



THE FIGHTER COLLECTION



Eagle Dynamics

DCS
L-39
ALBATROS



DCS: L-39 Albatros

Manuel de vol

Table des matières:

1. HISTORIQUE DU L-39C	8
Développement du L-39	8
Nouveau développement et modernisation du L-39	20
L-39ZO X-09	20
L-39ZA X-11	21
Avion école L-39C	23
Le L-39 dans les conflits locaux	26
Ère moderne	27
Équipes acrobatiques en L-39C	29
Modifications	33
2. VUE D'ENSEMBLE DE L'AVION	38
Description générale du L-39C	38
Conception	40
Cellule	42
Habitacle	45
Siège éjectable VS1-BRI	49
Système hydraulique	49
Système hydraulique des servitudes	50
Commandes de l'appareil	61
Commande des trims en place avant et arrière	63
Système de contrôle de l'environnement	65
Système de conditionnement d'air	66
Système d'alimentation en carburant	70
Ordre d'utilisation des réservoirs	71
Voyants indicateurs	73
Extincteurs feu moteur	73
DéTECTEURS et indicateurs du système incendie	74
Système d'extinction d'incendie	75
Dégivrage	77
Commande et voyants de dégivrage	78

MOTEUR AI-25TL.....	79
SPÉCIFICATIONS GÉNÉRALES, PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT ET DONNÉES PRINCIPALES.....	79
Spécifications principales et restrictions du moteur	91
Équipements de l'avion.....	92
Équipement électrique	92
Éclairage.....	101
HABITACLE DU L-39C.....	112
Habitacle avant.....	112
Tableau de bord	113
Banquette gauche	115
Banquette droite	117
Habitacle arrière	119
Tableau de bord	120
Banquette gauche	122
Banquette droite	124
Instruments.....	126
Instruments de vol et de navigation	126
VOL.....	163
Limites structurelles du L-39C.....	163
Préparation du démarrage moteur	165
Démarrage à froid	165
Mise en route	167
Après démarrage moteur.....	172
Préparation pour le roulage et le décollage.....	174
Tour de piste.....	175
Décollage.....	175
Décollage et atterrissage par vent traversier	185
Coupure moteur.....	185
Tour de piste.....	186
Votige	187
Informations générales	187

Comportement de l'avion aux vitesses minimales	188
Vrille	189
Utilisation de l'équipement RSBN-5S ("ISKRA-K") pour le vol et la navigation	190
MODE « NAVIG » (NAVIGATION)	190
Percée et Finale en utilisant le système RSBN-5S (Iskra-K)	192
Utilisation du RKL-41 pour l'approche du terrain	196
UTILISATION EN COMBAT	199
Armement de l'avion	199
Bombes	199
Armes non guidées	200
Missiles	201
Commandes et signalisation de l'armement dans l'habitacle avant	203
Commandes et signalisation de l'armement dans l'habitacle arrière	204
Équipement de visée et de photo	205
Fusées de signalisation ESKR-46	209
Préparation pré-vol de l'attaque de cibles au sol	211
Calcul de la taille de cible fictive	211
Largage des bombes	212
Tir des roquettes	216
Utilisation en combat aérien	219
.....	223
L-39ZA	224
Introduction	224
Description générale de l'appareil	224
Limitations opérationnelles	227
Équipement habitacles	228
Habitacle avant	228
Habitacle arrière	234
Moteur et systèmes de l'avion	235
Système carburant	235
Système PT-12 de protection contre la surchauffe moteur	239

Équipement de l'avion	239
Armement et utilisation au combat.....	241
Armement de l'avion.....	241
Équipement de bombardement	241
Armement en roquettes	246
Armement en missiles.....	247
Canon GS-23L.....	249
Nacelle de mitrailleuses PK-3.....	251
Commandes et signalisation armement dans l'habitacle avant.....	254
Panneau d'armement.....	254
Panneau central	255
Panneau de commande R-3S, R-60 et GS-23.....	256
Panneau des voyants.....	256
Largage des bombes	257
Tir des roquettes	260
Missiles Air-Air	263
Tir au canon GS-23 sur les cibles au sol.....	266
Tir aux mitrailleuses en nacelle PK-3 sur les cibles au sol.....	269
PROCÉDURES D'URGENCE	274
Panne de moteur	274
Redémarrage moteur en vol.....	274
Changement spontané ou blocage du régime moteur	275
Feu moteur	277
Poussée moteur	277
Panne des trains d'atterrissage (Sortie de secours des trains)	278
Panne ADI	278
Panne GMK-1AE.....	279
Non extension des volets.....	279
Baisse de pression huile moteur.....	280
Panne du système Pitot.....	280
Bingo Fuel	281

Panne du générateur principal	282
Panne des générateurs principal et de secours	282
Destruction de la verrière	283
Fumée – Dépressurisation habitacle	283
Atterrissage forcé	283
Atterrissage en vol plané	284
Atterrissage en vol plané sur le ventre	285
Vitesses typiques en palier	289
Plafond opérationnel	290
Maniabilité de l'avion	290
Équilibre de l'avion en vol horizontal	290
SUPPLÉMENTS	293
Données des terrains d'atterrissages (Caucase)	293
Données des terrains d'atterrissage (NTTR)	294
Sources	295
Eagle Dynamics	296
Gestion	296
Programmeurs	296
Artistes	297
Son	297
Assurance Qualité	297
Support scientifique	298
IT et support clients	298
Localisation	298
Équipe testeurs	298
Crédits : Traduction française	300
Remerciements	300

HISTORIQUE



1. HISTORIQUE DU L-39C

Développement du L-39

Le développement et la production d'avions furent toujours des tâches prioritaires dans les pays occupant le devant de la scène internationale. Il existe cependant de petits pays qui développèrent des avions ayant pris une place honorable dans l'histoire de l'aviation. L'un d'eux est la Tchécoslovaquie. Le 1er janvier 1993, le pays se divisa pacifiquement entre la République tchèque et la Slovaquie. Un des choix fait par l'industrie de l'aviation fut la construction d'avions d'entraînement à réaction. Le L-39 "Albatros" devint l'un des jets d'entraînement les plus produits, prenant la 4ème place dans le monde après le T-33 Américain, le MIG-15UTI Soviétique et son compatriote le L-29 "Dolphin".



Figure 1 : L-29 "Dolphin"

Développé en 1956 le L-29 "Dolphin" remporta la compétition des avions d'entraînement à réaction des pays du pacte de Varsovie. Il marqua une nouvelle ère dans la formation des pilotes, étant très facile à piloter, robuste et peu exigeant en maintenance. Cependant, cet avion présente plusieurs inconvénients et des tentatives d'amélioration montrèrent qu'il avait un potentiel de modernisation limité. En plus de l'évolution rapide de l'aviation, de nouvelles exigences apparurent dans la formation des jeunes pilotes. Il existait donc un besoin pour un nouvel avion d'entraînement à réaction.

Le ministère de la défense nationale (MND) de la Tchécoslovaquie commanda officiellement l'avion. Il commença à émettre les spécifications techniques en 1963. Le travail fut fait en collaboration avec le principal client, le Ministère de la Défense de l'Union Soviétique. Il fallut en particulier conserver les qualités du L-29 et augmenter le rapport poids-poussée et la fiabilité dans les opérations sur pistes non revêtues. Il fut spécifié que la vitesse maximale ne devrait pas dépasser 700 km/h. Une attention particulière fut portée aux habitacles des élèves et des moniteurs qui devraient être similaires à ceux des avions de combat.

Cette tâche fut confiée à l'équipe de l'Institut de recherche aéronautique de Letnany LVÚ, (maintenant Institut de recherche et d'essais aéronautiques, c.a.d.-VZLÚ) dirigée par le constructeur principal Jan Vlček. Karel Dlouhý étant le concepteur en chef du projet.

Le 15 juillet 1964, les spécifications finales du nouvel avion à réaction furent prêtes et son nom L-39 "Albatros" approuvé. Après un an et demi de travail, toutes les activités d'études furent transférées à "Aero Vodochody", où Jan Vlček déménagea avec son équipe.

Dès le début, Jan Vlček choisit un système à voilure classique cantilever avec train d'atterrissage tricycle rétractable et avec le moniteur à l'arrière de l'élève dans un habitacle en tandem. Une aile trapézoïdale fut choisie et il fut décidé d'équiper le L-39C d'un train d'atterrissage renforcé, ce qui est assez habituel pour les avions d'entraînement. Pour protéger le moteur de l'ingestion d'objets divers, les entrées d'air furent situées des deux côtés du fuselage au dessus de l'aile. Pour former les élèves à l'utilisation des armes, deux points d'emports peuvent être installés. La maintenance au sol de l'avion fut bien pensée, en particulier, la taille et l'emplacement judicieusement choisis des diverses trappes d'inspection pour faciliter autant que possible l'entretien au sol.

Beaucoup d'attention fut porté au choix de la motorisation. Pour la fiabilité, deux moteurs étaient nécessaires, mais cela conduisait à une augmentation de poids et de consommation de carburant. Ces désavantages convainquirent le concepteur en chef qu'un moteur serait suffisant, compte tenu notamment de la fiabilité accrue des moteurs à réaction. Il fut donc prévu d'installer le M-270 Tchèque de 2500 kgf de poussée, que fabriquait l'usine "Motorlet" de Prague. Les Soviétiques insistèrent pour l'installation du AI-25 de 1450 kgf de poussée, qui était en phase finale de développement dans le bureau de conception "Progress" (situé à Zaporozhje) dirigé par A.G. Ivchenko. En fin de compte l'AI-25 fut choisi, parce que le moteur de Prague était un peu trop puissant pour un avion d'entraînement léger. De plus, après les tests en usine, il apparut évident que le développement opérationnel de ce moteur ne pourrait pas être terminé rapidement.

Au cours de 1964-66, des modèles à l'échelle 1/4, 1/5 et 1/25 furent testés dans les souffleries du LVÚ. Sur la base de ces résultats, la forme de l'aile, la configuration des entrées d'air et d'autres divers composants furent finalisés. En février 1967 la maquette en bois de l'avion était prête et le comité de prototypage commença à travailler.

La même année, le modèle fabriqué à Letňany fut testé dans les souffleries «TsAGI» (Central Aerohydrodynamic Institute) à haute vitesse à proximité de Moscou. Des essais analogues se poursuivirent en Tchécoslovaquie. À la fin de 1968, tous les essais aérodynamiques furent terminés.



Figure 2 : modèle L-39, échelle 1

Dans l'intervalle, à l'usine "Motorlet" se préparait la production sous licence du moteur soviétique dont le nom local était AI-21W (W - "Walter"). Au début, la production d'un petit lot de ces moteurs fut décidée. Plusieurs unités de ce lot furent testées en statique à Prague et sur un laboratoire volant Il-28 au LVÚ. Comme l'AI-25 initial ne produisait pas la poussée suffisante, les ingénieurs tchèques commencèrent sa modernisation. Bientôt la décision fut prise d'équiper tous les avions produits en série du moteur amélioré AI-25TL de 1720 kgf de poussée, produit par Zaporozhye Engine Plant (maintenant la société par actions "Motor Sich").

Le siège éjectable VS-1, développé au LVÚ par Jiří Matějček, devait être installé sur l'avion. En plus du mécanisme d'éjection, il devait être équipé d'un propulseur fusée permettant l'éjection au sol. En 1967, les concepteurs fabriquèrent plusieurs prototypes de sièges et commencèrent les essais au sol. L'année suivante, ils fabriquèrent plusieurs prototypes de sièges éjectables VS-1B sans le propulseur fusée, son développement étant retardé. Ces sièges furent toutefois testés sur le laboratoire volant MiG-15UTI. Environ 50 éjections furent réalisées montrant que le pilote pouvait en toute sécurité quitter l'avion à des altitudes supérieures à 300 m, et que le siège pourrait être utilisé sur les premiers prototypes L-39C. En outre divers systèmes du L-39C furent également testés.

Pour les essais, il fut décidé de construire 7 prototypes L-39C simultanément. Cinq d'entre eux ; les X-02, X-03, X-05, X-06, X-07 destinés aux essais en vol, tandis que les X-01 et X-04 servaient aux essais statiques et de fatigue. "Aero Vodochody" était la principale usine en charge du nez, de la section médiane du fuselage et de l'assemblage. L'usine "Let" à Kunovice produisait les ailes et "Rudy Lelov" à Prague était responsable d'une partie de la queue et de l'empennage.



Figure 3 : prototype X-02

Au printemps 1968 La cellule du prototype X-02 était prête. Vers le milieu de l'automne, tous les équipements et systèmes nécessaires étaient montés sur le X-02. L'AI-25W fut installé en raison du retard du moteur AI-25TL. Le 25 octobre 1968, l'avion sortit des chaînes pour la première fois. Les essais au sol commencèrent à l'aérodrome de l'usine, où une attention particulière fut accordée au fonctionnement du moteur, du train d'atterrissage, du système de commande et aux systèmes mécaniques des ailes. Les essais furent réalisés par le pilote en chef d'Aero Vodochody, Rudolf Duchoň. Le 28 octobre 1968 l'avion accéléra trois fois jusqu'à 175 km/h, avec soulèvement du train avant. Le pilote nota le bon comportement de l'avion, l'efficacité des freins et une vue étonnamment bonne depuis le poste de pilotage.

Après avoir réglé plusieurs petits problèmes le L-39C fut préparé pour le premier vol. L'avion portait l'immatriculation civile OK-32 sur le fuselage (plus tard changée en OK-180). Le 4 novembre 1968 Duchoň prit l'air pour la première fois. Le décollage eut lieu sans volets, leur efficacité fut évaluée à une altitude de 1000m et le pilote estima qu'avec les volets sortis l'avion tenait l'air à une vitesse de seulement 160 km/h. Lors du premier vol, les aérofreins, la rentrée et la sortie du train d'atterrissage et le comportement du moteur dans différents modes furent testés. L'avion atterrit avec les volets en position de décollage. Le vol dura 35 min.



Figure 4 : Le prototype X-02 à l'atterrissage après le premier vol d'essai

Littéralement 10 minutes après l'atterrissage, Duchoň dut redécoller. De hautes autorités étant arrivées sur l'aérodrome de l'usine, il fut décidé de leur organiser un spectacle aérien avec des acrobaties en solo et en groupe. Au début, accompagné par un monoplace L-29A, le X-02 vola à basse altitude avec les aérofreins sortis et les phares d'atterrissage allumés. Plus tard, suivirent des passages à grande vitesse se terminant par une chandelle et un virage de combat spectaculaires. Les invités furent très impressionnés par ce spectacle aérien improvisé.

Après ces vols le X-02 retourna à l'atelier où un petit développement du système de commande opérationnel fut achevé. Le 2 décembre 1968 l'avion fut montré aux représentants du client.



Figure 5 : Après le premier vol d'essai officiel du prototype X-02. De gauche à droite : Jan Vítěk, Rudolf Duchoň, Karel Dlouhý.

La plupart du temps, les essais suivirent le programme planifié. Des vols à incidence élevée, des manœuvres d'acrobaties aériennes complexes et plusieurs vols expérimentaux pour tester l'efficacité du parachute anti-vrille furent effectués. Il s'avéra que ce parachute avait très peu d'efficacité. Des décollages et atterrissages sur la piste non revêtue du LVU à Letnany eurent lieu. L'un de ces jours, la facilité de pilotage du L-39C fut éprouvée, l'avion atterrit avec des rafales de vent de travers de 10 à 14 m/s. De temps à autre, les vols furent interrompus par un nouveau développement opérationnel, par exemple, la mise en service du système de climatisation du poste de pilotage et, au printemps 1969, de nouveaux raccords Karman furent installés.

À ce moment, le moteur suscitait une inquiétude croissante. Au cours d'un des vols, plusieurs courtes coupures eurent lieu et le 19 mars 1969, pendant le piqué après une sortie de vrille, le moteur s'éteignit spontanément. Duchoň, utilisant toutes ses compétences, réussit à poser l'avion avec succès. Des pales de turbine étaient détruites. Malgré cet incident le chef pilote écrivit dans son rapport que l'impression générale sur l'avion était très bonne. Il nota tout d'abord un atterrissage facile, une grande maniabilité et mentionna que lorsque le développement serait terminé, les performances de vol seraient exceptionnelles.



Figure 6 : Préparation du prototype X-03 pour un vol d'essai.

Le 4 mai 1969 Duchoň fit décoller le prototype X-03, équipé du moteur AI-25W. Cet avion comportait plusieurs différences avec les précédents. Il avait des raccords Karman de taille différente, des

"fenêtres" supplémentaires sur le côté des entrées d'air et un trim de gouverne réglable. Le X-03 fut remis ensuite au LVÚ pour la poursuite du programme d'essai. Un nouvel incident eut lieu au cours d'un des vols, la verrière arrière s'arracha et manqua de peu l'empennage.

Le même prototype X-03 fut utilisé pour des vols expérimentaux en condition de givrage et pour vérifier le fonctionnement du siège éjectable VS-1BRI.



