze ZA zajišťují schopnost provozu na travnatých drahách s nízkou únosností. Neřízená, volně otočná příďová podvozková noha má maximální vychýlení $\pm 60^\circ$. Umožňuje zatačení použitím rozdílného tlaku v levé či pravé brzdě hlavních kol. Je opatřena tlumičem bočních kmitů (shimmy) a systémem, který srovnává kolo v nezátíženém stavu do směru podélné osy letounu.

Pružení všech tří podvozkových noh vyvozuje stlačený technický dusík, tlumení je zajištěno hydraulickým odporem tlumicí kapaliny.



Obrázek 10: Příďový a hlavní podvozek L-39 je výrobek Technometry Radotín

Podvozek je opatřen světelnou (na přístrojové desce) a mechanickou (ukazatele na křídle a před kabinou) signalizací polohy podvozkových noh.

Elektrické jištění blokuje funkci zasunutí podvozku při stání letounu na zemi. Předřová noha je v obou polohách jištěna mechanickými zámky, hlavní nohy jistí ve vysunuté poloze segmentové hydraulicky ovládané zámky, v zasunuté poloze mechanický systém.



Obrázek 11: *Indikace a ovladač podvozku*

Doba vysunutí podvozku je cca 8 s, doba zasunutí cca 9 s. Na pravém informačním table je pilotovi zeleně indikován "TLAK V 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.

Zelená kontrolka vpravo dole indikuje vysunuté brzdící štíty.

Hydraulická soustava

Hydraulická soustava pracuje v hlavním okruhu s jmenovitým tlakem 15 MPa. Zdrojem tlaku je hydraulické čerpadlo s proměnnou dodávkou, napájající pracovní obvody zasouvání podvozku, ovládání vztlačových klapek, aerodynamických brzd, brzd podvozku a vysouvání náporové turbíny záložního elektrického zdroje. Nezávislými obvody jsou nouzový obvod a přetlakování hydraulické nádrže vzduchem. Systém s konstantním tlakem umožňuje nezávislé řazení hydraulických funkcí - a to i několika současně. V normálním provozu lze ovládat všechny funkce z obou pilotních prostorů, ale ovládání ze zadní kabiny instruktora má přednost. Při nouzových operacích tato priorita odpadá.

Obvod přistávacího zařízení se skládá ze samostatných větví ovládání podvozku a podvozkových dvířek vzájemně spojených elektrickou vazbou. Podvozkové šachty se příslušnými dvířky uzavírají jak při vysunutém, tak i zasunutém podvozku, což zabraňuje znečištění propstoru podvozkových šachet. V případě nouzového vysunutí podvozku zůstávají podvozkové kryty v otevřené poloze.

Obvod vztlačových klapek zajišťuje jejich polohu pro let, vzlet a přistání. Synchronizace pravých a levých klapek je mechanická. Vztlačové klapky - jsou-li vychýleny, se zasouvají automaticky při překročení rychlosti 310 km/h. Mechanicky synchronizovanou dvojici aerodynamických brzd, se společným pracovním válcem, ovládá osádka spínači na plynových pákách. Aerodynamické brzdy se automaticky vysunou při dosažení rychlosti letu odpovídající $M = 0,78$.

Obvod diskových brzd kol hlavního podvozku pracuje se jmenovitým plynule regulovatelným tlakem 0,2 - 3,3 MPa. Ručně je tlak nastavován páčkou na řídicí páce společně pro obě brzdy. Při vychýlení pedálů nožního řízení se rozdělí ručně zvolený tlak úměrně s vyšlápnutím do samostatných okruhů levé a pravé brzdy. Při nadzdvižení příďového kola brždění není možné. Během zasouvání jsou kola automaticky zabrzděna. Zablkování kola při normálním brždění brání protismykové zařízení, které uvolní tlak kapaliny v blokujícím kole.

Obvod vysouvání a zasouvání náporové turbíny V-910 vysouvá tento agregát automaticky při poklesu napětí hlavního elektrického okruhu. Automaticky jej zasouvá při dotyku příďového podvozku se zemí, případně při nouzovém zasunutí podvozku a obnovení napětí hlavního zdroje.



Obrázek 12: Zástavba hydraulické nádrže

Nouzový obvod má zdroj tlaku v pístovém hydraulickém akumulátoru. Ručně jím lze ovládat vysunutí podvozku s trvalým otevřením krytů, vychýlení klapek do přistávací polohy, vyklopení náporové turbíny, brždění obou kol bez možnosti diferencování a parkovací brzdu z přední kabiny.

Tento obvod lze v případě selhání palubního čerpadla a potřeby dalších hydraulických funkcí propojit s hlavním obvodem a částečně obnovit zdroj tlaku v hlavním obvodu (např. pro potřebu zasunutí podvozku před vynuceným přistáním na břicho).

Vzduchový obvod hydraulického systému zajišťuje trvalý přetlak hydraulické nádrže a dokonalou práci palubního čerpadla ve všech výškách letu. Stlačený vzduch je odebírán z kompresoru motoru AI-25TL a je redukován po pročištění a dehydraci na výstupní tlak 0,15 MPa. V celém hydraulickém systému nejsou použity tlakové hadice, veškerý rozvod je proveden otočnými spoji o vyšší spolehlivosti.

Vzduchová soustava

Vzduchová soustava slouží pro tlakování těsnících hadic pilotních překrytů a čelního štítu. Zdrojem je dvoulitrová láhev stlačeného vzduchu pod tlakem 15 MPa.

Hermetizaci lze provést po mechanickém uzamčení zámků kabiny.

Elektrická soustava

Hlavním **zdrojem stejnosměrného elektrického napětí 28 V** je dynamo VG 7500Ja o jmenovitém výkonu 9 kW, umístěné na skříni pohonů na motoru. Záložním zdrojem elektrické energie je dynamo LUN 2117.02 s výstupním výkonem 3 kW poháněné náporovou turbínou V-910. Nouzovým zdrojem je palubní akumulátor typu 12 SAM-28 umístěný v levé části přídě trupu, který umožňuje autonomní provoz, tj. nastartování motoru bez připojení vnějšího zdroje, plní funkci filtru elektrického napětí a hradí vysoká špičková přetížení spotřebičů.

Pozemní zdroj lze připojit k letounu na levé zadní straně trupu. V síti jsou měniče k napájení spotřebičů **střídavým napětím 115 V a 3 x 36 V**. Jak ve stejnosměrné síti, tak i ve střídavé je při závadě některého z měničů zabezpečeno zálohování.