Figure 7 : Essai du siège éjectable VS-1BRI

Le 23 septembre 1969 Le prototype X-05, piloté par Duchoň, prit l'air. L'avion était équipé du même moteur que ses prédécesseurs, mais avait une forme différente des entrées d'air, des raccords Karman et avait deux points d'emports. Au cours des huit premiers vols, une attention particulière fut portée au fonctionnement du moteur. Plus tard, en octobre, l'avion fut testé à des vitesses minimales et les ingénieurs durent faire face à nouveau à une surcharge moteur.



Figure 8 : Prototype X-05

En Avril 1970 le X-05 fut utilisé pour tester le comportement de l'avion lors de figures acrobatiques. Au cours d'un des vols un dépassement de facteur de charge entraîna une déformation du revêtement de l'aile supérieure. Elle fut envoyée au fabricant pour réparation et le vieux moteur, utilisé pendant 50 heures, fut remplacé par un neuf. En juillet 1970, les vols recommencèrent. Le moteur fut à nouveau changé à la fin du mois d'août. Fin octobre début novembre 16 vols d'essai de vrille furent menés. Après un total de 78 tours, les pilotes arrivèrent à la conclusion que l'avion sortait facilement et rapidement de vrille. Pendant ce programme, le moteur fut changé deux fois car il créa beaucoup de problèmes. À la fin de 1970, Le X-05 avait effectué 159 vols.

Le 28 avril 1970 le X-06 prit l'air. L'avion reçut de nouvelles entrées d'air et une unité de puissance auxiliaire (APU) "Saphir-5" produite sous licence de l'entreprise française "Turbomeca". Le 1er juillet 1970, lors de l'atterrissage, le train gauche ne sortit pas comme prévu. Vlastimil David essaya à plusieurs reprises de rentrer et sortir le train d'atterrissage, mais ne réussit pas et fit un atterrissage forcé sur le ventre. Une enquête sur cet incident conclut à un défaut d'usine.



Figure 9 : Le prototype X-06 après un atterrissage forcé sur le ventre

Le 15 décembre 1970 le prototype X-07 décolla. "Le septième" fut initialement construit pour intégrer le moteur AI-25TL, mais lors de la première utilisation, le AI-25W fut installé. Sur cet avion, une fois encore la forme du raccord Karman fut changée et des carénages entre les ailerons et les réservoirs d'aile furent installés. Certaines solutions utilisées sur d'autres prototypes ne le furent pas sur le X-07, par exemple le stabilisateur réglable. En juillet 1971, le système de commande fut modifié. Pour réduire l'effort nécessaire pour dévier l'élévateur de plus de 28° un mécanisme spécial à ressorts fut installé et pour réduire les efforts sur le palonnier le servo-compensateur de gouverne fut rallongé d'un quart améliorant la maniabilité de l'avion pendant le décollage.

À la fin de l'été et à l'automne 1971 le X-05 et le X-07 passèrent aux essais militaires, faisant 115 vols ensemble. Pendant cette période, le personnel au sol travailla l'équivalent de 560 jours, soit 39 heures par heure de vol. En effet, certains disent que "le succès en vol est forgé au sol!"

Au cours de ces tests, il fut mentionné qu'en raison du poids accru du « septième », certaines caractéristiques se détérioraient quelque peu comparées à d'autres prototypes, mais restaient en général à un niveau acceptable.

A la fin de 1971, l'Al-25TL tant attendu arriva de Zaporozhye. Le X-02 fut le premier prototype recevant ce moteur au début de 1972. La cellule fut renforcée et quelques autres améliorations faites. A la fin du mois de mars 1972, l'Al-25TL fut également installé sur le X-07. En raison du poids plus important du moteur, le centre de gravité de la machine fut déplacé. Cela amena un changement dans la disposition des équipements électriques, en particulier des batteries, déplacées vers le nez de l'avion. Après de courts essais effectués par les pilotes d'usine, les prototypes furent transférés aux essais militaires qui s'achevèrent au début de 1973. Des vols expérimentaux montrèrent que l'augmentation de la poussée entraîna une amélioration significative des performances de vol. Le nouveau moteur avait également une meilleure stabilité dynamique des gaz. Cependant, l'autonomie en vol diminua légèrement, restant cependant à un niveau acceptable. Avec un plein de réservoir le L-39 pouvait effectuer 14 circuits de sept minutes ou 11 circuits de neuf minutes de vol ou deux vols de 40 minutes sur la zone d'acrobatie. Des pilotes militaires testèrent le comportement au décrochage sur le X-07. Leurs résultats différèrent très peu de ceux obtenus sur le prototype X-05. Avant l'alerte de décrochage, une oscillation de l'avion avec vibration du manche se produisait, suivie par le décrochage du nez et un roulis doux et lent.



Figure 10 : Prototype X-07

De plus, en 1972, le X-02 et le X-07 furent utilisés pour des essais spéciaux. En particulier un nouveau turbo refroidisseur de climatisation fut testé sur "le deuxième" au début de l'automne. Un vaste programme d'essais d'équipements électroniques fut mené sur "le septième".

Au début de 1973 le X-07 fut préparé pour être envoyé en URSS pour le programme d'essai du gouvernement au GK NII VVS (Institut soviétique de recherche en vol des forces aériennes). A cette époque, l'avion correspondait entièrement à la version de production L-39C (Cvičná-entraînement). Il fut repeint, reçut les étoiles rouges, le numéro d'appareil №07 et des équipements d'essai supplémentaires. Les essais gouvernementaux commencèrent en mai 1973. Les pilotes soviétiques émisent une opinion favorable sur l'avion. Ils notèrent que le L-39C satisfaisait toutes les exigences

d'un avion d'entraînement. Parmi les qualités de l'avion, des mentions particulières furent accordées aux similitudes avec les habitacles d'avions de combat pour l'élève et le moniteur, à l'excellente vue depuis les deux places, au système de secours robuste, à la possibilité de démarrer l'avion sans assistance terrestre, à l'apprentissage de base et à la simulation de l'approche d'atterrissage du MiG-21 (avec volets rentrés).

Plusieurs défauts furent également mentionnés, y compris le rayon d'action inférieur à celui demandé, les vitesses d'atterrissage plus élevées et une longueur de roulage à l'atterrissage plus importante. Les pilotes soviétiques et tchèques eurent des conclusions très différentes concernant le comportement en vrille. Les tests, réalisés selon la procédure d'essai VVS du GK NII, montrèrent que la vrille du L-39C avait un caractère "instable et inégal" et que l'avion en sortait habituellement après la 3ème rotation. Malgré les défauts trouvés au L-39C, il fut recommandé de le mettre en service dans l'armée de l'air de l'URSS et d'en équiper les écoles de pilotage.

Après qu'il eut reçu les commentaires du client, le constructeur commença à y répondre. Une attention particulière fut portée à l'amélioration du comportement en vrille du L-39C. Les travaux furent effectués en 1974 sur les prototypes X-02 et X-07. Plusieurs solutions différentes furent élaborées, y compris sur « le second », qui reçut des ailettes spéciales sur les côtés du nez. Bien que les tests prouvèrent que le comportement de l'avion s'améliorait, il fut décidé de ne pas utiliser cette solution. Pour finir, des restrictions d'incidence furent introduites et des méthodes de sortie de vrille plus sophistiquées furent élaborées.

Il était prévu de commencer à fabriquer des L-39 en 1971, mais la mise en œuvre de ce programme rencontra plusieurs difficultés sérieuses. Tout d'abord, les prototypes étaient encore en cours de test et la configuration de production finale n'était pas encore définie. En outre les premières livraisons d'Al-25TL furent retardées par rapport au planning

En conséquence, en 1971, il fut décidé de construire un lot de production initial, composé de 10 L-39C, équipés d'Al-25W, qui devait être reçu par le MND.

Le 7 décembre 1971, le premier avion de ce lot décolla et le 28 mars 1972, cinq avions furent transférés à l'école de pilotage de Košice.



Figure 11 : L-39V (Vlečná - remorqueur) – Monoplace KT-04 remorqueur de cible

Comme prévu, après la fin de la durée de vie du Al-25W, les L-39C des premiers lots furent équipés d'Al-25TL arrivé en 1974. La même année le L-39C entra en production de masse qui continua jusqu'en 1999. Au total, il y eut plus de 2950 avions construits, sans tenir compte des sept prototypes. Le L-39C d'entraînement devint la version la plus produite en série, au nombre de 2280 unités. Les forces aériennes de l'URSS reçurent 2080 avions (le dernier le 25 Janvier 1991).

En 1970 le X-08 L-39V (Vlečná - remorqueur), étude de monoplace remorqueur de cible KT-04 demandée par le MND démarra. En Juillet 1972 le prototype X-08 fut construit. Le système de remorquage, installé dans l'habitacle arrière disposait de jusqu'à 1700 mètres de câble d'acier de 5 mm enroulé et était motorisé par une turbine à air L-03 située sous le fuselage. Cette version de l'avion n'avait pas d'aérofreins. La cible KT-04 elle-même fut fabriquée à l'usine « Rudý Letov » sous la direction de Jan Franc. Il s'agissait d'un avion entièrement métallique de 110 kg, d'une longueur de 4,9 m et d'une envergure de 5,3 m destiné à l'entraînement au tir canon à la fois des pilotes et des troupes au sol de l'artillerie antiaérienne. Avant le décollage, le KT-04 installé sur un chariot était fixé au câble du treuil par une attache spéciale. Pendant le décollage la distance entre le remorqueur et la cible était de 100m. Après avoir atteint 230 km/h et la hauteur de 5m le chariot se séparait du KT-04. Les altitudes de vol de la cible étaient comprises entre 500 et 2500 m. La vitesse de remorquage standard était de 500 km/h, la vitesse maximale de 600 km/h. La distance entre l'avion et la cible pendant les tirs était d'environ 1500 m. Après le tir, le KT-04 était relâché, descendait sous un parachute et atterrissait sur des amortisseurs gonflables. Après remplacement des pièces endommagées, la cible était à nouveau prête à l'emploi.

Les tests d'usine du X-08 commencèrent en octobre 1972 et comprirent 45 vols, dont 30 avec la cible. Plus tard, « le huit » fut utilisés pour étudier le comportement de l'avion à basse vitesse et pour tester le système anti-givre, équipé de la sonde radio-isotopique RIO-3. De juillet à septembre 1973, eurent lieu les essais militaires du X-08 et du KT-04. À cette époque, le treuil de remorquage fut équipé d'un coupe câble hydraulique. Un petit lot de huit L-39V fut produit en 1976. Tous mis en service dans les forces aériennes tchèques, mais plus tard, deux d'entre eux furent transférés aux forces aériennes de la République Démocratique Allemande.

Il y eut plusieurs avions expérimentaux créés sur la base du L-39C original. L'un d'entre eux que l'armée de l'air de Tchécoslovaquie utilisa pendant des essais vola avec, sur les points d'emports, des conteneurs de reconnaissance développés localement et équipés de 4 caméras AFA-39. Ces essais ne furent pas poursuivis.

La cellule d'un autre L-39C fut soumise à des essais de résistance, dont les résultats permirent une augmentation de la durée de vie estimée de 3000 à 4500 heures.

En Union soviétique un L-39C fut utilisé au LII (Institut de recherche de vol) de M.M. Gromov en 1981-85 comme laboratoire volant pour les essais d'ailerons terminales. Les résultats de ce travail furent utilisés pendant le développement du Il-96 et du Tu-204.

Nouveau développement et modernisation du L-39

L-39ZO X-09

En 1973, commença le développement de l'avion d'entraînement au combat L-39ZO (Zagranicny Obchod - version d'exportation armée) commandé par la force aérienne libyenne.



Figure 12 : L-39ZO de la force aérienne lybienne

Il était prévu d'utiliser cet avion pour l'entraînement des pilotes ainsi que pour l'attaque légère. La machine avait 4 points d'emports pour une large gamme d'armes. Chaque point intérieur supportait 500 kg de charge utile, les extérieurs 250 kg, mais au total l'avion ne pouvait pas emporter plus de 1100 kg. Le nouveau L-39ZO fut équipé d'une aile et d'un train d'atterrissage renforcés. Les vols d'essais du X-09 commencèrent le 25 juin 1975 avec Juraj Šouc. Tout d'abord, l'attention se concentra sur le comportement de l'avion lors du tir de roquettes, sur l'impact des gaz de propulsion sur le fonctionnement du moteur et sur le train d'atterrissage devant supporter des charges plus importantes. En général, les vols d'essais donnèrent de très bons résultats mais en raison de l'augmentation du poids au décollage du L-39ZO, les performances diminuèrent légèrement. Les problèmes les plus graves au cours des vols d'essai du X-09 apparurent pendant le largage des réservoirs de 150 et 350 litres. On constata qu'après la séparation, ils commençaient à tourner autour de leur axe transversal en raison du flux d'air, la vitesse et le sens de rotation dépendant des forces et des moments aérodynamiques. Il y eut plusieurs situations très désagréables. Quand un réservoir largable resta « collé » aux ailes, refusant de tomber et une fois même, resta accroché au pylône jusqu'à l'atterrissage et ne tomba que pendant le roulage. Le problème fut résolu en équipant les réservoirs largables de petites surfaces horizontales créant un couple à piquer. Les vols d'essai prirent fin en juin 1976. Au total, 347 avions de cette version furent construits.

L-39ZA X-11

En 1974, le MDN commanda une autre version de l'avion d'entraînement au combat L-39, portant le nom de « L-39ZA » (la signification de ce sigle n'est pas mentionnée dans les sources publiques).

Contrairement à ses prédécesseurs, cet avion fut équipé d'un canon bitube de 23 mm GSh-2-23, installé dans le nez sous l'habitacle et recouvert d'un carénage. De ce fait, il fallut modifier le fuselage, déplacer plusieurs antennes, recouvrir les trappes du train d'atterrissage avant d'acier inoxydable pour les protéger des gaz chauds et équiper les trains de pneumatiques plus larges.



Figure 13 : Le X-11 L-39ZA au Paris Air Show (Salon international de l'aéronautique et de l'espace, Paris-Le Bourget). Juin 1977.

Le 16 mai 1977, le pilote d'essai Juraj Šouc prit l'air avec le X-11. La même année, cet appareil peint en camouflage blanc-gris avec le code civil OK-HXA fut envoyée au Salon du Bourget. Il fut exposé sans canon, avec 2 réservoirs de 350 litres sur les pylônes intérieurs ou avec un réservoir largable et le conteneur de reconnaissance PFK-5. L'avion fut montré au sol et en vol, effectuant des acrobaties aériennes complexes. Puis le X-11 passa les tests militaires à l'école de vol de Košice. La production du L-39ZA commença en 1980.



Figure 14 : L-39ZA de la force aérienne tchèque

La société Aero Vodochody eut un succès très modeste dans la vente des nouvelles versions du L-39C. Cela s'explique principalement par le nombre important de L-39 encore en service ayant un grand potentiel de modernisation. De plus, de nombreux utilisateurs sont satisfaits de l'augmentation de la durée de vie de la cellule après un entretien traditionnel à des coûts minimes. Par conséquent, plusieurs programmes visant à prolonger la durée de vie du L-39C de nombreuses années furent introduits dans de nombreux pays.

Au pays natal de l'avion, le MND et Aero Vodochody signèrent un accord en juin 1999 sur la révision majeure et la modernisation de huit L-39 des derniers lots pour les forces aériennes tchèques. À la suite de cet accord, des parties du nez et de la queue, les ailes et certains autres équipements et système furent remplacés. La durée de vie des cellules fut portée à 4500 heures. Aero Vodochody réalisa des travaux similaires sur huit avions hongrois, remis au client le 25 août 2005.

Les L-39 slovaques furent modernisés par une usine de réparation d'avions à Trenčsen. En 1996-1997, la première étape de l'augmentation de la durée de vie fut effectuée sur six L-39 du 1er et du 4e lot, réalisés entre 1973 et 1975. Les avions reçurent les nouveaux nez de machines inachevées. En 1999-2000, une procédure similaire fut menée sur deux L-39V. La même année, tous les L-39 vinrent à Trenčsen pour la deuxième étape de la modernisation. Cette fois, les queues et les ailes furent remplacées après que les avions aient reçu une nouvelle avionique et divers équipements. Parmi eux figuraient le système de radionavigation TACAN AN/ARN-153 (V), le radio compas et récepteur GPS ADF-462 Pro Line II, tous fabriqués par Rockwell Collins. Les avions modernisés furent nommés L-39CM. L'avion tête de série (repéré 0111) vola le 26 août 2003, piloté par J. Kello et R. Rosenberg.

La Russie développa un programme multi-étape de modernisation des L-39C. Il fut prévu de renforcer la cellule pour étendre sa durée de vie à 10000 heures et d'installer quatre points d'emports, augmentant la charge de combat de 250 à 900 kg. L'avion serait équipé d'un siège éjectable K-93, d'un nouveau matériel de communication radio et d'avionique, comprenant le système de navigation NK-39, le système d'enregistrement vidéo SVR-39 et l'écran SOI-39. Les pièces de rechange devaient être fabriquées dans des usines russes. Le nouvel avion reçut le nom de L-39MT,

mais ce projet resta sur papier, les forces aériennes russes développant le nouveau programme Yak-130 pour remplacer le L-39C.

Avion école L-39C

Le domaine d'utilisation du L-39 est très large. Il fut principalement utilisé pour son but initial. Habituellement, les instructeurs étaient des pilotes soviétiques et tchèques. Par exemple, d'avril 1978 à juin 1981, 10 spécialistes tchécoslovaques (pilotes et ingénieurs) travaillèrent en Libye. L'intensité de leur travail peut être estimée sur la base du nombre total d'heures de vol de l'instructeur-pilote Štefan Župko. Pendant cette période, il effectua 1302 vols pour une durée totale de 511 h 25 min. Le L-39, opérant dans les conditions difficiles de l'Afrique du Nord (températures élevées, tempêtes de sable, etc.) montra sa simplicité et sa robustesse. Un seul accident grave se produisit au cours de la période mentionnée. Le 5 juillet 1979, un avion avec un instructeur tchèque et un cadet libyen ne revint pas d'un vol d'entraînement. L'avion fut retrouvé le lendemain dans un trou rempli d'eau sur le rivage. Selon les témoins, l'avion entra soudain dans un piqué dont il ne sortit pas. Les causes profondes de l'accident et la raison qui empêcha l'équipage d'essayer de s'éjecter restèrent incertaines.



Figure 15 : L-39C dans la force aérienne russe

Des instructeurs soviétiques participèrent à la formation des cadets en Afghanistan où les 12 premiers L-39C apparurent le 2 octobre 1977. Du 23 septembre au 2 octobre 1977, les pilotes tchèques parcoururent le trajet de Vodochody à Mazar-i-Sharif sur une longueur totale de 5042 km

par Košice, Lviv (Sknilov), Kiev (Juliani), Donetsk, Krasnodar, Makhachkala, Krasnovodsk, Ashkhabad, Chardjou et Tachkent. Des experts techniques accompagnèrent l'équipe en An-24. Le vol fut parfait, sans un seul incident sur les 12 heures et 15 minutes de temps de vol. Selon les informations disponibles, ce fut le vol en groupe le plus long accompli par les L-39C.

L'école technique de vol de Mazar-e Sharif fut créée en 1957, mais à l'arrivée des L-39C, seuls 22 pilotes-cadets y étudiaient. Ils durent apprendre à piloter au 393e UAP (régiment de formation aéronautique). Un an après la révolution, le gouvernement afghan transforma l'école en collège de l'armée de l'air et de défense aérienne. Le manque de formateurs locaux fut compensé par un grand nombre de spécialistes soviétiques. Le Major V.A. Pehotin devint le conseiller du 393e commandant de l'UAP. Il faut dire que le programme de formation des pilotes afghans était sensiblement différent de celui existant à l'époque en Union Soviétique. Après trois années d'étude, de jeunes pilotes furent diplômés sur L-39C. Plus tard, ils furent envoyés en Union Soviétique pour être recyclés sur MiG-17, considéré comme une machine de transition avant le MiG-21. Les officiers soviétiques proposèrent de passer sur MiG-21 immédiatement après le L-39C, selon la méthode soviétique. Les Afghans ne furent pas d'accord. Ancien conseiller militaire du chef adjoint de l'école, V.I. Ablazov, a écrit que le commandant de la Force aérienne de la DRA, Mir Gausuddin, regardant passer une caravane de nomades et s'étant souvenu de cette proposition déclara : "Vos enfants sont nés en écoutant la télévision, incapable de parler, ils savent déjà allumer les lumières et un magnétophone, bouger un volant de voiture. Quand ils grandissent, ils n'ont pas de problèmes pour lâcher un bouton de commande et en saisir un autre. Nos enfants lâchent à peine la queue de l'âne ou du chameau, l'ourlet de leur mère et vous voulez les mettre dans le poste de pilotage d'un avion moderne ? Prenez votre temps et ne vous précipitez pas ". Il était difficile de ne pas souscrire à ces arguments.



Figure 16 : L-39C en formation

En Union Soviétique, le L-39C est devenu l'un des avions de formation militaire les plus populaires. La machine a été rapidement "russifiée". Le latin "L" de sa désignation a été immédiatement

remplacé par le cyrillique "Л". La lettre « C », indiquant "entraînement" a complètement disparu, car en URSS seule la version d'entraînement a été utilisée. Les pilotes ont utilisé son nom "Albatros" moins souvent que son surnom "Elka". L'avion a servi dans la majorité des écoles de vol. À Chernigov, Kachin et Kharkov (avions de combat de première ligne). À Armavir (chasseurs de la défense aérienne). À Yeiskoe et Borisoglebsk (chasseurs-bombardiers). À Barnaul (bombardiers de première ligne). À Tambov (aviation à longue distance). À Krasnodar (formation pour les pays d'Asie et d'Afrique). Le nombre d'avions dans les régiments d'entraînement était significativement plus élevé que dans les régiments de combat. Certains d'entre eux avaient plus d'une centaine de L-39C. Ils étaient également en service dans plusieurs centres de formation au combat et de requalification des pilotes, ainsi que dans le régiment d'essais spéciaux du Centre d'instruction des cosmonautes de l'URSS (aérodrome de Chkalovskaya) et des unités VKV du GK NII. Ils ont également été utilisés dans plusieurs régiments Su-25, en tant que biplaces, avant l'arrivée des Su-25UB d'entraînement. Dans ce rôle, plusieurs L-39C soviétiques ont été utilisés pendant la guerre en Afghanistan. Un petit nombre de L-39C ont été transférés dans des aéroclubs et des centres de formation DOSAAF. De même le Flight Research Institute MAP (situé près de Moscou Zhukovsky) avait quelques L-39C utilisés comme laboratoires de vol, avions d'escorte (par exemple lors des vols Buran-Analog) et dans l'école des pilotes d'essai.

En Union soviétique, le rôle de pionnier dans l'adoption du L-39C fut joué par le 105e UAP de l'École supérieure d'aviation militaire de Chernigov (ChVVVAL), dirigé par le colonel D.I. Boryakov et situé sur l'aérodrome de Konotop.

Le 20 octobre 1973, un groupe composé de 8 officiers et dirigé par le commandant du régiment, le Major S.N. Shamsutdinov, rejoignit la Tchécoslovaquie pour étudier les nouvelles machines. Les pilotes tchèques amenèrent les avions à Ivano-Frankovsk et de là ces appareils volèrent jusqu'à la base du 105e UAP sous le contrôle des pilotes du régiment. Le premier L-39 arriva à Konotop le 29 avril 1974.

Parmi les premiers instructeurs de vol requalifiés sur le L-39C figuraient P.A. Leontiev, N.S. Saponchik, A.P. Holupov, I.P. Fedorenko et A.T. Filichkin.

Parmi les premiers ingénieurs figuraient : V.I. Basco, V.P. Gardens, N.K. Panyuta, A.I. Yakovina. La reconversion fut achevée à la fin de l'année sans accident.

L'avion surpassa à tous égards son prédécesseur le L-29 et gagna rapidement la sympathie du personnel de vol et au sol. Le nouvel « Elka » offrait une excellente vue depuis le poste de pilotage, une assise confortable, un excellent système de climatisation, de jolies livrées et une ergonomie confortable.

Le L-39 dans les conflits locaux

La guerre en Afghanistan amena des changements dans la vie du 393e UAP. Parfois les L-39C pilotés par des afghans et des formateurs soviétiques participèrent à des missions de combat. Par exemple, du 24 au 30 août 1979, ils effectuèrent 11 missions de combat pour attaquer des cibles au sol à l'aide de roquettes et de bombes. Souvent, les vols d'entraînement furent combinés à la reconnaissance du quartier de Mazar-i-Sharif. La première cérémonie de promotion de pilotes de L-39C eut lieu en août 1979. 15 pilotes furent diplômés. Le temps de vol moyen de chacun était d'environ 77 heures (22 heures sans moniteur) avec 308 atterrissages.



Figure 17 : L-39C force aérienne afghane

L'Éthiopie comptait 2 escadrons de L-39C, y compris le 16e escadron d'entraînement, régulièrement impliqué dans des missions de combat. Au début, ils se battirent en Érythrée et participèrent ensuite à la guerre civile en Éthiopie. Lorsqu'en mai 1991 les rebelles luttant contre le régime de Mengistu Haile Mariam s'approchèrent d'Addis-Abeba, les pilotes de L-39C défendirent la capitale jusqu'à la défaite. Après cela, une cinquantaine d'avions et d'hélicoptères s'envolèrent dans la région voisine de Djibouti. Parmi eux se trouvait un L-39C. En 1993, l'Érythrée devint un État indépendant et les nouvelles autorités éthiopiennes aidèrent leurs anciens alliés à lutter contre le régime dictatorial en formant leur pilote sur le L-39C. Mais bientôt, en 1998 la guerre entre voisins sur des différends territoriaux commença. Les L-39C ne furent pas vus dans ces batailles. Toutefois, pendant les vols d'entraînement, les L-39 étaient régulièrement sous le feu de la défense aérienne car les observateurs au sol les confondaient avec les MB-339 italiens appartenant à l'armée de l'air érythréenne. Un tel incident se produisit le 13 novembre 1998 à proximité de l'aérodrome de Mekele. Un L-39C avec le capitaine Éthiopien Endegen Tadesse et un moniteur russe dont le nom n'a pas été cité dans le communiqué de presse fut abattu.

Ère moderne

Le L-39 reste en service dans plus de 30 pays dans le monde, y compris l'armée de l'air russe. Dans l'école d'aviation militaire de Krasnodar, il est utilisé comme principal avion à réaction d'entraînement pour la formation au pilotage de base. Actuellement, le L-39C est progressivement remplacé par le Yak-130.



Figure 18 : L-39C dans la force aérienne russe

Un nouveau phénomène dans l'histoire de l'avion fut l'utilisation privée de L-39C. En République tchèque, le premier L-39 privé prit l'air le 13 août 2004. L'avion acheté en Ukraine fut précédemment

exploité par l'école de pilotage de Chernigov. Les points d'emports et les divers systèmes militaires furent enlevés et l'équipement nécessaire pour satisfaire aux exigences des routes aériennes internationales installé. L'avion fut peint en noir et a les immatriculations civiles OK-JET sur le fuselage.



Figure 19 : L-39 privé Tchèque

Équipes acrobatiques en L-39C

"Rus" est une patrouille de voltige aérienne, créée au centre de formation de l'aviation de Viazemsky DOSAAF (ДОСААФ) en 1987. L'équipe de voltige vole sur l'avion d'entraînement à réaction L-39C.



Figure 20 : Patrouille acrobatique russe "Rus"

"Belaya Rus" - est une équipe de voltige aérienne de la République de Biélorussie effectuant des acrobaties aériennes sur l'avion d'entraînement au combat L-39 "Albatros".



Figure 21 : Patrouille acrobatique biélorrusse "Belaya Rus"

"Baltic Bees" est une équipe acrobatique de Lettonie, basée à Tucums. Les pilotes utilisent l'avion d'entraînement L-39C.



Figure 22 : Patrouille acrobatique lettone "Baltic Bees"

« **Patriots Jet team** » est une patrouille acrobatique privée parrainé par Fry's Electronics Company. L'équipe a été organisée par l'ancien pilote d'United Airline Randy Howell



Figure 23 : "Patriots Jet Team"

"**Breitling**" est une équipe privée acrobatique qui est parrainé par Breitling Company, qui produit les montres du même nom.



Figure 24 : Patrouille acrobatique Breitling

L'équipe Breitling est l'une des plus importantes patrouille acrobatique civile d'Europe. Elle est basée sur la base militaire de Dijon, en France. L'équipe de voltige utilise sept L-39C.

« **Black Diamond Jet Team** » est une patrouille acrobatique privée avec cinq L-39C et un T-33, tous les avions sont peints avec un camouflage arctique distinctif. Ils sont pilotés par d'anciens pilotes de chasse de l'US Navy et de l'Air Force.



Figure 25 : patrouille Black Diamond

Modifications

Le L-39C est la version standard de l'avion d'entrainement pour la formation de base et primaire au vol. Habituellement, pour les versions standard la lettre "C" est omise dans le nom.



Figure 26 : L-39C

Le L-39ZO est une version utilisée pour l'attaque légère dotée de 4 points d'emports



Figure 27 : L-39ZO

Le L-39ZA est l'évolution suivante du L-39ZO avec un canon bitubes de 23mm installé.



Figure 28 : L-39ZA

Le L-39V est la version monoplace remorqueur de cible.



Figure 29 : L-39V

Le L-39D dispose d'un enregistreur de vol BUR "Test-1" au lieu du SARPP-12. Le BUR "Test-1" effectue l'enregistrement d'informations audio pendant 5 heures et est équipé de stockage opérationnel.

Le L-39MS (L-59 Super Albatros) est une version avec le nouveau moteur modulaire à réaction DV-2 d'une poussée de 2200 kgf, des sièges éjectables type "O-O" et un nouvel équipement électronique. Il a fait son premier vol en 1986. 80 avions ont été produits.



Figure 30 : L-39MS

Le L-39M1 est un L-39 ukrainien modernisé. Le moteur AI-25TL est remplacé par un AI-25TLSH amélioré (poussée augmentée de 1720 à 1850 kgf et temps de réponse du moteur réduit de 8-12 secondes à 5-6 secondes). Le système de commande de moteur est amélioré. Un nouvel enregistreur de vol principal et de secours et des capteurs et dispositifs supplémentaires sont installés.



Figure 31 : L-39M1

L'Aero L-159 « ALCA » est un avion d'entrainement et d'attaque léger à réaction tchèque. L'avion est basé sur le L-59 qui est une évolution de plus du L-39 "Albatros".



Figure 32 : L-159 ALCA

Le L-39 est en service dans plus de 30 pays. Des années de service ont prouvé qu'il était très réussi. Des milliers de pilotes aiment le L-39, car ils ont maîtrisé grâce à lui les compétences de base du vol et sont devenus pilotes. Il est à juste titre appelé « avion école ». L'avion a un réel potentiel de modernisation, ses systèmes et le moteur du L-39 sont en constante évolution lui permettant de rester en service dans les forces aériennes de nombreux pays longtemps encore.

L'histoire du L-39 continue !

VUE D'ENSEMBLE DE L'AVION



2. VUE D'ENSEMBLE DE L'AVION

Description générale du L-39C

Le biplace d'entrainement au combat L-39C à turbomoteur AI-25TL est conçu donner au pilote la maîtrise de la navigation aérienne tous temps, de jour comme de nuit, pour l'entraîner au combat aérien, à la simulation de tir de missiles sur cibles aériennes à vue, au bombardement en piqué avec bombes de 50 à 100 kg et au tir de roquettes S-5 sur cibles terrestres. Le tout pouvant être photographié pour analyse ultérieure.

Le L-39C met en oeuvre le module R-3S de tir de missile infrarouge sur cible aérienne par temps clair.

Dimensions du L-39C:

- Longueur: 12.13 m
- Envergure: 9.12 m
- Hauteur: 4.47 m
- Empattement: 2.44 m

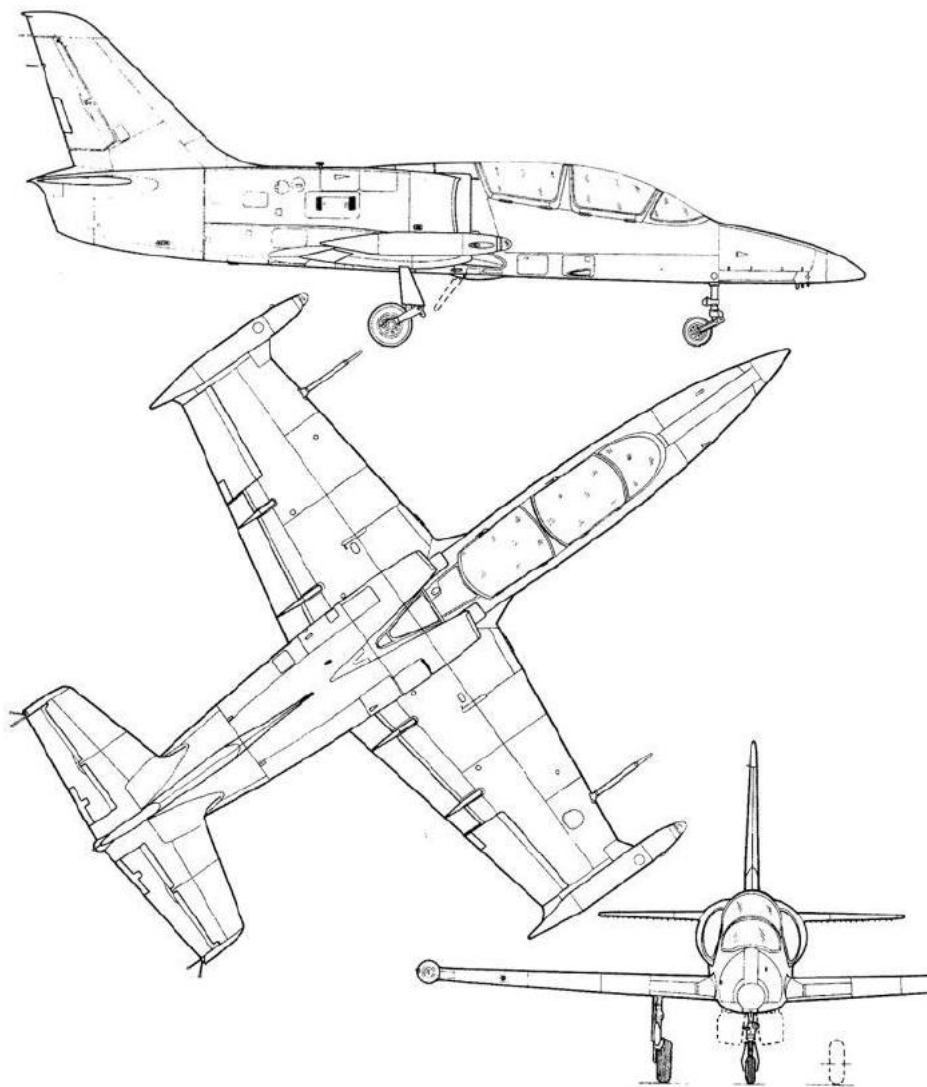


Figure 33 : Plans du L-39

Conception

Le L-39C est un avion à voilure basse cantilever à ailes trapézoïdales. L'empennage se compose d'un stabilisateur vertical trapézoïdal avec gouverne et de stabilisateurs horizontaux avec élévateurs. L'appareil a un train d'atterrissage tricycle avec roue avant. Les trains principaux se rétractent dans les ailes et le train avant dans le fuselage.