Elektrické vodiče, kterých je na jednom letounu použito takřka 10 000 m, jsou typu SYP s PVC izolací a polyamidovým obalem a jsou spojovány do svazků chráněných pogumovanou tkaninou.

Světelné a signalizační zařízení zahrnuje systém osvětlení palubních desek a bočních panelů, včetně jednotlivých přístrojů, s hlavním červeným a pomocným bílým světlem. Dále systém polohových světel, signalizační tabla nad palubními deskami a pojízďecí a přistávací světla. Tři polohová světla v barvách daných předpisy jsou na okrajových nádržích a na koncovém oblouku svislé ocasní plochy. Lze je užívat ve třech stupních intenzity a to trvale či zábleskově.

Světelná signalizace v každém pilotním prostoru obsahuje soubor obdélníkových světel barvy červené, žluté a zelené a tvoří tzv. informační a havarijní tablu. Blikající signálky sdružené informační a havarijní signalizace nad palubními deskami oznamují spolu se slovním popisem nebo symbolem v jejich obdélníkových odpovídající závalu či informaci.

Pojízďecí a přistávací světla jsou tvořena dvojicí reflektorů ve špičkách koncových nádrží, jsou vybavena usměrňovacími mřížkami, které zabraňují oslnění osádky. Na každé podvozkové noze je ještě bílé světlo, umožňující v nočním provozu pozemnímu personálu ověřit správné vysunutí podvozku pouhým pohledem.

Panel ovládání elektrického spouštění motoru je na levém stolku pilotních kabin před plynovou pákou.



Obrázek 13: *Panel elektrického spouštění motoru*

Součástí elektrického systému je i ovládání vysunutí a zasunutí podvozku (normálně i nouzově), vztlačových klapek a aerodynamických brzd. Dalšími ovládacími prvky je pak řízení podélného a příčného vyvažování letounu, dále odblokování brzd kol, výškové nastavení sedaček a veškerého ovládání výzbroje.

Palivová soustava

Palivová soustava zajišťuje dodávku paliva - leteckého petroleje - do motoru AI-25TL a ke generátoru vzduchu Safír 5.

Soustava obsahuje následující nádrže:

- pět propojených gumových nádrží ve střední části trupu o celkovém objemu 1 160 litrů,
- dvě koncové nádrže na křídlech s kapacitou po 100 litrech,
- na vnitřní závěsníky křídla lze umístit přídatné palivové nádrže po 150 nebo 350 litrech.

Trupové, koncové a přídatné nádrže mají vlastní plnicí otvory. Nádrž č. 5 je vybavena čerpadlem dodávajícím palivo pod tlakem jak pohonné jednotce, tak Safíru 5.

Pomocná nádrž, tzv. palivový akumulátor, o objemu 10 litrů, dodává palivo tlakem vzduchu pohonné jednotce při nulových a záporných násobcích.

Dodávka paliva z koncových a přídatných nádrží je zajištěna přetlakem vzduchu o velikosti 39,4 až 49 kPa. Za letu se nejprve odčerpává část paliva z trupových nádrží, pak se přečerpává z přídatných a koncových nádrží do trupových. Pořadí odčerpávání řídí membránový ventil. Hlavní nádrže jsou odvětrávány drenážním potrubím.

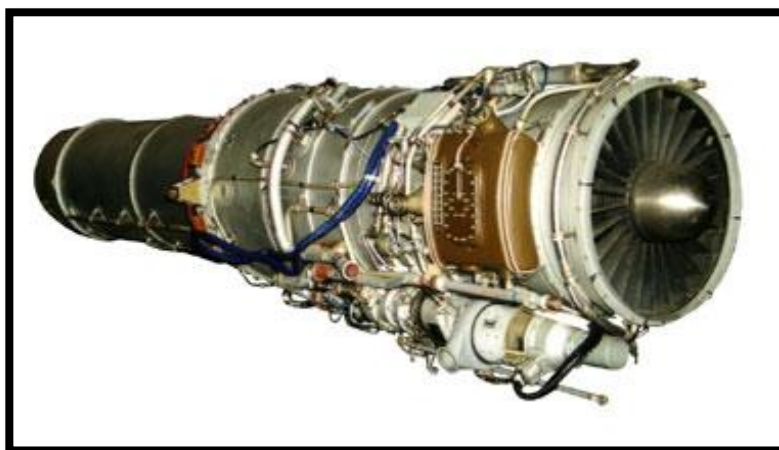
Za letu je pilotovi červenou blikající signálkou na havarijním tablu signalizován stav paliva nižší než 150 kg. Na levém - havarijním tablu se rozsvítí nápis "**150 KG PALIVA**". Tato zásoba vystačí na cca 10 minut letu při nominálním tahu motoru.

Pohonná jednotka

Letoun pohání dvouproudový motor AI-25TL s dvouhřídelovým uspořádáním o maximálním tahu 16,87 kN s 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 je tvořen pevným vstupním ústrojím, axiálním kompresorem, skříň pohonů s rozdělovacím tělesem, prstencovou spalovací komorou a axiální plynovou turbínou. Součástí motoru je dále směšovací komora, prodlužovací roura a výstupní tryska.



Obrázek 14: Motor AI-25TL

Celek kompresoru se skládá z nízkotlakého na jedné hřídeli a vysokotlakého kompresoru na druhé hřídeli.

Nízkotlaký kompresor (NTK) je třístupňový a patří k němu vstupní usměrňovací ústrojí s lopatkami vyhřívaným i vzduchem odebíraným za devátým stupněm vysokotlakého kompresoru. Základem je rotor bubno-diskové konstrukce s plnými lopatkami a stator s obdobnými lopatkami usměrňovacích těles.

Devítistupňový vysokotlaký kompresor (VTK) se vstupním usměrňovacím ústrojím s nastavitelnými lopatkami a automatickou fixací polohy nastavení propouštění, má rotor obdobné konstrukce jako NTK, stator a ventily odpouštění vzduchu za 3. a 5. stupněm kompresoru. Vnější plášť VTK tvoří vnitřní povrch druhého vzduchového proudu. Za VTK se odebírá vzduch pro přetlakování kabiny, pro klimatizační soustavu a pro odledování motoru a samostatné odledování náběžných hran vstupů vzduchu do motoru (vnitřně) a čelního štítu kabiny (zvenku).