Le turbomoteur AI-25TL, développé sous la supervision de V.A Lotarev du bureau de conception expérimental, produit une poussée maximale de 1720 kgf et est monté dans la section centrale du fuselage.

Le carburant est stocké dans cinq réservoirs de fuselage, situés derrière l'habitacle arrière et dans les réservoirs d'extrémité d'aile.

Deux habitacles pressurisés occupent la partie avant du fuselage. Ils sont équipés d'un système de contrôle de l'environnement qui fournit l'air conditionné et des conditions de vol confortables à des altitudes élevées. Il permet aussi aux pilotes de résister au facteur de charge autorisé si un équipement spécial est utilisé.

Les sièges éjectables VS1-BRI sont installés dans les deux habitacles et permettent aux pilotes d'abandonner l'avion en cas d'urgence.

La verrière est étanche, ses pièces mobiles peuvent être larguées en cas d'urgence par des systèmes pyrotechniques.

L'aile est fixée au bas du fuselage et est munie d'ailerons et de volets extensibles à double fente.

Divers équipements et l'avionique de l'appareil permettent de voler de jour comme de nuit dans toutes les conditions météorologiques.

L'avion peut emporter des missiles, des roquettes et des bombes et est équipé d'appareils de visée et de contrôle photographique.

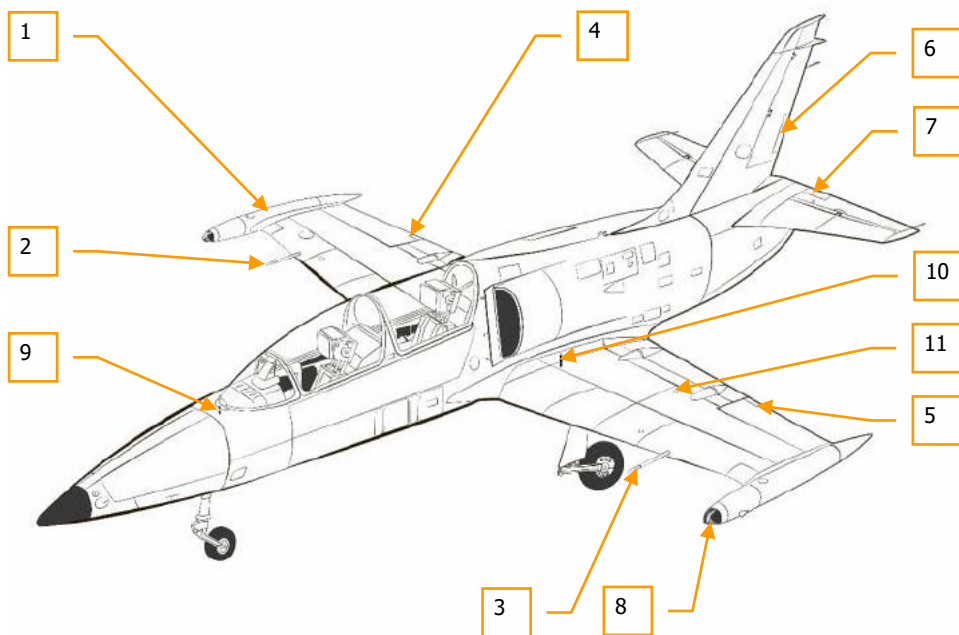


Figure 34 : Détails de la cellule

1. Réservoirs d'extrémité d'aile
2. tube Pitot principal
3. Tube Pitot de secours
4. Tab de compensation (trim) en roulis
5. Compensateur (trim) de l'aileron
6. Tab de compensation (trim) en lacet
7. Tab de compensation (trim) en profondeur
8. Phares d'atterrissage et de roulage
9. Indicateur mécanique de position de train principal
10. Indicateur mécanique de position de train principal
11. Indicateur mécanique de position de train principal

Cellule

La cellule comprend le fuselage, les ailes et l'empennage.

Le fuselage est semi-monocoque, avec cadres.

Pour faciliter l'utilisation opérationnelle, le fuselage est divisé en deux parties, avant et arrière.

La partie avant se compose de trois sections techniques, le nez, la section étanche avec les habitacles et la section comprenant les réservoirs de carburant. Dans le nez du fuselage se trouve un compartiment radio électronique et un compartiment d'équipements spéciaux qui loge l'unité et antennes RSBN-5S, le transpondeur et IFF pour avion SRO-2M, la radio R-832M, le radiocompas automatique RKL-41, les réservoirs d'oxygène et la batterie 12SAM-28. La baie du train d'atterrissage avant est découpée dans le bas du compartiment. Sur la partie inférieure du nez, l'antenne SRO-2M pour fréquence IFF mode III et un capteur de givrage radio isotopique (RIO-3) sont installés.

Dans le compartiment pressurisé de l'habitacle sont installés : l'unité RSBN-5S, l'altimètre radar RV-5, le récepteur de balise de guidage MRP-56P ainsi que les antennes du radiocompas automatique RKL-41, de l'altimètre radar RV-5 et du récepteur de balise de guidage MRP-56P.

Le moteur AI-25TL est monté dans la partie arrière de l'avion.

L'empennage est conçu pour assurer la stabilité directionnelle et longitudinale et le contrôle de l'avion. Il est de type classique, avec stabilisateurs verticaux et horizontaux de formes trapézoïdales et est fixé à la section supérieure de la queue du fuselage.

Il comprend les surfaces stabilisatrices horizontales et verticales.

Les verticales sont : la dérive et la gouverne de direction.

La dérive assure la stabilité directionnelle et la gouverne la maniabilité directionnelle.

Le gouvernail peut être défléchi de 30° dans les deux sens. Il dispose d'un servo-compensateur, utilisé pour réduire le moment d'articulation.

Le feu de navigation blanc est situé au bord de fuite de la dérive.

Les surfaces stabilisatrices horizontales se composent d'un stabilisateur horizontal et d'un élévateur, elles assurent la stabilité et le contrôle longitudinal

L'élévateur comprend les parties gauche et droite. Il peut être dévié de 30° vers le haut et 20° vers le bas.

L'aile de l'avion est conçue pour créer la portance, assurer la stabilité et le contrôle latéral ainsi que pour emporter divers équipements. L'aile est droite, trapézoïdale avec des réservoirs en bouts non amovibles. Elle est équipée d'ailerons et de volets. L'angle maximal de déflexion des ailerons est de $\pm 16^\circ$.



Figure 35 : Commandes aérodynamiques

1. Volet
2. Aileron
3. Dérive
4. Gouverne de direction (Rudder)
5. Stabilisateur horizontal
6. Gouverne de profondeur

Les jambes du train d'atterrissage principal sont fixées à l'aile et se rétractent dans l'aile vers le fuselage.



Figure 36 : Train d'atterrissage du L-39

Les aérofreins sont situés sur le côté inférieur de l'aile. Ils sont commandés par le pilote. À $Mach = 0,78 + 0,02$, les aérofreins sortent automatiquement. Leur angle de braquage est de 55° au maximum.



Figure 37 : Aérofreins

Des points d'emport universels sont aussi situés sous l'aile. Les tubes de Pitot se trouvent sur le bord d'attaque de l'aile, à gauche (secours) et à droite (principal).



Figure 38 : Pylône, tube Pitot et réservoir d'extrémité d'aile.

Un réservoir de carburant fixe de 100 litres est monté à chaque extrémité d'aile et son nez contient les phares d'atterrissage et de roulage.

Les feux de navigation sont situés sur les réservoirs d'extrémité d'ailes, le rouge coté gauche et le vert coté droit.

Habitacle

L'habitacle est conçu pour accueillir les pilotes, les sièges éjectables, l'équipement de secours, divers blocs, composants et dispositifs contrôlant l'avion, le moteur et divers systèmes. Les habitacles sont couverts d'une verrière.

Les habitacles avant et arrière sont pressurisés.

La verrière fournit aux pilotes la visibilité nécessaire à partir de l'habitacle, le rend aérodynamiquement étanche et le ferme. Elle se compose de quatre parties : le pare-brise, la partie ouvrable avant, le panneau intermédiaire et la partie ouvrable arrière.

Un système anti-givrage est installé sur l'avion pour empêcher le givrage du pare-brise.



Figure 39 : Verrière en position ouverte

Pour pratiquer le vol aux instruments, l'habitacle avant est muni d'une capote spéciale, fixée à la verrière de l'habitacle avant. La capote peut être commandée depuis les deux habitacles. Normalement, le pilote avant du L-39 soulève et abaisse la capote avec la main gauche (un bouton dans la simulation). L'habitacle arrière dispose d'une poignée spéciale à cet effet sur son côté gauche.



Figure 40 : Habitacle avant avec capote IFR baissée

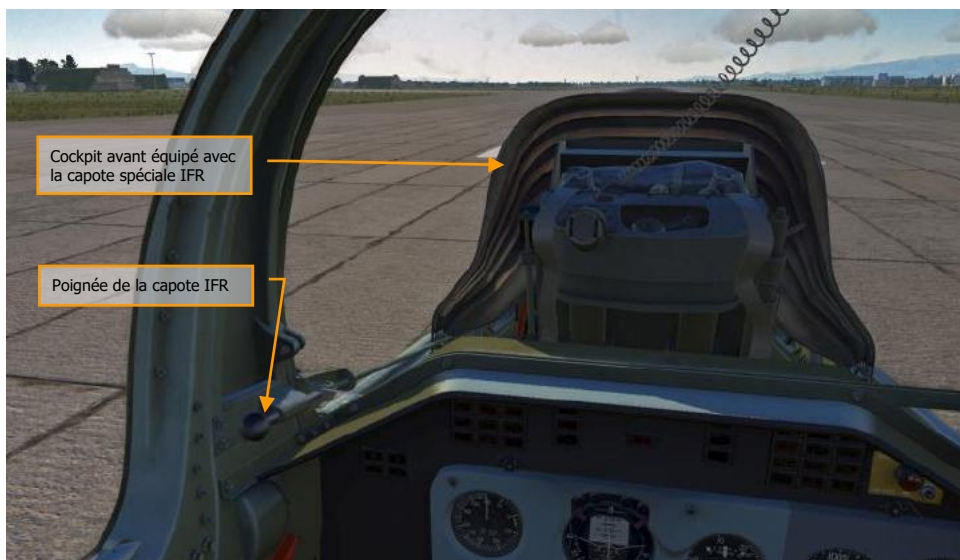


Figure 41 : Capote IFR abaissée vu de l'habitacle arrière

Important : Si la capote a été relevée depuis l'habitacle arrière, elle ne peut être rabaisée que depuis le même habitacle

Les verrous de la partie ouvrable de l'habitacle sont ouverts et fermés à l'aide de la poignée située sur le côté gauche du poste de pilotage. Le verrouillage se fait en déplaçant la poignée vers l'avant et l'ouverture en la déplaçant vers l'arrière. Le voyant "CANOPY UNLOCKED" sur le panneau des voyants indique si les verrous sont fermés ou pas. Une fois fermés, les poignées doivent se trouver derrière la marque rouge et le signal "CANOPY UNLOCKED" éteint. Dans le cas où la verrière n'est pas verrouillée, le voyant "CANOPY UNLOCKED" est allumé fixe (il ne clignote pas).



Figure 42 : Poignée de verrière

Les parties ouvrables de la verrière sont équipées d'un système de largage pyrotechnique d'urgence pour un largage seul ou suivi d'une éjection. Pour larguer la verrière sans s'éjecter, il faut tourner vers le bas la poignée située du côté droit des deux habitacles. Les verrous seront ouverts et les parties ouvrables de la verrière se détacheront du poste de pilotage. Le largage et l'éjection peuvent être commandés en tirant la poignée double sur le siège éjectable.



Figure 43 : Poignée de largage d'urgence des verrières

Siège éjectable VS 1-BRI

Les sièges éjectables VS1-BRI sont montés à l'intérieur de l'habitacle et éjectent les pilotes en cas d'urgence. Pour s'éjecter le pilote doit tirer la poignée double situé à l'avant et au milieu du siège, ensuite toute la séquence se déclenche automatiquement jusqu'à l'ouverture du parachute. Les pilotes peuvent s'éjecter dans n'importe quel ordre. Toutefois, si il est nécessaire d'abandonner l'avion après un largage manuel de la verrière, le pilote de l'habitacle arrière s'éjecte en premier (afin d'éviter les blessures causées par les gaz de la fusée URM-1 de l'habitacle avant). Il existe un système de blocage excluant l'éjection simultanée des deux sièges et le risque de collision consécutive.

Si le premier membre d'équipage ne s'est pas éjecté (quelle qu'en soit la raison), le second peut annuler le blocage par les commutateurs "UNCLOCK EJECT" situés sur le panneau droit des deux habitacles. Ils ne sont pas fonctionnels dans la simulation

Système hydraulique

Le système hydraulique comporte les systèmes de servitude et de secours.

Le système hydraulique des servitudes est utilisé pour :

- la sortie et la rentrée des trains d'atterrissage,
- la sortie et la rentrée des volets,
- la sortie et la rentrée des aérofreins,
- le freinage des roues.

Le système hydraulique des servitudes est commandé par des boutons, des interrupteurs et des vannes situés dans les deux habitacles de l'avion. Les commandes du système hydraulique des servitudes dans l'habitacle arrière sont prioritaires (cela signifie qu'elles surpassent les commandes de l'habitacle avant).

Le système hydraulique de secours est utilisé pour :

- la sortie de secours des trains,
- la sortie de secours des volets en position "LANDING",
- la mise en marche de la turbine à air de secours,
- le freinage d'urgence,
- la rentrée d'urgence des trains en cas de coupure moteur.

Le système hydraulique de secours est contrôlé par des vannes mécaniques, situées sur les panneaux de droite dans les deux habitacles. Il n'y a pas de priorité de fonctionnement entre elles.

La pression nominale dans les circuits hydrauliques des servitudes et de secours est de 150 kg/cm².



Figure 44 : Manomètres hydrauliques

La pression dans les systèmes hydrauliques de secours et des servitudes est contrôlée à l'aide de manomètres à double aiguille avec une échelle de 0 à 200 kg/cm² installés sur le panneau de droite de chaque habitacle. L'aiguille de gauche indique la pression dans le système hydraulique de servitude et le droit dans le système de secours.

Système hydraulique des servitudes

Train d'atterrissage

Le train d'atterrissage est conçu pour le décollage, l'atterrissage et la manœuvre de l'avion sur l'aérodrome. La jambe avant du train d'atterrissage est montée dans le nez et se rétracte vers l'avant dans la baie correspondante. Les deux jambes du train d'atterrissage principal sont montées dans l'aile et se rétractent complètement dans la section centrale de l'aile vers le fuselage. En position sortie, les trappes de trains d'atterrissage ferment les baies

Les roues du train d'atterrissage principal sont automatiquement freinées pendant la rétraction. Le train d'atterrissage avant n'est pas équipé de freins et peut tourner librement des deux côtés avec un angle de $\pm 60^\circ$.

Un verrouillage empêche une rentrée accidentelle au sol.

La jambe avant dispose d'un capteur bloquant sa rétraction lorsque le train est en charge.

Important : Si le levier de train d'atterrissage est en position rétracté, la jambe ne pourra pas être rentrée au sol, mais pendant le décollage, dès que la roue avant sera soulevée, la jambe sera déchargée et le train avant avant sera rentré

La sortie et la rentrée du train d'atterrissage sont commandés par des interrupteurs électriques situés sur le côté gauche des tableaux de bord des deux habitacles. Dans l'habitacle avant se trouve un commutateur deux positions. Pour rentrer le train, mettez-le en position haute.