Mezi NTK a VTK je umístěna skříň pohonů, která svou polohou rozděluje proud vzduchu do obou proudů a slouží k umístění agregátů s náhony a k uložení ložisek hřídelí kompresorů. Hlavní náhony jsou ve spodní části rozdělovacího tělesa a jsou propojeny mechanickými převody s hřídelí rotoru VTK.

Spalovací komora má plamenec prstencového typu s dvanácti hlaviciemi, hlavní palivové trysky jsou odstředivé, jednokanálové.

Turbína je reakční, třístupňová. První stupeň turbíny pohání vysokotlaký kompresor na stejné hřídeli a má lopatky statoru i rotoru chlazený sekundárním vzduchem, odebíraným ze spalovací komory. Druhý a třetí stupeň turbíny pohání nízkotlaký kompresor. Smysl otáčení rotorů je doleva při pohledu od výstupní trysky.

Palivová soustava motoru se skládá z nízkotlaké, vysokotlaké a spouštěcí části. Při spouštění motoru se rotor VTK roztáčí vzduchovým startérem SV-25TL, k němuž je vzduch přiváděn od generátoru Safír 5.

Olejová soustava motoru je cirkulační uzavřená, tlaková a autonomní. Množství oleje v nádrži (přípustné pro let) musí být v rozsahu 7,5 - 4,5 litru. Olejová soustava umožňuje let se záporným násobkem po dobu 20 s, s nulovým násobkem po dobu 5 s.

Automatický regulátor teploty výstupních plynů slouží k ochraně motoru před přehřátím lopatek turbíny. Za letu i na zemi signalizuje dosažení teploty výstupních plynů 700°C za turbínou, při dalším zvýšení na 730°C tuto hodnotu opět signalizuje. Na zemi navíc automaticky zastaví motor.

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.

Safír 5 je konstrukčně tvořen jednostupňovým radiálním kompresorem, prstencovou spalovací komorou, dvoustupňovou axiální turbínou, výstupní tryskou, difuzorem s odpouštěcím ventilem a protipulzačním ventilem. Spaliny jsou zahnutou výtakovou rourou vyvedeny pod letoun.

Nominální otáčky rotoru jsou 50 500 ot/min při spotřebě paliva 50 kg/hod, potřeba odebíraného vzduchu činí 0,4 kg/s. Generátor Safír 5 má hmotnost 33 kg a jeho provoz je možný v rozsahu teplot od -40°C do +60°C.

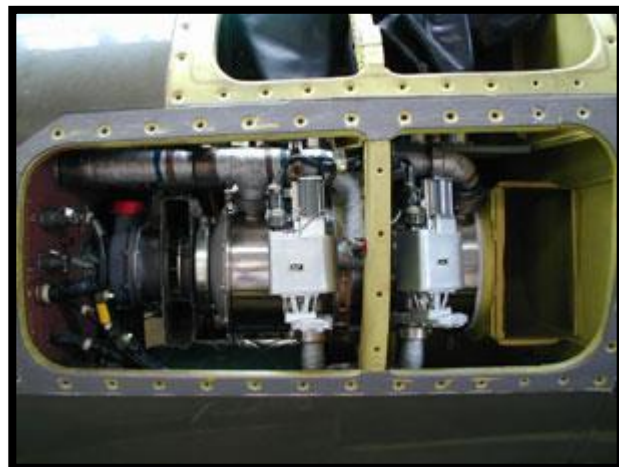
Generátor se spouští elektrickým startérem, palivo z letounového palivového okruhu se přivádí do vlastního palivového systému. Olejová soustava je rovněž autonomní.

Protipožární vybavení motoru je soustředěno v motorovém prostoru - obsahuje systém signalizace se šesti hlásiči na motoru a draku a hasicí přístroj se směsí „7" nebo Freon 114 B2, rozprašovanou dvěma kolektory. Jedním kruhovým kolem vstupního ústrojí motoru a druhým podélným pod motorem. Láhev s hasicí směsí je umístěna před požární přepážkou.

Klimatizační soustava

Klimatizační soustava zajišťuje optimální životní podmínky v pilotní kabině po celou dobu letu. Kabina je přitom hermetická, ventilačního typu. Vzduch pro klimatizaci kabiny je odebírán za posledním stupněm vysokotlakého kompresoru motoru.

Horký vzduch je přiváděn potrubím teplé větve přes vzduchový filtr a omezovač průtočného množství k turbochladicí jednotce (TCHJ), ve které se tlak a teplota vzduchu snižuje a k regulačním šoupátkům. Tyto elementy soustavy jsou vestavěny zčásti v motorovém prostoru, zčásti i před požární přepážkou.



Obrázek 15: Zástavba turbochladicí jednotky

Teplota vzduchu v kabině, sprchách a ventilačních oblecích je upravována připouštěním horkého stlačeného vzduchu do studeného vyexpandovaného vzduchu z TCHJ v příslušné větvi. Pilot může přednastavit požadovanou teplotu v kabině v rozmezí +10° až +25°C, ve vzduchových sprchách a oblecích +10° až +80°C a automatický regulátor teploty udržuje nastavené hodnoty.

Za TCHJ je teplota udržována v létě na hodnotě +3°C, v zimě na +8°C. V potrubí klimatizace za TCHJ je umístěn odlučovač vody a tlumič hluku.

Přetlak v hermetizované kabině automaticky udržuje regulátor přetlaku, který řídí přetlak odpouštěním vzduchu dodávaného soustavou klimatizace. Do výšky letu 2000 m není kabina přetlakována, od této hladiny až do 7000 m přetlak zvolna narůstá na maximální hodnotu 170 ± 10 mm Hg. Na této hodnotě je udržován až do výšky praktického dostupu. Vzestup nebo pokles přetlaku za nebezpečnou hranici je signalizován a je jištěn pojistným ventilem.

Kyslíková soustava

Kyslíková soustava, napájená plynným lékařským kyslíkem, zajišťuje životní podmínky a zvyšuje bezpečnost osádky ve velkých výškách. Umožňuje nácvik výškových letů v úplné výškové výstroji, tj. kompenzačním oděvu a hermetické přilbě.

V zadní kabině instruktora je však možno použít pouze samotnou kyslíkovou masku. Do dýchací kyslíkové soustavy lze zahrnout i přístroj uložený v padáku, určený k použití v případě nouze.

Vybavení letounu L-39 umožňuje použití i tzv. anti-g obleků s automatickou regulací.

Rádiovybavení

Rádiovybavení tvoří radiokomunikační, radionavigační a identifikační zařízení.