Figure 45 : Levier de commandes des trains, habitacle avant

Le levier de train d'atterrissage de l'habitacle arrière a trois positions. En plus de la position UP (rentrée) et DOWN (sortie), il a une position neutre.



Figure 45 : Levier de commandes des trains, habitacle arrière

Important : Le levier de commande L/G de l'habitacle arrière est prioritaire. Le mouvement ne peut être commandé par le levier de l'habitacle avant que si celui de l'habitacle arrière est en position neutre.

Les indicateurs de position des trains et des trappes sont les mêmes pour les deux habitacles et sont situés dans la partie inférieure gauche des deux tableaux de bord. Il y a aussi des indicateurs mécaniques situés sur le nez devant le pare-brise pour le train avant et sur chaque aile pour le train principal. Lorsque le train d'atterrissage est sorti les indicateurs mécaniques sont entièrement levés, et au contraire lorsque le train d'atterrissage est rentré ils sont entièrement cachés à l'intérieur du fuselage et des ailes.

Système de freinage du train d'atterrissage principal

Ce système est prévu pour le freinage simultané ou séparé des roues et est équipé d'un dispositif anti blocage.

Les roues freinent simultanément lorsque qu'un des leviers de frein situés sur les manches dans les deux habitacles est actionné.

Le freinage différentiel s'effectue en appuyant sur le levier de frein et sur la pédale de palonnier avec un angle compris entre 18° et 40° ($\pm 2^\circ$). Si la pédale est déviée à moins de $18 \pm 2^\circ$ le freinage différentiel n'est pas fonctionnel.

Les freins de roue sont relâchés par le levier de commande du frein.

Important : Le levier de frein de l'habitacle arrière est prioritaire. Lorsque ce levier est actionné, les freins ne peuvent pas être commandés par le levier de l'habitacle avant

La pression dans les freins est indiquée par des manomètres à double aiguille installés dans les deux habitacles sur les panneaux centraux. Ces manomètres indiquent normalement la même pression de freinage dans la roue droite et gauche.



Figure 47 : Manomètre à double aiguille dans les habitacles avant (à gauche) et arrière (à droite)

Il existe aussi un frein de parking qui bloque les roues du train d'atterrissage principal lorsque l'avion est stationné. La poignée du frein de parking est situé uniquement sur le panneau gauche de l'habitacle avant. Pour mettre le frein de parking, il faut déplacer la poignée à fond vers l'avant, pour l'enlever il faut la mettre en position centrale. Le frein de parking fonctionne à partir du circuit hydraulique de secours.

Volets

Le L-39C a de grands volets mécaniques à double fente. Ils améliorent les performances de l'aile au décollage et à l'atterrissage en augmentant sa portance par accroissement de sa surface.

Les volets sont commandés à l'aide de trois boutons situés sur les panneaux de gauche dans les deux habitacles. Le bouton avant règle les volets à la position 0° "VOL", le central à la position 25° "DÉCOLLAGE" et l'arrière à la position 44° "ATTERRISSAGE".

La position des volets est indiquée (de la même façon pour les deux habitacles) au moyen de trois voyants de signalisation situés sur les panneaux de gauche près des boutons de commande des volets. Lorsque qu'ils sont rétractés, le voyant avant est allumé, le voyant central correspond à la position de décollage et le voyant arrière à celle d'atterrissage. Le bouton reste enfoncé tant que les volets se déplacent et revient à sa position initiale quand les volets atteignent la position désirée.



Figure 48 : Indicateurs de position et boutons de commande des volets

Important : Les boutons de commande des volets de l'habitacle arrière sont prioritaires, ils surpassent ceux du poste avant

Des indicateurs mécaniques de position des volets sont situés sur l'aile. Lorsque les volets sont rétractés, les indicateurs sont cachés dans l'aile, Ils sont relevés à mi-course pour la position « DÉCOLLAGE », et complètement monté pour la position « ATTERRISSAGE ».

Le temps de sortie de la position "FLIGHT" 0° à "TAKE OFF" 25° est de 3 ± 1 secondes.

Le temps de sortie entre "FLIGHT" 0° et "LANDING" 44° est de (5 ± 1) secondes. Le temps de rentrée est le même. Si le pilote ne rentre pas les volets en temps voulu, ils seront rétractés automatiquement à une vitesse supérieure à 310 km/h.

Figure 37 : Aérofreins

Les aérofreins sont utilisés pour ralentir l'appareil en vol.

La sortie et la rentrée des aérofreins est commandée par des interrupteurs sur les manettes des gaz des deux habitacles.

Dans l'habitacle avant, le commutateur a deux positions fixes. La sortie et la rentrée. Il est aussi possible de sortir les aérofreins pendant un court laps de temps en utilisant le commutateur comme un bouton poussoir, lorsque qu'il est relâché les aérofreins rentrent. Pour les sortir entièrement, il faut basculer le commutateur en position arrière et pour les rentrer en position avant.



Figure 49 : Commutateur d'aérofreins, habitacle avant

Dans l'habitacle arrière, le commutateur a 3 positions : avant (rentrée des aérofreins), milieu (neutre) et arrière (sortie des aérofreins).

Important : Le commutateur de commande d'aérofrein de l'habitacle arrière est prioritaire. Les aérofreins ne peuvent être commandés depuis l'habitacle avant que si le commutateur de l'habitacle arrière est en position neutre.

La position de l'aérofrein est indiquée par le signal "AIR BRAKE OUT", situé sur les indicateurs de train d'atterrissage dans les deux habitacles.

Lorsque l'avion atteint Mach 0,78 + 0,02 aérofreins sortent automatiquement.

Commande et signalisation des systèmes hydrauliques des servitudes des deux habitacles

Habitacle avant



Figure 50 : Commandes et signalisation du système hydraulique des servitudes de l'habitacle avant

Habitacle arrière

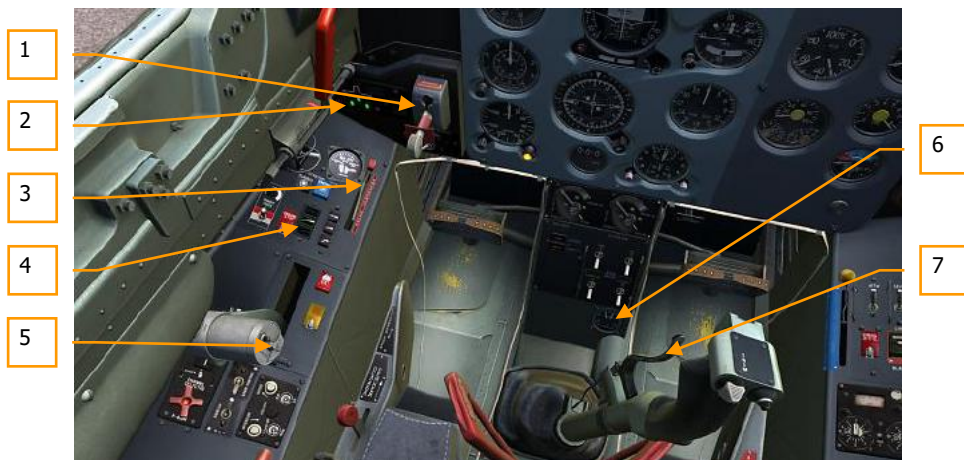
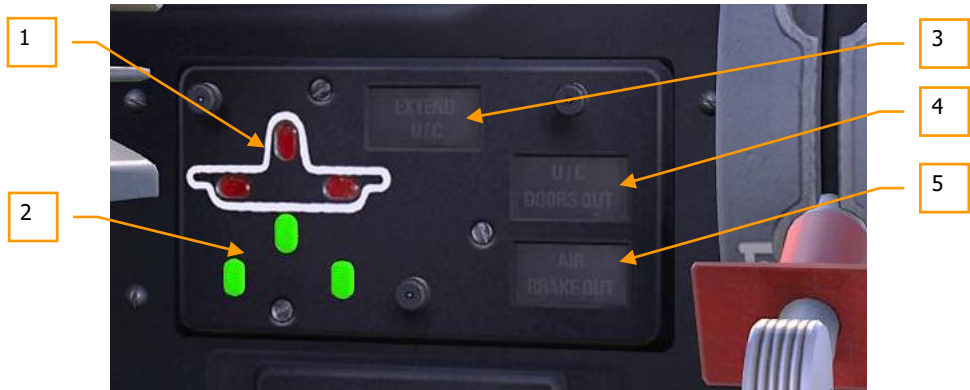


Figure 51 : Commandes et signalisation du système hydraulique des servitudes de

l'habitacle arrière

1. Levier de commande de train
2. Panneau d'indicateurs de position des trains d'atterrissage.
3. Poignée de frein de parking
4. Boutons de commande et voyant de position des volets
5. Commutateur d'aérofreins
6. manomètre à double aiguille
7. Levier de frein

Panneau d'indicateurs de position des trains d'atterrissage.



Panneau d'indicateurs de position des trains d'atterrissage.

1. Trois voyants rouges - train rentré
2. Trois voyant verts - train sorti
3. Le voyant EXTEND U/C s'allume si pendant l'approche les volets sont en position d'atterrissage et les trains rentrés (Le voyant est doublé d'une alarme sonore)
4. La lampe UC DOORS OUT s'allume lors de la sortie ou de la rentrée du train d'atterrissage (en cas de sortie d'urgence des trains, la lampe UC DOORS OUT reste allumée)
5. AIR BRAKE OUT – indique que les aérofreins sont sortis.

Système hydraulique de secours

Le système hydraulique de secours est chargé automatiquement quand le moteur fonctionne et que le train d'atterrissage est sorti. Pour le charger en vol avec le train rentré, il est nécessaire d'ouvrir la vanne reliant les systèmes hydrauliques principal et de secours en déplaçant la poignée correspondante sur le panneau de commande droit.

Pendant le vol, il est nécessaire de contrôler périodiquement la pression du système de secours et, si nécessaire, de le charger à 150 kg / cm2 en déplaçant le levier de la vanne reliant les deux systèmes

vers l'arrière. Le train d'atterrissage, les volets et la turbine à air peuvent être sortis en cas d'urgence si la pression dans le système hydraulique de secours est de 105 kg/cm². Lorsque la pression dans le système de secours atteint 100 ± 5 kg/cm² les voyants HYD. SYST.FAIL clignotent sur le panneau des voyants dans les deux habitacles.

Pour éviter la chute de pression dans le système hydraulique de secours en cas de chute de pression dans celui des servitudes, les vannes d'interconnexion des systèmes doivent être fermées dans les deux habitacles.



Figure 53 : Vannes du système hydraulique de secours.

1. Vanne de sortie d'urgence des trains.
2. Vanne de sortie d'urgence des volets.
3. Vanne de sortie de la turbine à air
4. Vanne d'interconnexion des systèmes principaux et de secours.

Pour la sortie d'urgence des volets, il est nécessaire de déplacer le levier de la vanne de sortie d'urgence des volets, situé sur le panneau de droite dans les habitacles avant ou arrière, complètement en arrière. La sortie du train d'atterrissage est vérifiée par les voyants correspondants et les indicateurs mécaniques. En cas de sortie d'urgence du train d'atterrissage, les trappes des trains restent ouvertes et le voyant UC DOORS OUT (trappes des trains ouvertes) reste allumé.

Avec le système hydraulique de secours les volets ne sortent qu'à la position 44° LANDING. Lorsque les volets sont en extension d'urgence, le servo-compensateur sur l'élévateur gauche ne compense pas automatiquement.

L'approche pour l'atterrissage avec le train rentré et les volets en position d'atterrissage (44°) s'accompagne du voyant EXTEND UC allumé sur le panneau de signalisation de train d'atterrissage et par un signal sonore.

Pour sortir la turbine à air de secours, il faut déplacer son levier de sortie d'urgence de l'habitacle avant ou arrière complètement vers l'arrière jusqu'en butée.

Pour rentrer le train d'urgence suite à un arrêt moteur il faut déplacer le levier en position rentré et vers la droite pendant 1-2 secondes dans l'habitacle avant ou arrière.

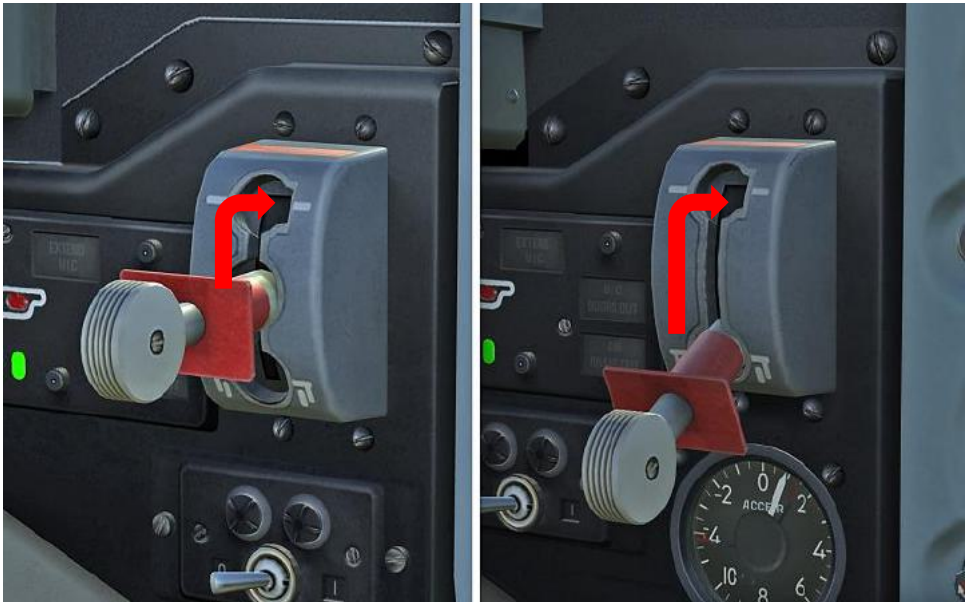


Figure 54 : Rentrée d'urgence des trains, habitacle arrière (gauche) et avant (droite)

Freinage d'urgence

Pour freiner d'urgence, il faut déplacer vers l'arrière le levier de la vanne de freinage d'urgence situé sur le panneau gauche de l'habitacle avant ou arrière. Lors du freinage d'urgence, il est impossible de freiner les roues indépendamment (faire un virage) et le système anti blocage est inopérant.



Figure 55 : Leviers de freinage d'urgence dans les habitacles avant (gauche) et arrière (droite)

La pression dans les freins est indiquée par le manomètre installé sur le panneau de commande central dans l'habitacle avant seulement.

Commandes de l'appareil

Les commandes de l'avion comprennent les élévateurs, les ailerons, les systèmes de commande de la gouverne et les systèmes de commande des trim d'élévateurs et d'ailerons

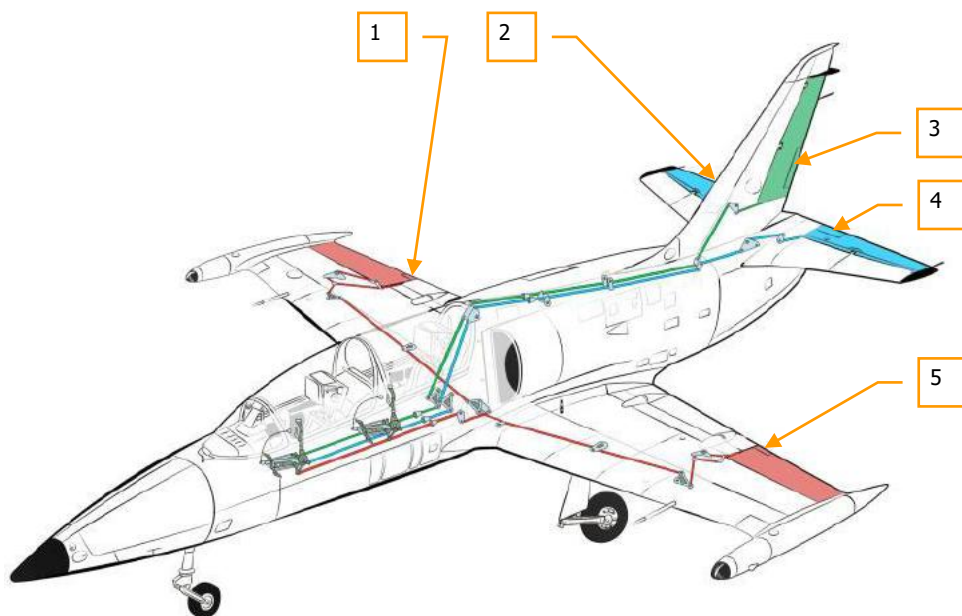


Figure 56: Commandes de l'avion

1. Compensateur (trim) de l'aileron
2. Trim d'élévateur (non-visible)
3. Tab de compensation (trim) en lacet
4. Tab de compensation (trim) en profondeur
5. Trim d'aileron

Les élévateurs et les ailerons sont commandés par les manches installés dans les deux habitacles de l'avion. Les manches sont reliés aux élévateurs et aux ailerons par des tubes, des leviers intermédiaires et des bielles. La gouverne est commandée par le palonnier, également au moyen de tubes, de leviers intermédiaires et de bielles.

Toutes les surfaces de commande de l'avion sont équipées de compensateurs asservis pour réduire les moments d'articulation sur les surfaces de commande. Le servo-compensateur de l'aileron droit n'a pas de moteur électrique et dévie proportionnellement à l'angle de déviation des ailerons. Celui de l'aileron gauche a un moteur électrique, contrôlé à distance par le bouton-poussoir sur le manche. Par conséquent, le servo-compensateur de l'aileron gauche sert de trim d'aileron.

Le servo-compensateur de la gouverne n'a pas de moteur électrique et dévie proportionnellement à l'angle de braquage de la gouverne.

Les servo-compensateurs des élévateurs droit et gauche ont des moteurs électriques. Celui du côté droit est commandé à distance par le bouton-poussoir sur le manche. Ce servo-compensateur sert de trim d'élévateur.

Le servo-compensateur de l'élévateur de gauche dévie automatiquement de 15° vers le bas lorsque les volets sont sortis en position d'atterrissage.

Les trims d'élévateur et d'aileron sont commandés à distance à l'aide de moteurs électriques. Les boutons de commande des trims sont situés sur les manches. Les voyants de position neutre des trim d'ailerons et d'élévateur sont situés sur le panneau central des habitacles avant et arrière. Dans l'habitacle arrière au lieu de l'indicateur de position du trim de l'élévateur est installé un voyant de position neutre.

Commande des trims en place avant et arrière

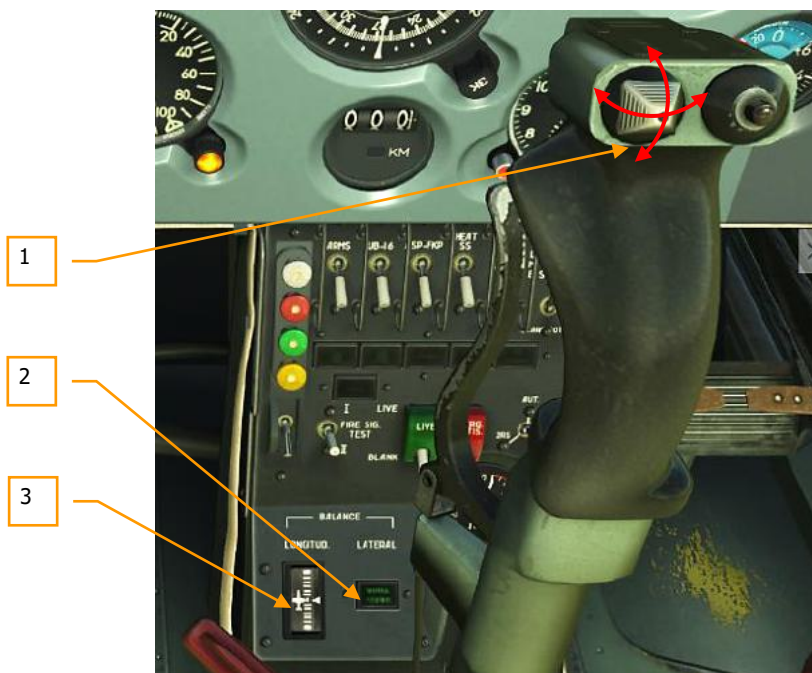


Figure 57 : Commande de trim en place avant

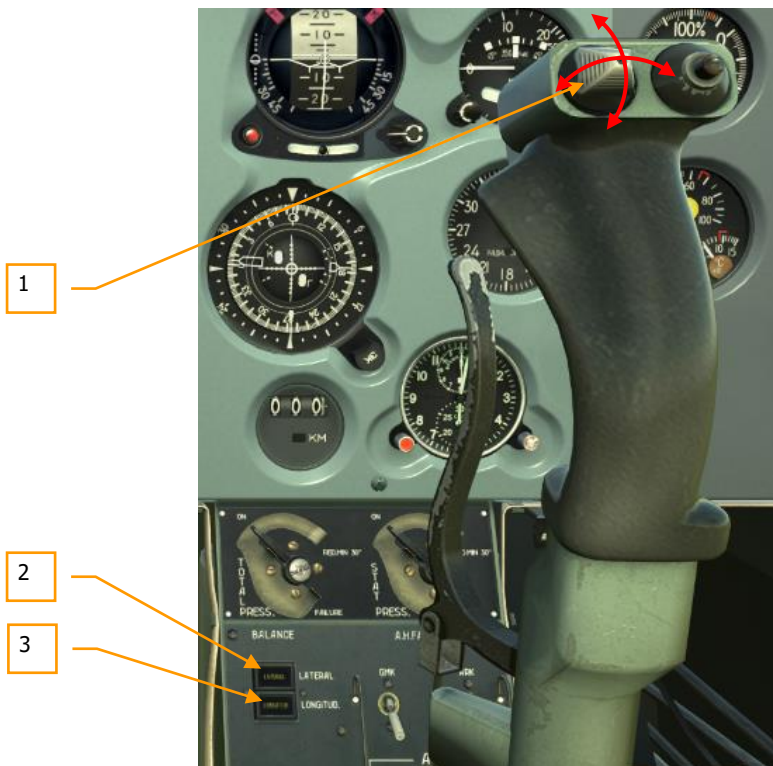


Figure 57 : Commande de trim en place arrière

1. Bouton de commande de trim
2. Position neutre du trim de l'aileron
3. Position neutre du trim de l'élévateur

Système de contrôle de l'environnement

Le système de contrôle de l'environnement rend étanche le pare-brise et les parties ouvrantes de la verrière.

L'étanchéité du poste de pilotage s'effectue à l'aide de la pressurisation de l'habitacle et du levier ECS. Après fermeture de la verrière elle est verrouillée en déplaçant le levier en butée vers l'avant dans l'habitacle avant ou arrière. Le déverrouillage s'effectue en déplaçant le levier dans le sens opposé. Les leviers sont situés sur les panneaux horizontaux droits des deux habitacles.

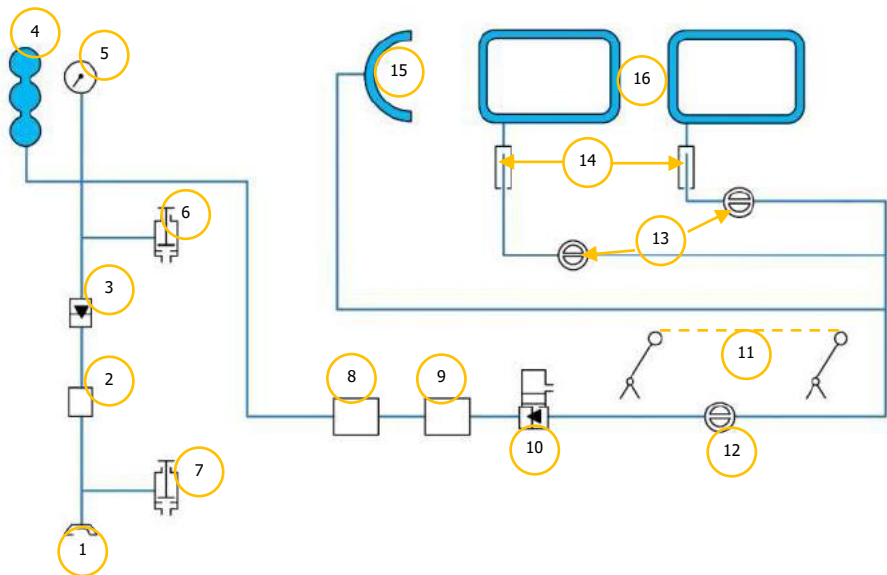


Figure 59 : Schéma du système de contrôle de l'environnement

1. Raccord de pressurisation
2. Filtre
3. Clapet anti-retour
4. Réservoir
5. Manomètre
6. Vanne de purge, purge l'air du système

7. Vanne de purge d'air, purge l'air du tuyau d'alimentation
8. Vanne de réduction de pression
9. Vanne de réduction de pression
10. Vanne combinée
11. Levier de pressurisation habitacle et d'ECS
12. Vanne d'étanchéité
13. Vanne d'étanchéité des parties ouvrantes de la verrière
14. Raccordements télescopiques
15. Boudin d'étanchéité du pare brise
16. Boudins d'étanchéité des parties ouvrantes de la verrière

En cas de déverrouillage de la verrière sans dégonflage préalable des boudins à l'aide de la poignée d'étanchéité ou lors de l'éjection, leur pression est automatiquement purgée. L'ouverture de la verrière sans dépressurisation des boudins d'étanchéité n'est pas recommandée en raison du risque de rupture des charnières.

Système de conditionnement d'air

Le système de conditionnement d'air sert à maintenir la température et la pression requises dans l'habitacle et à sa ventilation. Il constitue avec le cockpit pressurisé, l'équipement d'oxygène, les unités de contrôle et de commandes, l'équipement d'altitude de l'avion.

Le poste de pilotage de l'avion est ventilé. La pression d'air requise dans l'habitacle est fournie en prélevant de l'air comprimé du compresseur du moteur. L'air est insufflé, réchauffé ou refroidi, dans l'habitacle puis extrait. L'étanchéité et la ventilation du poste de pilotage commencent dès le déplacement du levier d'ECS et de pressurisation de l'habitacle. Par conséquent, au bout de 30 secondes, le voyant AIR CONDIT OFF sur le panneau droit d'avertissement et de signalisation des deux habitacles s'éteint. Si le signal AIR CONDIT OFF est clignotant, il informe le pilote que la vanne d'alimentation d'air est fermée, s'il est éteint, elle est ouverte. La vanne d'arrêt est contrôlée par la poignée de pressurisation de l'habitacle et de l'ECS. La vanne ne peut être commandée que si le disjoncteur AIR COND de l'habitacle arrière est en position neutre.

Lorsque le régulateur de température est en mode secours, le voyant AIRCONDIT EMERG (conditionnement d'air secours) s'allume sur le panneau d'avertissement et de signalisation. La fonctionnalité secours du régulateur de température n'est pas implémentée dans la simulation et le voyant ne s'allume que si le bouton « CHECK » est enfoncé.

"L'altitude" dans le poste de pilotage et la pression différentielle sont surveillées par les jauges d'altitude habitacle et de différences de pression (en russe : UVPD). L'UVPD est installé dans les deux habitacles. En cas de différence de pression dans le poste de pilotage ou s'il n'est pas étanche à des altitudes supérieures à 2000 m, le voyant CABIN PRESSURE clignote sur les panneaux d'alerte des deux habitacles.

Certaines fonctions de l'ECS telles que la régulation automatique de la température du poste de pilotage, des combinaisons de vol et des bouches de ventilation individuelle ne sont pas mises en œuvre.

Le tableau de commande de la température d'air de l'habitacle est installé sur la console avant, derrière ce panneau se trouvent le commutateur HEAT-COOL-AUTO et le réglage de température. Les soupapes de ventilation des combinaisons de vol sont situées sur les panneaux gauche des deux habitacles.



Valve de ventilation des combinaisons de vol

Des bouches de ventilation individuelles sont installées dans les deux habitacles à droite du tableau de bord.

Toutes les commandes sont animées.

Commande et signalisation des systèmes de contrôle d'air et d'environnement dans les habitacles avant et arrière



Figure 61 : Commande et signalisation des systèmes de contrôle d'air et d'environnement dans l'habitacle avant



Figure 61 : Commande et signalisation des systèmes de contrôle d'air et d'environnement dans l'habitacle arrière

1. Manomètre cabine (UVPD)
2. Levier de pressurisation habitacle et d'ECS
3. Panneau de commande individuel de ventilation et de température de la combinaison de vol
4. Bouche de ventilation individuelle
5. Panneau de commande de température de l'habitacle
6. Disjoncteur AIR COND

Système d'alimentation en carburant

Le système carburant de l'avion est utilisé pour fournir une alimentation constante en carburant au moteur sur toute la plage de vitesse et d'altitude.

Le système carburant se compose du système principal et des réservoirs d'extrémité d'ailes.

Le système d'alimentation principal comprend cinq réservoirs de fuselage d'une capacité totale de 1100 litres (825 kg). Pour augmenter l'autonomie, deux réservoirs d'extrémité d'aile d'une capacité de 100 litres chacun sont ajoutés. La charge totale de carburant est de 975 kg.

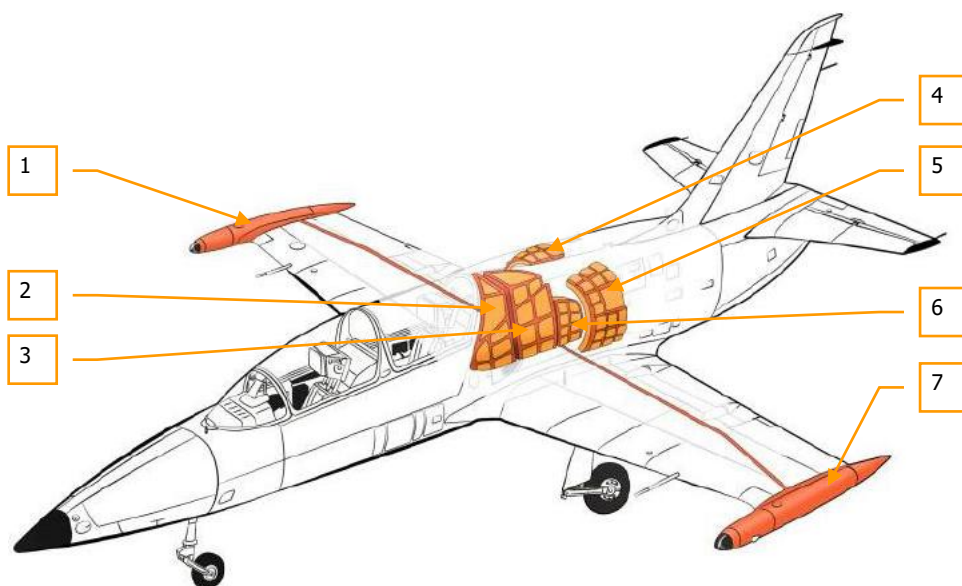


Figure 63 : Réservoirs de carburant

1. Réservoir d'extrémité droit (100 l)
2. Réservoir de fuselage N°1 (260l)
3. Réservoir de fuselage N°2 (365l)
4. Réservoir de fuselage N°3 (135l)
5. Réservoir de fuselage N°4 (135l)
6. Réservoir de fuselage N°5 (205l), nourrice.
7. Réservoir d'extrémité gauche (100 l)

Un accumulateur de carburant est utilisé pour alimenter le moteur en vol avec facteur de charge négatifs. Sa capacité est de 10,5 litres. Il permet de voler 20 secondes au maximum en G négatifs. L'accumulateur doit être rempli en vol horizontalement durant au moins 20 secondes, avant de voler à nouveau en G négatifs.

Pour fermer l'arrivée de carburant des réservoirs vers les conduites, la vanne de coupure doit être utilisée. Cette vanne est commandée à l'aide de leviers, situés sur le côté gauche des deux habitacles. En position avant, la vanne d'arrêt est ouverte.



Figure 64 : Vanne de coupure de carburant des deux habitacles

Ordre d'utilisation des réservoirs

L'ordre d'utilisation des réservoirs de carburant doit maintenir le centre de gravité de l'avion dans les limites d'exploitation spécifiées. Lors du plein ravitaillement (1300 litres), le carburant est initialement consommé dans les réservoirs du fuselage. Quand il reste 575-625 kg dans les réservoirs du fuselage, ceci peut être contrôlé sur la jauge de carburant, le carburant est consommé à partir des réservoirs d'extrémité. Il faut 15 minutes pour les vider. La jauge de carburant indique le carburant restant total dans les réservoirs de fuselage en kilogrammes.

Cette jauge sert à mesurer et à indiquer la quantité de carburant restante.

Pour activer la jauge, il faut activer les commutateurs BATTERY et ENGINE sur le panneau principal des disjoncteurs de l'habitacle avant. Après 1-2 minutes l'aiguille doit indiquer la quantité réelle de carburant dans les réservoirs de fuselage. Les jauges sont installées sur les tableaux de bord des deux habitacles.

Lorsque l'onduleur SPT-40 ne marche pas, la jauge de carburant ne fonctionne pas. Pour l'activer dans ce cas il est nécessaire de commuter INDICAT MOTEUR. EMERG sur le panneau droit de l'habitacle avant. La position zéro sur l'échelle correspond à 37 kg de carburant dans les réservoirs de fuselage.

Le carburant des réservoirs de fuselage n'est utilisé qu'après le vidage des réservoirs d'extrémité d'ailes.