VKV/UKV radiostanice R-832M slouží k oboustrannému spojení mezi letouny a letounem se zemí. Je vestavěna v pravé části příďe trupu. Její dvoupásmová anténa je ukryta pod laminátovým krytem oblouku svislé ocasní plochy. Ke vzájemné komunikaci osádky slouží palubní telefon SPU-9.

Navigační a přistávací systém RSBN-5S ze souboru radionavigačního vybavení (radiotechnický systém blízké navigace) zajišťuje spolu s pozemními navigačními a přistávacími radiomajáky řešení navigačních úloh, přibližovacího a přistávacího manévru. Trvale a nepřetržitě informuje pilota, v polárních souřadnicích, o

poloze letounu vzhledem k letišti. Umožňuje přístrojové přiblížení letounu k letišti a optimální dokončení přistání po sestupové přímce.

Systém dokáže vypočítat polohu letounu i v autonomním režimu bez vzájemného spojení s pozemním radiomajákem.

Převážná část bloků systémů je zastavěna před požární přepážkou ve střední části trupu. Dvě antény systému jsou štěrbinového typu. Jedna z antén vykrývá zadní polosféru a je umístěna na SOP nad směrovým kormidlem - druhá, vykrývající přední polosféru, je pod laminátovým krytem špičky přídě. Obě antény se přepínají v závislosti na kvalitě přijímaného signálu. Systém pracuje také s údaji samostatných snímačů výšky, rychlosti a kursu.

Radiokompas RKL-41 umožňuje odečítání kursového úhlu od radiostanice, na kterou je právě naladěn. Přijímač radiokompasu je umístěn vpravo v přídě trupu. Skrytá nesměrová anténa ve hřbetě trupu bezprostředně za kabinou je tvořena mosaznou sítkou zalaminovanou do dvoudílného dielektrického krytu. Směrová pevná anténa je ve spodní části trupu pod kabinou, zapuštěná v potahu a překrytá laminátovou deskou.

Radiovýškoměr RV-5 měří skutečnou výšku letu nad zemským povrchem v rozsahu od 0 do 750 m a signalizuje opticky (blikáním červeného nápisu "NEBEZPEČNÁ VÝŠKA" na levém tablu) a akusticky (do sluchátek pilota) sestup pod předem nastavenou výšku letu. Přijímač - vysílač, tvořící jeden blok a je vestavěn na levé straně trupu pod podlahou kabiny. Trychtýřové antény radiovýškoměru jsou umístěny ve spodní části trupu; vpředu je přijímací, za ní vysílací.

Přijímač návěstidla MRP-56PS signalizuje okamžik přeletu letounu nad pozemním návěstným radiomajákem rozsvícením signalizačního světla „MARKER" na pravém informačním tablu a zvukovým signálem ve sluchátkách. Vlastní přístroj je u verze C umístěn vedle radiovýškoměru s anténou ve spodní části trupu, u verze ZA je - včetně antény - přemístěn do zadní části trupu.

Systém povelového řízení SDU-L39 představuje malý analogový počítač, na jehož vstupy jsou přiváděny informace z RSBN, gyromagnetického kompasu a gyroskopických snímačů polohy. Po zhodnocení dat počítačem dostává pilot v přistávacím režimu povelovou informaci o tom, jakým směrem má vést letoun pro navedení na optimální trajektorii přistání. Indikace je integrována do ukazatele umělého horizontu. Zařízení bylo zpočátku montováno do letounů pro SSSR, později bylo instalováno i na Albatrosech československého letectva.



Obrázek 16: Způsob indikace zařízení SDU na ukazateli umělého horizontu

Identifikační zařízení 020 (SRO) slouží k rychlému a bezpečnému určení vlastních letounů. Hlavní blok je umístěn v přídi trupu, ovládací skříňka nad pravým stolkem přední kabiny. Celkem osm antén je rozmístěno na konci trupu nad výtokovou tryskou pod laminátovým krytem u kořene odtokové hrany směrovky, v okrajových vřetenech koncových nádrží a na viditelném místě pod špičkou přídě.

Výzbroj

Výzbroj letounu slouží k výcviku bojových situací, u verze ZA umožňuje rozšířený zbraňový výcvik a také použití letounu jako lehkého bitevníku proti pozemním a vzdušným cílům.

Na L-39 je výzbroj umístěna na křídlových závěsnících, které jsou u verze C dva, u verzí ZO a ZA čtyři.

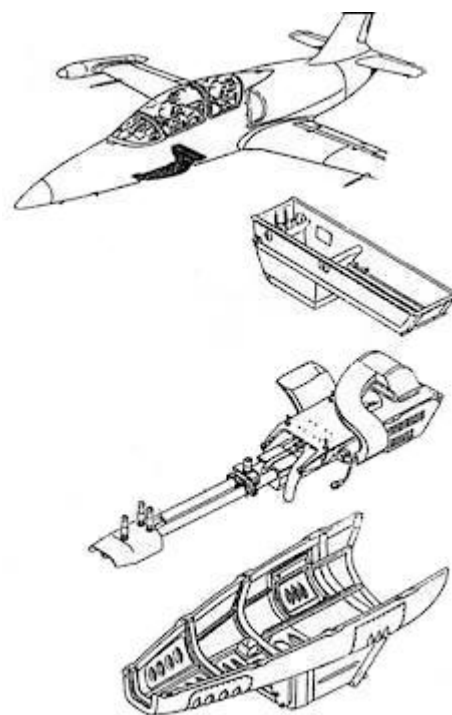
Nosnost závěsníků L-39C je pouze 125 kg. Verze ZO a ZA jsou vybaveny zesíleným křídlem s vyšší nosností - vnitřní závěsníky jsou dimenzovány na hmotnost 500 kg, vnější na 250 kg. U letounu ZA může být navíc umístěn pod trupem rychlopalný kanón.

Výzbroj umožňuje mířenou střelbu neřízenými raketami na pozemní cíle ze sestupného letu, odpal cvičných samonaváděcích raket při vzdušném boji s možností kontroly zásahů, mířené bombardování a pod. Dále je možné zaměřování cílů a fotostřelba na vzdušné a pozemní cíle fotokulometem.

Kanónová výzbroj - dvouhlavňový rychlopalný kanón GŠ-23 ráže 23 mm o kadenci 3000 až 3400 ran za minutu je namontován pod pilotními prostory. Centrálně zavěšený kanón o hmotnosti 46 kg je odnímatelný. Nábojová schránka na 150 nábojů v pásu je pod podlahami kabin. Kanón je zakryt dolů odklopným krytem, který zároveň slouží jako schránka na použité články pásu a ty se tak mohou opět použít.

Při vysunutí podvozku je střelba automaticky blokována, stejně tak i v letových režimech nepřípustných pro střelbu - potřebné údaje dodává snímač úhlu náběhu. Střelba není možná při nižší rychlosti než 350 km/hod, aby nedošlo k nasávání spalin při střelbě do motoru.

Oproti ostatním verzím má verze L-39ZA nerezový kryt předního podvozku. Další změnou je jiné umístění antény identifikačního zařízení SRO. Při umístění před krytem příďového podvozku v ose letounu trpěla prolétávajícími střelami a byla přemístěna na levou spodní stranu špičky trupu.



Obrázek 17: GŠ-23 na L-39ZA (odshora: schránka na náboje, vlastní kanón a aerodynamický kryt)

Na vnější závěsníky lze montovat i kontejnery s kulomety ráže 7,62 či 12,7 mm.

Raketová výzbroj je tvořena bloky UB-16-57U pro 32 raket S-5 různých verzí. Bloky se umísťují symetricky na vnější nebo případně všechny čtyři závěsníky. Je možná volba odpalu dvou, čtyř nebo všech raket z bloku.



Obrázek 18: Dva pohledy na raketové bloky UB-16 na závěsníku L-39



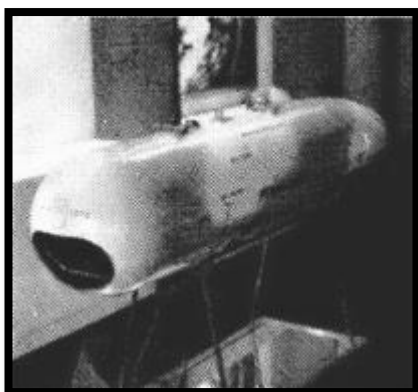
Obrázek 19: *Letoun L-39 na stojánce se dvěma bloky UB-16*

Bombardovací výbroj představuje čtyři pumy hmotnosti 50 - 250 kg nebo dvě pumy po 500 kg na vnitřních závěsnících, případně dvě pumy po 100 kg na vnějších závěsnících, kombinované s přídavnými nádržemi na závěsnících vnitřních. Na závěsnících lze použít i skupinových nosičů pum malé ráže.



Obrázek 20: *Kombinace pumy a 150 litrové nádrže*

Cvičná samonaváděcí raketová výbroj zahrnuje dvojici raket s vlastním vypouštěcím zařízením. Zachycení cíle raketou je signalizováno signálem ve sluchátkách.



Fotoprůzkumné vybavení, které používá letoun L-39 tvoří fotokontejner PFK-5, osazený celkem pěti kamerami řady AFA.

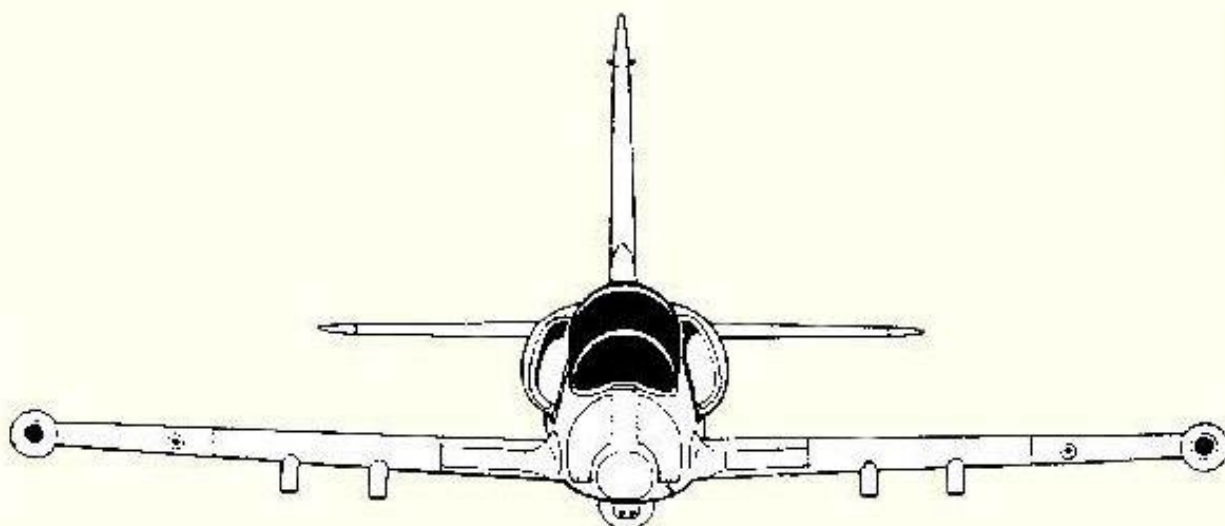
Letoun snímá terén pod různými úhly při letu ve výškách od 200 do 10 000 metrů.

Fotokontejner PFK-5 se upevňuje na levý vnitřní závěsník a používá se v kombinaci s přídavnou nádrží o objemu 350 litrů na pravém vnitřním závěsníku.

Obrázek 21: *Fotokontejner PFK-5*

Na následujícím schématu jsou kombinace podvěšené výbroje letounu verze L-39ZA jak je uváděly propagační materiály Aera Vodochody a vývozce letounu - podniku Omnipol.

(S výjimkou kanonu GŠ-23 a dvou variant se samonaváděcími raketami platí všechny tyto kombinace i pro verzi ZO.)


maximální nosnost závěsníků letounu L-39ZA (kg)

250

500

500

250



2 x samonaváděcí rakety









































2 x raketomety UB-16



4 x raketomety UB-16

2 x raketomety UB-16
2 x nádrže 150 litrů2 x raketomety UB-16
2 x nádrže 350 litrů2 x samonaváděcí rakety
2 x nádrže 350 litrů

		2 x raketomety UB-16 2 x pumy 100 kg		
		4 x pumy 250 kg		
		2 x pumy 500 kg		
		6 x pumy 100 kg		
		2 x pumy 100 kg		
		4 x pumy 100 kg		
		8 x pumy 50 kg		
		2 x pumy 250 kg 2 x nádrže 150 litrů		
		2 x pumy 100 kg 2 x nádrže 350 litrů		
		2 x nádrže 150 litrů		
		2 x nádrže 350 litrů		
		1 x nádrž 350 litrů 1 x fotokontejner		

Čtyřhlavňová elektrická výmětnice signálních světlic EKSR-46 je umístěna v zadní části trupu - napravo ve směru letu.