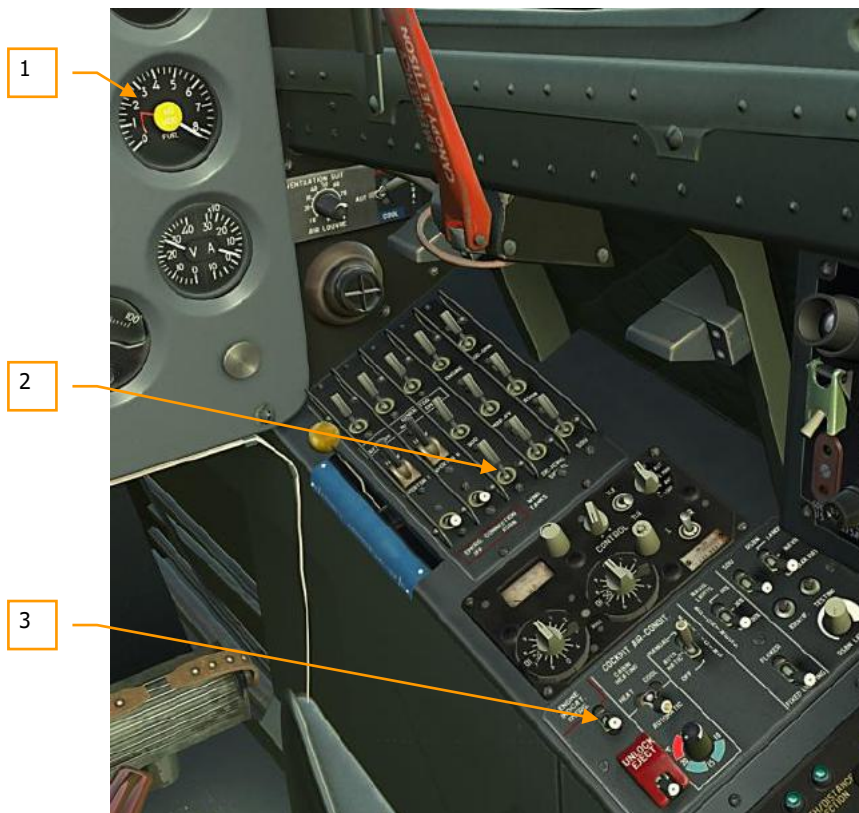


Figure 65 : Commandes de la gestion de carburant

1. Jauge de carburant
2. Disjoncteur WING TANKS
3. Commutateur ENGINE INDICAT. EMERG (Alimentation de secours des jauges moteur)

Voyants indicateurs

- Voyant 150 KG FUEL sur le panneau des alertes dans les deux habitacles, indique la réserve de carburant dans les réservoirs de fuselage. Voyant clignotant.
- Voyant DON'T START sur le panneau des alertes dans les deux habitacles, indique une chute de pression du carburant après la pompe. Voyant clignotant.
- Voyant FUEL FILTER sur le panneau des avertissements et de signalisation dans les deux habitacles, indique une différence de pression sur le filtre à carburant (le filtre est conçu pour nettoyer le carburant des impuretés mécaniques). Voyant fixe.
- Voyant WING TIP TANKS sur le panneau d'alertes et de signalisation dans les deux habitacles, s'éteint lorsque la pression de carburant dans les réservoirs d'extrémité augmente et s'allume quand ils sont vides. Lorsque les réservoirs d'extrémité sont vides et que le voyant WING TIP TANKS s'allume il faut couper les disjoncteurs automatiques WING TANKS sur le panneau principal des disjoncteurs dans l'habitacle avant. Voyant fixe.

Extincteurs feu moteur

L'extincteur est conçu pour éteindre le feu dans la zone dangereuse du moteur. Cette zone comprend les parties carburant du moteur, la chambre de combustion et le carter de la chambre des gaz.

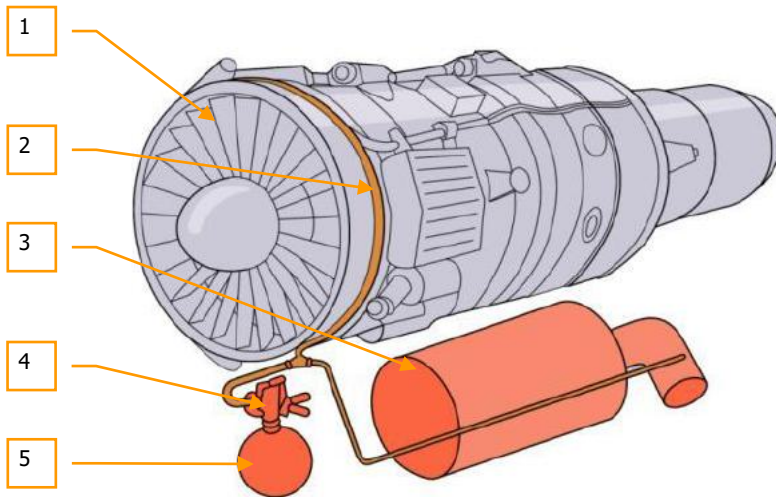


Figure 66 : Extincteur

1. moteur AI-25TL.
2. Collecteur de distribution / anneau de pulvérisation
3. APU Sapphire-5.
4. Tête de bouteille avec valve d'extinction et charges pyrotechniques
5. Bouteille d'extincteur (réservoir)

L'équipement d'extinction d'incendie du L-39 se compose du système de détection d'incendie SSP-FK, de voyants d'alerte incendie et d'extincteur.

Détecteurs et indicateurs du système incendie

Le système de détection et d'information d'incendie est conçu pour allumer un témoin lumineux indiquant un incendie. Il se compose de six capteurs thermiques dans le compartiment moteur et de voyants d'avertissement FIRE sur les panneaux d'alerte dans les habitacles avant et arrière.

Capteurs d'incendie

Six détecteurs thermoélectriques DTBG sont installés dans le compartiment moteur pour la détection d'incendie. Les six capteurs sont divisés en deux groupes de trois capteurs chacun. Les capteurs sont situés dans les endroits les plus dangereux du compartiment moteur : l'APU, le générateur, les allumeurs gauche et droit, la boîte à déchets, le démarreur à air.

Lorsque la température dans le compartiment moteur atteint 200 ° C ou augmente à une vitesse supérieure à 4 °C par seconde, un relais se ferme et les voyants FIRE s'allument. Lorsque le feu s'éteint ou lorsque la température dans le compartiment moteur diminue rapidement, les voyants s'éteignent et le circuit d'alerte est réarmé.

Commutateur de test du circuit d'alerte incendie

Avant chaque vol, il est nécessaire de vérifier si les capteurs thermiques fonctionnent correctement. Leur bon fonctionnement peut être vérifié à l'aide du commutateur à ressort FIRE SIG TEST / TEST SSP à trois positions, installé sur le piédestal central du cockpit avant. Les positions "I" et "II" servent à tester respectivement le premier et le second groupe de capteurs. Pour les vérifier, il faut d'abord appuyer et maintenir le commutateur en position "I" pour tester le premier groupe de capteurs. Le témoin FIRE doit s'allumer lorsque l'interrupteur est maintenu et s'éteindre lorsqu'il est relâché. Cette procédure doit être répétée pour la position "II" pour tester le deuxième groupe de capteurs. Notez que ce test vous indique seulement que les deux groupes de capteurs fonctionnent électriquement mais pas que leur seuil d'activation est correct (à quelle température le témoin FIRE s'allume). Ce test garantit également que le système de détection d'incendie se réinitialise correctement après l'extinction du feu.



FIRE SIG TEST / TEST SSP

Commutateur de test des circuits d'alerte incendie (ramené en position centrale par ressort)

Figure 67 : Commutateur de test du circuit d'alerte incendie

Voyant d'alerte incendie

Un voyant lumineux rouge marqué FIRE sur le panneau d'alerte dans les deux cockpits s'allume chaque fois que les capteurs d'incendie détectent un incendie ou une surchauffe. En cas d'incendie, le voyant d'alerte incendie et les voyants d'alerte principaux rouges clignotent. Les voyants d'alerte sont situés au-dessus du tableau de bord dans les deux cockpits. Le voyant FIRE est clignotant.

Système d'extinction d'incendie

Le système d'extinction d'incendie se compose de la bouteille d'extincteur et de tubes pour la distribution de l'agent extincteur. Les tubes forment une bague et une barre de pulvérisation contenant de petits trous situés dans des zones spécifiques permettant la pulvérisation sur les éléments critiques du compartiment moteur.

Deux charges pyrotechniques ouvrent la vanne de la bouteille d'extincteur, libérant son contenu vers le collecteur. Pour le fonctionnement du système, au moins une charge pyrotechnique doit être déclenchée.

Bouton d'extinction

En cas d'incendie, il faut appuyer sur le bouton d'extinction, protégé par un couvercle rouge repéré EXT (pour "extinction") et situé sur la partie avant de la console gauche dans les deux cockpits. Lorsqu'un des boutons est enfoncé, deux charges pyrotechniques sont activées simultanément et la soupape d'extinction est ouverte. Lorsque le feu est éteint, le témoin d'incendie s'éteint.



Figure 68 : Bouton d'extinction

Le circuit est protégé par deux disjoncteurs. Le premier, appelé FIRE EXT, est dans le compartiment de nez et alimenté en 24 V directement à partir du bus de la batterie. Le deuxième, situé dans le panneau arrière des disjoncteurs et repéré FIRE est alimenté en 26 VDC. Chacun commande une des charges pyrotechniques qui seront tirées simultanément en temps normal.

Dégivrage

Le système de dégivrage est destiné à protéger les lèvres des entrées d'air du moteur et le pare-brise contre le givrage. L'air chaud est extrait du moteur.

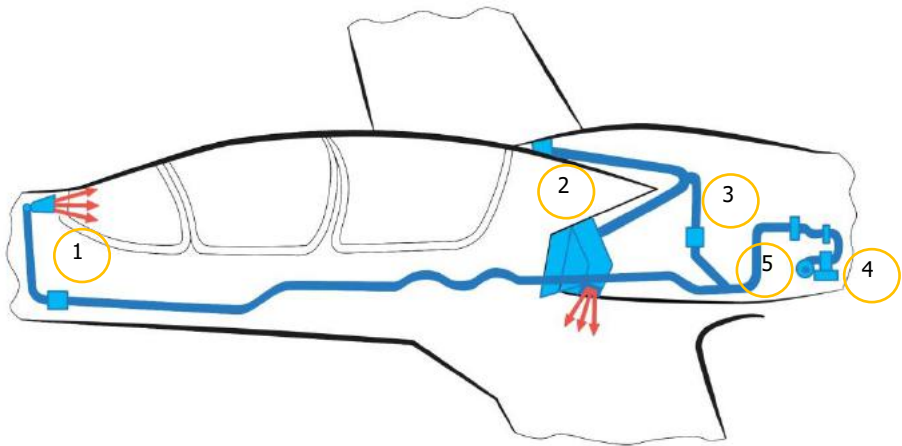


Figure 69 : Système de dégivrage

1. Buses d'air du pare-brise.
2. Buses d'air de réchauffage des lèvres des entrées d'air moteur.
3. limiteur de débit.
4. Vanne de fermeture.
5. Admission d'air chaud.

Le système est commandé à distance et peut fonctionner en mode automatique ou manuel (de l'habitacle avant uniquement). Les modes sont sélectionnés à l'aide d'un interrupteur ANTI-ICING situé sur le panneau de droite dans l'habitacle avant. Il dispose de trois positions MANUEL - AUTOMATIQUE - OFF.

En position AUTOMATIQUE, le système de dégivrage est activé par les signaux du détecteur de givrage radio-isotopique RIO-3. Lorsqu'il est activé, les voyants DE-ICING ON des panneaux d'alerte et de signalisation dans les deux habitacles sont allumés. Le capteur RIO-3 est activé par le disjoncteur DE-ICING SIGNAL sur le panneau principal des CB de l'habitacle avant. Sur la console

droite dans l'habitacle avant un bouton contrôle le circuit de chauffage du RIO-3 et son voyant vert de surveillance

Le capteur RIO-3 mesure le rayonnement entre un émetteur et un détecteur. Lorsque du givre se forme entre les deux, le détecteur ne peut plus mesurer le rayonnement de l'émetteur et le système anti-givrage est activé.

Le système anti-givrage est activé avant le vol lorsque la température extérieure est inférieure à +5° C, ainsi qu'avant le vol dans des conditions météorologiques défavorables et les vols de nuit.

Lorsque le commutateur est en position AUTOMATIQUE et que du givrage est détecté, le voyant "flocon de neige" s'allume en premier et au plus tard 30 secondes après le voyant DE-ICING ON s'allume. Lorsque le givrage disparaît le système de dégivrage s'arrête automatiquement, le voyant "flocon de neige" s'éteint et au bout de 30 secondes DE-ICING ON s'éteint également. Les deux voyants sont situés sur les panneaux d'alertes et de signalisation dans les deux habitacles. Les voyants DE-ICING ON et "flocon de neige" sont fixes.

En cas de défaillance du RIO-3 et en présence de givrage le système de dégivrage doit être activé manuellement. Pour cela, le commutateur ANTI-ICING doit être réglé sur MANUEL et au plus tard 30 secondes après le voyant DE-ICING ON s'allume. Pour désactiver le système de dégivrage, réglez le commutateur sur la position OFF.

Commande et voyants de dégivrage



Figure 70 : Commande du système de dégivrage

1. Disjoncteur DE-ICING SIGNAL
2. Bouton de test du circuit de chauffage du capteur de givrage RIO-3
3. Interrupteur ANTI-ICING

MOTEUR AI-25TL

SPÉCIFICATIONS GÉNÉRALES, PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT ET DONNÉES PRINCIPALES

Le turboréacteur double arbre AI-25TL monté dans l'avion.

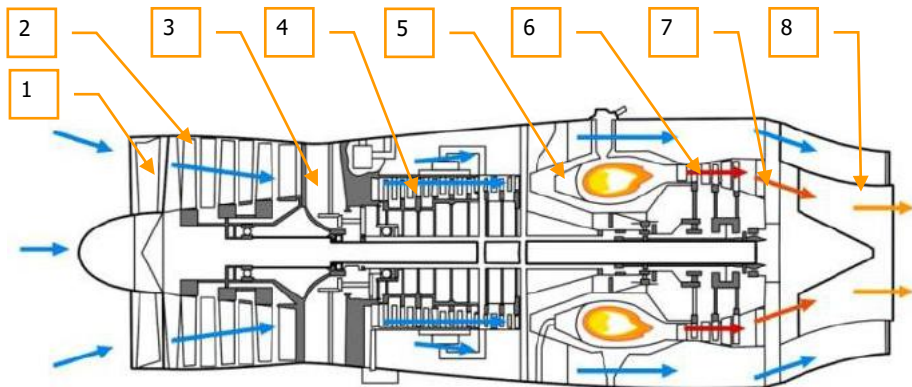


Figure 71: Moteur AI-25TL

1. Soufflante
2. Compresseur axial basse pression (LPC)
3. Séparateur de flux d'air
4. Compresseur axial haute pression (HPC)
5. Chambre de combustion
6. Rotor de turbine
7. Chambre de mélange
8. Tuyère

L'air provenant de l'atmosphère alimente la prise d'air composée des deux entrées d'air situées sur les côtés du fuselage.

Depuis l'entrée d'air, l'air alimente un compresseur axial basse pression à trois étages et est ensuite séparé en deux flux. Le flux chaud interne est envoyé vers un compresseur axial haute pression à neuf étages. Le flux dérivé externe est dirigé vers le by-pass d'échappement au travers d'un mélangeur qui le convertit en énergie cinétique. Le flux d'air provenant du compresseur axial haute pression pénètre dans la chambre de combustion, où il est mélangé au carburant et enflammé. Il traverse ensuite la turbine vers la chambre de mélange et la tuyère d'éjection.

Le flux d'air et de carburant s'écoulant à travers le moteur acquiert ainsi une accélération significative entraînant la poussée du moteur. L'AI-25TL développe une poussée statique d'environ 16,9 kN (3 800 lb) à la pression atmosphérique standard de 1013 hPa (29,92 inHg) et 15°C (59 ° F) au niveau de la mer.

Le moteur AI-25TL est équipé du système de mesure de vibrations IV-300. Les vibrations sont contrôlées à l'aide de la jauge IV-200, installée sur le tableau de bord de l'habitacle avant. Si les vibrations dépassent 33 mm/s, le voyant ENGINE VIBRATION clignote sur les panneaux d'alerte des deux habitacles. Pour vérifier le fonctionnement de l'IV-300, appuyez sur le bouton CHECK VIBRATION sur le panneau gauche de l'habitacle avant, l'aiguille de la jauge monte à 75-100 mm/s et le voyant ENGINE VIBRATION s'allume sur le panneau des alertes. La jauge IV-200 n'est pas installée dans l'habitacle arrière.



Figure 72 : Commande de test de vibrations

1. Bouton de test du mesureur de vibrations moteur IV-300 (repéré TEST VIBRATION)
2. jauge de vibrations moteur IV-200.

Systèmes moteur principaux:

- Système de lubrification moteur
- Système automatique de carburant moteur
- Système de protection contre la surchauffe moteur
- Système de dégivrage
- Système de démarrage

Système de lubrification moteur

Le système de lubrification fournit l'huile sous pression aux surfaces de contact mobiles pendant le fonctionnement du moteur afin de réduire les frottements et de diminuer l'échauffement. En outre, l'huile élimine les plus petites particules métalliques des surfaces en contact et protège les pièces. Le système de lubrification détermine la fiabilité de fonctionnement et la durée de vie du moteur.