Světlice jsou odpalovány šikmo dolů



Obrázek 22: Blok signálních raket na boku trupu



Obrázek 23: Ovládání signálních raket na středním stolku L-39C (čtyři barevná tlačítka vlevo)

Zaměřovací a fotokontrolní vybavení letounu L-39 zahrnuje letecký gyroskopický zaměřovač ASP-3NMU-39Z se sklopným odrazným sklem. Slouží k zaměřování zbraní.

Fotokulomet FKP-2-2 umístěný na hlavicí zaměřovače je určen ke kontrole výsledků míření jak při ostré střelbě, tak i při nácviu - tzv. fotostřelbě. Pracuje s černobílým filmovým negativním materiálem šíře 35 mm (kinofilm).

Nápisy na letounu

Nápisy na sériových strojích se liší od nápisů na prototypech, většina nápisů a symbolů je univerzální, ale některé jsou použity jen na jedné verzi letounu - typicky jde například o výzbroj.

Nápisy na letounech L-39 jsou provedeny celkem v 5 jazycích: česky, rusky, anglicky, německy a rumunsky.

Soubor grafických znaků, určujících na povrchu letounu místa pro plnění provozními hmotami a pro technickou obsluhu byl vytvořen designérem Aera Vodochody Tomášem Skořepou.

Při návrhu byly využity symboly a barvy v letectvu již používané, ale byly vytvořeny také znaky zcela nové - dbalo se na to, aby byly obecně srozumitelné.

Soubor grafických znaků se povedl a proto ho přijali všichni zahraniční uživatelé L-39.

Barevné provedení znaků definuje druh media:

žlutá	palivo	modrá	kyslík
hnědá	olej	černá	vzduch
šedá	hydraulická kapalina		

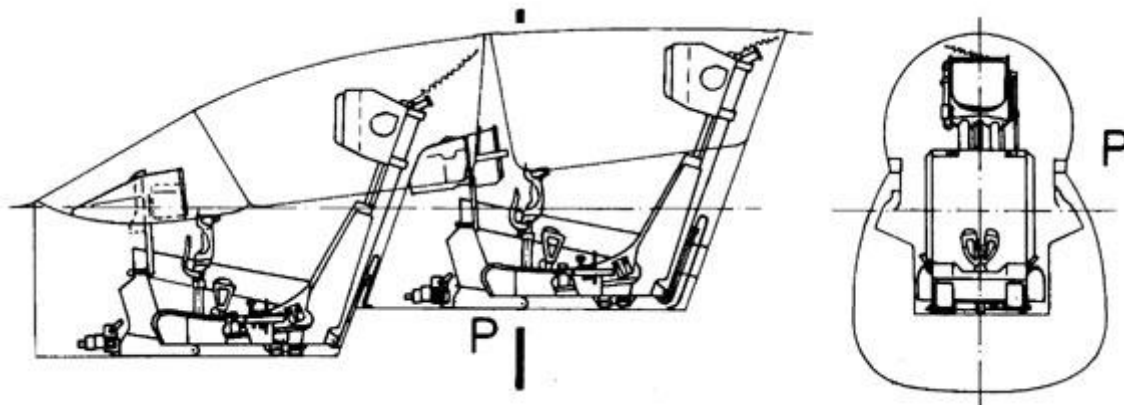
Všechny nápisy jsou vysoké 16 mm a jsou až na několik výjimek provedeny písmem podle ČSN 010460. Nápisy "**150 ATP**"(č.1) a "**50 ATP**" (č.90) jsou vysoké pouze 12 mm.

Symbols a nápisy jsou stříkány podle šablon přímo na kamuflážní barvu letounu. Barevné provedení nápisů a symbolů se může lišit podle kamufláže letounu.

PILOTNÍ KABINA L-39

Jestli se něco konstruktérům L-39 obzvlášť povedlo, pak je to rozhodně pilotní kabina. Její celkové uspořádání, ergonomie, barevné provedení a výhledy z obou kabin - to vše je i po více než 30 letech stále na velice vysoké úrovni.

Určitě bude správné věnovat pilotní kabině v rámci technického popisu letounu více prostoru.



Obrázek 24: Řez pilotním prostorem letounu L-39. Pro lepší výhled instruktora je zadní pilotní prostor o 220 mm výše než přední.

Jaký výhled má instruktor díky zvýšené zadní kabině je dobře vidět na následujících fotografiích, pořízených při přistávání letounu:



Nápisy na letounu

"Kabinová šed" s lehkým nádechem do zelena - matná
Celý interiér kabiny.



Středně šedá - matná (přibližně odstín 1110 dle ČSN 60 3067)
Levá část palubní desky obsahující letové a navigační přístroje.



Tmavě šedá - matná (přibližně odstín 1310 dle ČSN 60 3067)
Horní plochy bočních pultů a pravá část palubní desky s přístroji pro kontrolu motoru a draku.



Na prototypu X-07 byl nějaký čas ověřován nátěr ostrou světlou - "anilinovou" zelení, která se používala v kabinách sovětských vojenských letadel - viz obrázek vpravo z kabiny Mig-21.

Výsledky zřejmě nebyly tak přesvědčivé, aby se barevné schéma kabiny měnilo a do seriové výroby šla L-39 v provedení, které známe dnes.



Obrázek 25: Kabina Mig-21 s typickým sovětským odstínem kabiny



Jediný provozovatel, který používal Albatrosy s tímto barevným provedením kabiny bylo maďarské letectvo, které převzalo L-39ZO od NDR po spojení obou německých států.



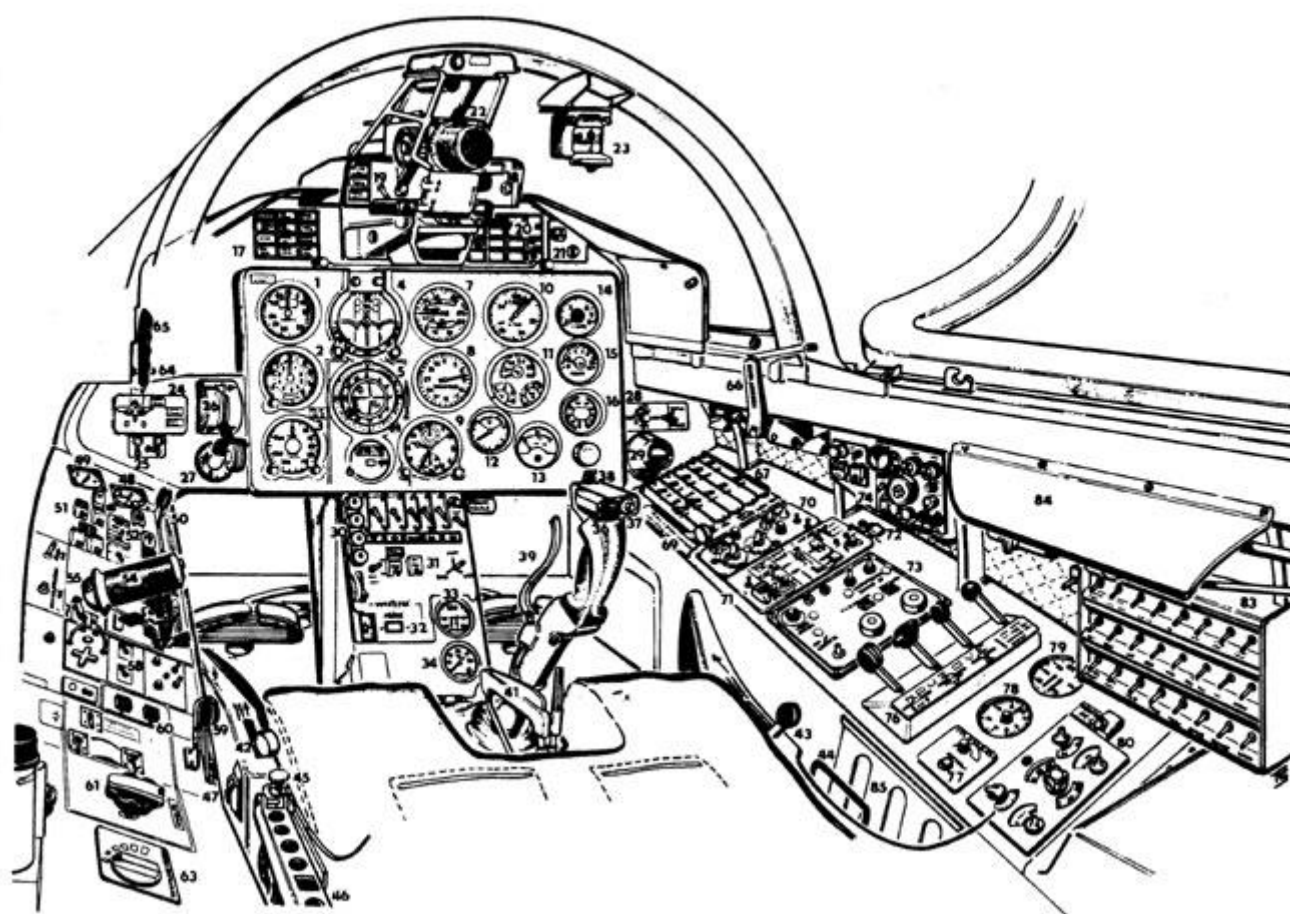
Obrázek 26: Kabina L-39ZO maďarského letectva

Přístrojové vybavení, umožňující let ve dne i v noci za normálních i zhoršených meteorologických podmínek, je uspořádáno na palubních deskách a bočních panelech (stolcích) tak, aby odpovídalo bojovým typům, na něž se po výcviku na L-39 přechází.

Úplné přístrojové vybavení je v obou pilotních prostorech - předním pro žáka, zadním pro instruktora. U některých přístrojů a funkcí existuje priorita ovládání ze zadní kabiny, aby instruktor mohl opravit případné chyby žáka. Ze zadní kabiny je možná i plná pilotáž, instruktor odtud může také imitovat chyby v přístrojích žáka.

Přístroje je možno rozdělit na letové, navigační, na přístroje pro kontrolu chodu motoru a pro kontrolu draku. Jejich uspořádání se ustálilo na určitých zvyklostech a ty jsou u L-39 plně respektovány.

Přední pilotní kabina



Obrázek 27: Interaktivní kresba přední kabiny L-39C

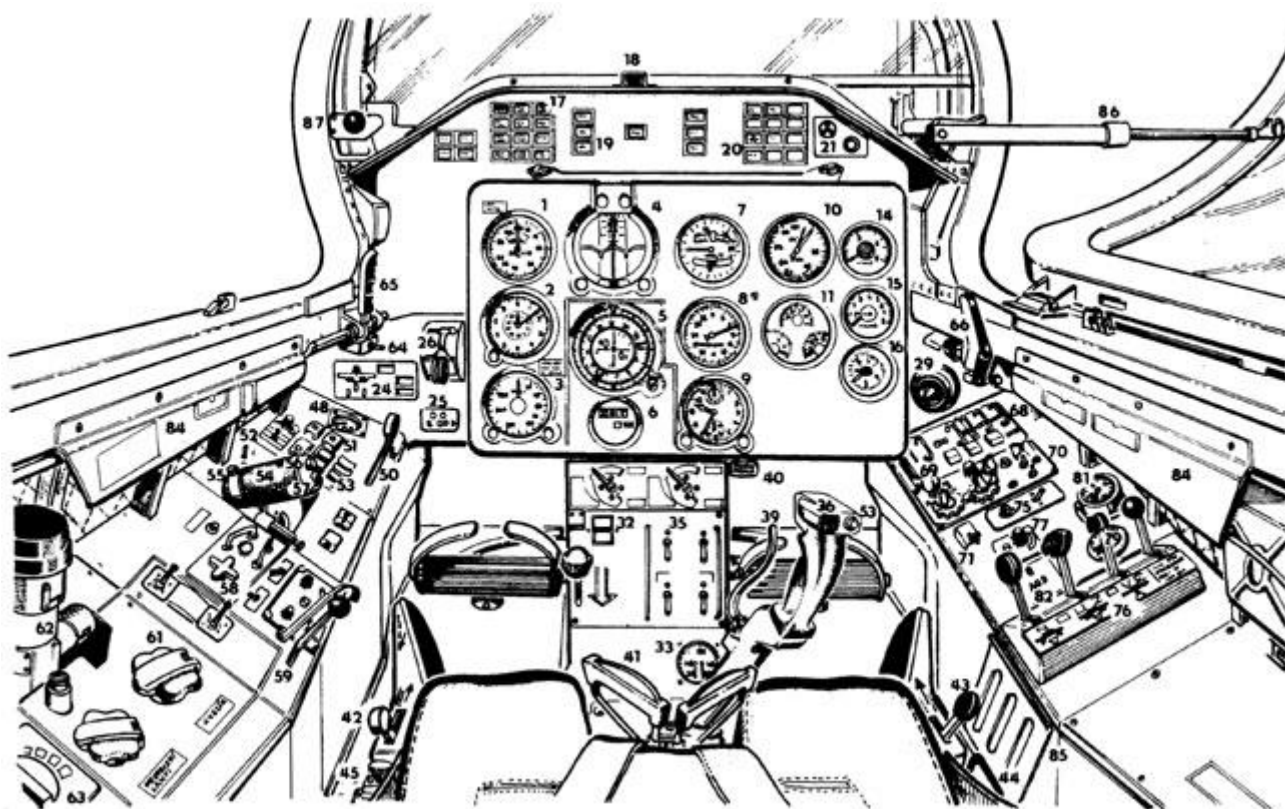
Legenda ke kresbám přední a zadní pilotní kabiny:

- 1) rychloměr - machmetr
- 2) výškoměr
- 3) radiovýškoměr
- 4) umělý horizont s povelovou indikací
- 5) navigační ukazatel systému RSBN-5 (Jiskra)
- 6) ukazatel vzdálenosti od radiomajáku RSBN
- 7) variometr-zatáčkoměr a příčný sklonoměr
- 8) radiokompas
- 9) palubní hodiny
- 10) otáčkoměr motoru
- 11) sdružený přístroj (tlak paliva, tlak a teplota oleje)
- 12) ukazatel přetlaku v kabině - kabinový výškoměr
- 13) ukazatel vibrací motoru
- 14) teploměr výstupních plynů
- 15) palivoměr
- 16) voltampérmetr
- 17) tablo světelných signalizátorů havarijních stavů

- 18) hlavní signalizátor havarijních stavů
- 19) panel zbraňových systémů
- 20) tablo světelných signalizátorů provozních stavů
- 21) korekce gyrocentrály
- 22) zaměřovač s fotokulometem
- 23) záložní kompas
- 24) polohoznak podvozku se signalizací
- 25) přepínač radiokompasu (vzdálená/blízká přívodní navigační stanice)
- 26) ovládání podvozku
- 27) akcelerometr (g-metr - indikátor kladného/záporného násobku)
- 28) panel ovládání klimatizace obleku
- 29) vzduchová sprcha
- 30) ovládání signálních raket
- 31) panel zbraňových systémů
- 32) signalizátor podélného a příčného vyvážení
- 33) dvouručičkový tlakoměr brzd
- 34) ukazatel tlaku nouzového ovládání brzd
- 35) ovladače zavedení chyb do přístrojů žaka
- 36) ovladač příčného a podélného vyvážení
- 37) tlačítko fotokulometu
- 38) krytka (pojistka) spouště zbraní
- 39) ovládání brzd hlavního podvozku
- 40) nastavení vzdálenosti pedálů nožního řízení
- 41) zdvojená rukověť katapultážního mechanismu
- 42) páka uvolnění upínacích pasů
- 43) páka rychlého odpoutání pasů od sedadla
- 44) ovládání pojistky, dovolující nouzovou katapultáž skrz překryt
- 45) ovladač seřízení sedadla podle váhy pilota
- 46) rychlospojka komunikací, kyslíku a dalšího vybavení mezi letounem a sedadlem
- 47) ovladač výškového přestavení sedadla
- 48) ukazatel kyslíkového dýchače
- 49) ukazatel přetlaku v přilbě výškového kompenzačního obleku
- 50) páka parkovací a nouzové brzdy
- 51) panel ovládání motoru
- 52) volba režimu a intenzity osvětlení přístrojů
- 53) tlačítkové ovladače vztakových klapků se signalizací polohy
- 54) páka ovládání připnutí motoru
- 55) tlačítko palubního telefonu (interkomu)
- 56) tlačítko radiostanice (vysílání)
- 57) tlačítkový ovladač aerodynamických brzd
- 58) panel ovládání radiostanice a interkomu
- 59) požární kohout
- 60) tlačítka ohřevu trubic rychloměrného systému
- 61) ovladače kyslíkové výstroje
- 62) ventil přetlakování obleku
- 63) regulace vzduchové ventilace obleku
- 64) přepínač světlometů (přistávání/pojíždění)
- 65) uzamykání překrytu
- 66) nouzový odhoz překrytu

- 67) hlavní elektrický rozvaděč
- 68) elektrický rozvaděč
- 69) páka hermetizace kabiny a připustí vzduchu do klimatizačního systému
- 70) ovládací skříňka radiokompasu
- 71) panel ovladačů záchranného a navigačního systému, klimatizace a polohových světel
- 72) ovladač odledování
- 73) panel radionavigačního systému RSBN-5
- 74) panel identifikačního zařízení SRO
- 75) panel RSBN-5
- 76) nouzové ovladače (podvozek, klapky, zál. el. zdroj a propojení hl. a zál. hydr. okruhu)
- 77) regulace jasu světelných signalizátorů s tlačítkem centrální kontroly
- 78) nastavení barometrického tlaku u systému RSBN
- 79) ukazatel tlaku hlavního a záložního okruhu hydraulické soustavy
- 80) panel ovladačů gyroskopického kompasu
- 81) korekční mechanismus gyrokompasu
- 82) dvířka pro kontrolu vysílače umělého horizontu
- 83) pomocný elektrický rozvaděč
- 84) ochranný kryt
- 85) držák mapy
- 86) teleskopická vzpěrka vymezující odklopení překrytu
- 87) táhlo ovládání clony („boudy“) pro nácvik letu podle přístrojů

Zadní kabina



Obrázek 28: Kresba zadní kabiny L-39C

Záchranný systém posádky



Vystřelovací sedadla VS-1BRI umožňují osádce opuštění letounu v rozsahu rychlostí od 150 km/h až do max. rychlosti 910 km/h ($M = 0,85$) a od nulové výšky až do výšky dostup, tj. 13 000 m.

Základní vývoj a koordinace prací na záchranném systému zajišťoval útvar vývoje Aero Vodochody, vlastní vystřelovací sedadlo řešil VZLÚ pod vedením Ing. J. Matějčka.

V době vývoje letounu L-39 byly na světě pouze čtyři země, které zvládly vývoj a sériovou výrobu vystřelovacích sedadel pro proudové letouny - Velká Británie, USA, SSSR, Švédsko a v roce 1964 se k nim jako pátá země připojilo Československo se sedadlem VS1-BRI s urychlovacím raketovým motorem.

Obrázek 29: Nevystrojené sedadlo VS1-BRI