La pression et la température d'huile à l'entrée du moteur sont mesurées par des capteurs. La pression d'huile du HPC à 95% des RPM ne doit pas être inférieure à 3 kg/cm² et pas moins de 2 kg/cm² pour les autres modes. La température de l'huile ne doit pas dépasser 90° C. Dans le cas contraire le voyant ENG.MIN.OIL.PRESS (pression d'huile minimale) clignote sur le panneau d'alerte et de signalisation de l'habitacle avant. Ce voyant n'existe pas dans l'habitacle arrière.

Système automatique de carburant moteur

Le système d'alimentation automatique en carburant du moteur alimente la chambre de combustion en fonction du mode de fonctionnement du moteur. Il se compose des systèmes d'alimentation principal et de secours.

La pression du carburant aux buses du moteur ne doit pas dépasser 65 kg/cm². En cas de défaillance partielle ou totale du système d'alimentation en carburant (dégâts au combat), il faut basculer sur le système d'alimentation de secours en activant l'interrupteur SEC. REG, situé sur les panneaux gauches des deux habitacles. Après cela, le voyant SEC.REG s'allume sur les panneaux d'alerte et de signalisation dans les deux habitacles. Ce voyant est fixe.

En cas de colmatage ou d'augmentation de différence de pression dans le filtre, le voyant FUEL FILTER s'allume sur les panneaux d'alerte et de signalisation des deux habitacles. Ce voyant est fixe.

Interrupteur de secours
carburant, repéré SEC REG



Figure 73 : Interrupteur de secours carburant

La pression du carburant, la pression et la température d'huile doivent être contrôlées à l'aide des jauges à trois aiguilles. Ces jauges sont installées sur les tableaux de bord des deux habitacles.

Jauge à trois aiguilles



Figure 74 : Jauge à trois aiguilles

1. Pression de carburant
2. Pression d'huile
3. Température d'huile

Pour activer la jauge, il faut activer les disjoncteurs BATTERY et ENGINE sur le panneau principal des disjoncteurs de l'habitacle avant. Les indicateurs de pression d'huile et de carburant indiquent zéro sur les échelles correspondantes à la mise en marche et celui de température d'huile la température réelle de l'huile.

Dans l'habitacle arrière, la jauge de température d'huile n'est pas opérationnelle, car elle n'a pas de capteur de température.

Lorsque l'onduleur SPT-40 ne marche pas, la jauge de pression de carburant et d'huile ne fonctionne pas, celle de température d'huile si. Pour activer la jauge de pression de carburant et d'huile il faut activer ENGINE INDICAT.EMERG. sur le panneau droit de l'habitacle avant.

Système de protection contre la surchauffe moteur

L'avion est équipé du système de protection contre la surchauffe moteur RT-12-9. Toutes les commandes de ce système sont dans l'habitacle avant.

Le système fournit :

Durant les opérations au sol (vérification du moteur comprise) et pendant le roulage et le décollage jusqu'à la rotation :

- Lors du fonctionnement à partir du système principal d'alimentation en carburant, si la température des gaz d'échappement (EGT) atteint $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$ elle sera suivie d'une réduction de l'alimentation en carburant pour éviter que la température dépasse $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$.
- Lors de l'utilisation du système d'alimentation de secours, si l'EGT atteint $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$ seule l'indication sera fournie, sans réduction de l'alimentation en carburant.
- Si l'EGT continue de monter et atteint $730 \pm 15^{\circ}\text{C}$, Le voyant J.P.T. 730°C s'allume et le moteur est arrêté automatiquement par l'activation de la vanne de coupure carburant.

Durant la course de décollage, après la rotation et durant le vol avec les trains ou les volets sortis :

- Si l'EGT atteint $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$ et $730 \pm 15^{\circ}\text{C}$, seule l'indication sera fournie, sans limitation d'alimentation ni arrêt moteur. Si le voyant J.P.T. 700°C s'allume durant le vol, la réduction de l'alimentation carburant réduisant la poussée moteur ne se fera que pendant et après la rétraction des trains et des volets.

Durant le vol avec les volets et les trains rentrés :

- Lors du fonctionnement à partir du système principal d'alimentation en carburant, si la température des gaz d'échappement (EGT) atteint $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$ elle sera suivie d'une

réduction de l'alimentation en carburant pour éviter que la température dépasse $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$.

- Lors de l'utilisation du système d'alimentation de secours, si l'EGT atteint $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$ seule l'indication sera fournie, sans réduction de l'alimentation en carburant.
- Si l'EGT continue à monter et atteint $730 \pm 15^{\circ}\text{C}$, le voyant J.P.T. 730°C s'allume lors du fonctionnement à partir du système d'alimentation principal ou de secours. Contrairement au fonctionnement au sol, il n'y aura pas d'arrêt immédiat du moteur lorsque cet indicateur s'allume en vol.
- Si pendant le vol le voyant J.P.T. 730°C s'allume, même si la température des gaz d'échappement baisse ultérieurement, il reste allumé et le moteur est arrêté automatiquement lorsque la roue avant touche le sol.

Commande et signalisation du système RT-12-9

Interrupteur d'arrêt manuel
du régulateur RT-12 JPT,
repéré OFF JPT REG



Interrupteur d'arrêt manuel du régulateur RT-12 JPT

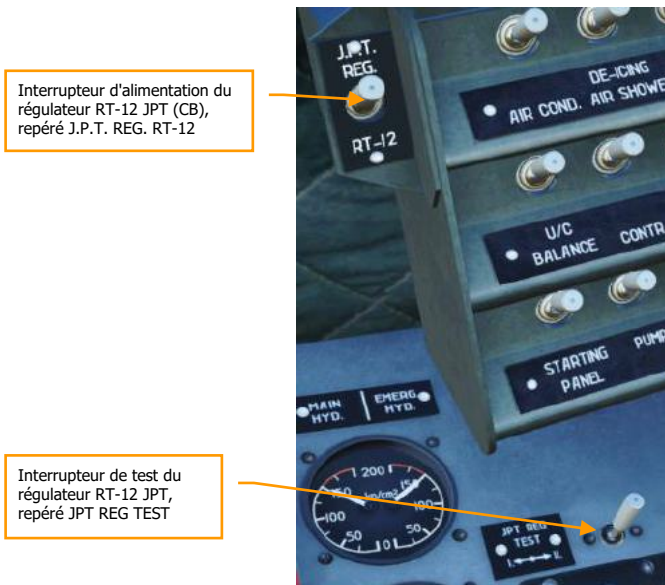


Figure 76 : interrupteurs d'alimentation et de test du régulateur RT-12 JPT

L'interrupteur d'arrêt manuel du régulateur RT-12 JPT (OFF JPT REG), situé sur le panneau gauche de l'habitacle avant, désactive le système de protection contre la surchauffe du moteur

L'interrupteur / disjoncteur (J.P.T. REG.) Du régulateur JPT RT-12 situé sur le tableau de distribution électrique auxiliaire du cockpit avant permet d'alimenter le circuit de protection contre la surchauffe du moteur.

L'interrupteur à rappel à ressort du régulateur RT-12JPT (JPT REG TEST), situé sur le panneau de droite dans l'habitacle avant, sert à vérifier le fonctionnement du système lorsque le moteur est à l'arrêt. Il faut placer et maintenir l'interrupteur en position I et vérifier si le voyant J.P.T 700°C s'allume, indiquant le fonctionnement normal du système. Répétez la même opération pour la position II- le voyant J.P.T.730°C s'allume. Il n'est pas recommandé de basculer ce commutateur après le démarrage moteur car il active la vanne de limitation de carburant.

Voyants indicateurs

Le voyant d'alerte J.P.T. 700°C est situé sur le panneau d'avertissement et de signalisation dans l'habitacle avant. Il s'allume (fixe) quand l'EGT atteint 700°C.

Le voyant d'alerte J.P.T. 730°C est situé sur le panneau d'avertissement et de signalisation dans l'habitacle avant. Il clignote quand l'EGT atteint 730°C.

Il n'y a pas de voyant J.P.T. 730°C et J.P.T. 700°C dans l'habitacle arrière.

Système de dégivrage moteur

Il est utilisé pour empêcher le givrage des pièces du moteur situées à l'entrée (pales de turbine, carénages d'entrées d'air). Le système de commande et de signalisation est similaire au système de dégivrage de l'avion.

Système de démarrage moteur

Le système de démarrage est utilisé pour lancer la rotation du rotor du moteur à un régime correspondant au mode ralenti pendant la procédure de démarrage.

Éléments impliqués dans le démarrage :

- Automatisme de démarrage
- Automatisme de carburant moteur
- Générateur d'air comprimé (source)
- Démarreur à air

L'APU Sapphire-5 est utilisée comme source d'air comprimé pour le démarrage du moteur. Elle fournit l'air comprimé alimentant le démarreur à air qui lance le rotor haute pression du AI-25TL.

Commandes moteur des habitacles avant et arrière

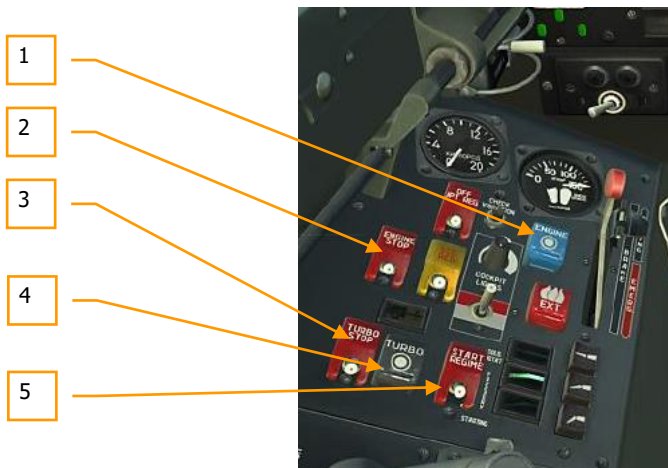


Figure 77 : Commandes moteur de l'habitacle avant

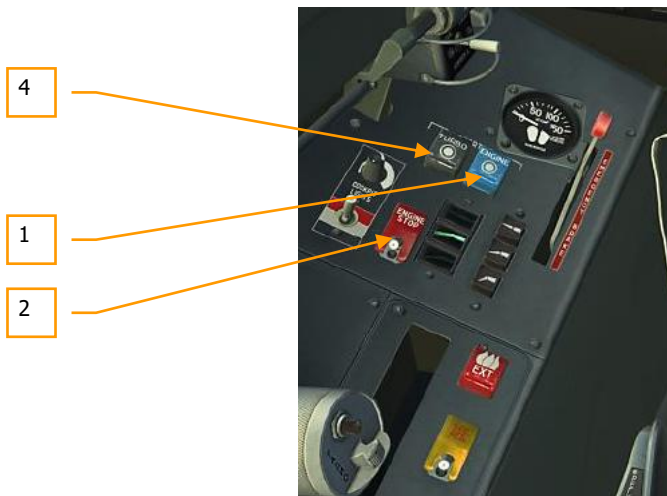


Figure 78 : Commandes moteur de l'habitacle arrière

1. ENGINE, bouton de démarrage du AI-25TL.
2. ENGINE STOP interrupteur d'arrêt d'urgence du moteur, indépendant de la position de la manette des gaz.
3. TURBO STOP interrupteur de coupure de l'APU "Sapphire-5".
4. TURBO, bouton de démarrage de l'APU "Sapphire-5". Lorsque l'APU est en marche, le voyant TURBINE STARTER s'allume (fixe) sur le panneau d'alerte et de signalisation dans l'habitacle avant.
5. L'interrupteur de mode de démarrage moteur (repéré START REGIME), doit être en position STARTING.

la manette des gaz située sur la banquette gauche des deux habitacles est utilisée pour sélectionner le mode de fonctionnement du moteur. La manette des gaz de l'habitacle avant dispose de repères indiquant les modes de fonctionnement moteur sélectionnables :

- STOP
- Repère triangulaire (utilisé quand le moteur est démarré avec le système carburant de secours)
- IDLE
- CR SPEED (vitesse de croisière)
- NOM (mode nominal)
- TAKE OFF.

La manette des gaz de l'habitacle avant dispose d'un loquet STOP utilisé lors de l'arrêt moteur.

La manette des gaz de l'habitacle arrière n'a pas de marquage de mode de fonctionnement et n'a pas de verrouillage STOP (Arrêt), donc seule la manette avant peut être placée en position STOP. Elle

dispose d'une sécurité empêchant sa mise accidentelle sur STOP en vol. Pour mettre la manette de l'habitacle avant en position STOP, le verrou extensible dans l'habitacle arrière doit être ouvert (rentré). Le moteur peut être arrêté soit par l'interrupteur STOP soit en fermant la vanne d'arrêt.

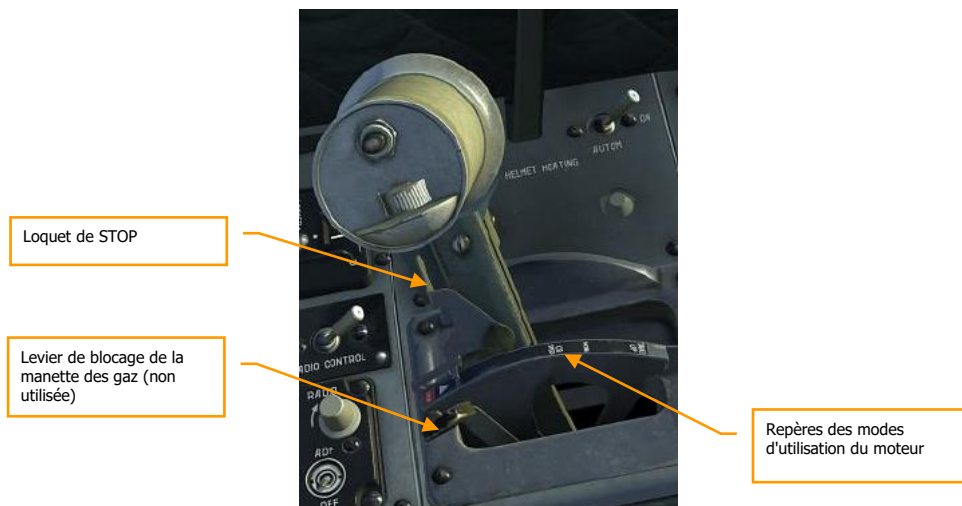


Figure 79 : Manette des gaz de l'habitacle avant

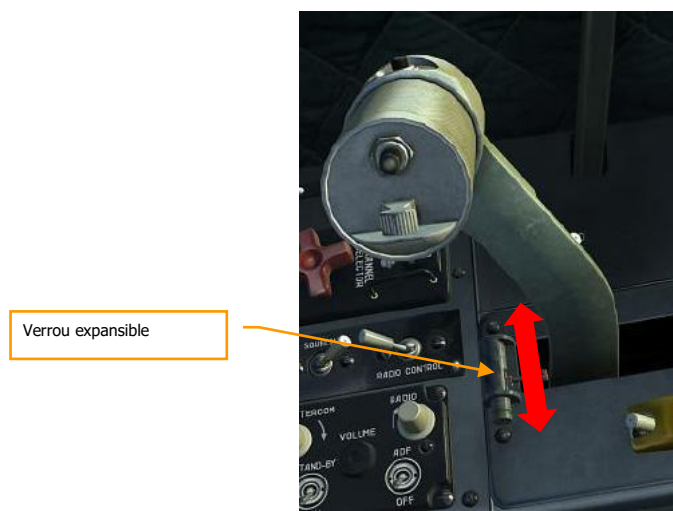


Figure 80 : Manette des gaz de l'habitacle arrière

L'AI-25 TL dispose des modes de fonctionnement suivants :

- **Mode décollage - "TAKE OFF"**. Correspond au maximum autorisé de 106,8% de RPM du compresseur haute pression (HPC) et à la poussée maximale (indicateur n1 sur la jauge RPM). Ce mode est utilisé pour le décollage, la montée initiale et l'accélération en vol. L'EGT ne doit pas dépasser 660°.
- **Mode nominal - "NOM"**. Correspond à 103,2% de RPM du compresseur haute pression (HPC) et à la poussée maximale (indicateur n1 sur la jauge RPM). Ce mode est utilisé pour la montée à l'altitude de croisière et pour le vol proche des vitesses maximales. L'EGT ne doit pas dépasser 625°C.
- **Mode croisière (85% de la puissance NOM) - "CR SPEED"**. Correspond à 99,6% de RPM du HPC (indicateur n1 sur la jauge RPM du moteur). Utilisé pour le vol à la distance maximale (durée maximale de vol), car la consommation de carburant est la plus basse. L'EGT ne doit pas dépasser 590°.
- **Mode ralenti - "IDLE"**. Correspond au minimum de RPM du HPC requis pour le fonctionnement stable du moteur, soit $56 \pm 1,5\%$ (aiguille n1 sur la jauge RPM du moteur). L'EGT ne doit pas dépasser 600°C.

Les RPM moteur sont contrôlés à l'aide du tachymètre ITE-2 et l'EGT à l'aide du thermomètre TST-2.

Les jauges ITE-2 (aiguille n°1 - RPM du HPC, n° 2 - RPM du LPC) et TST-2 sont situés dans les deux habitacles.

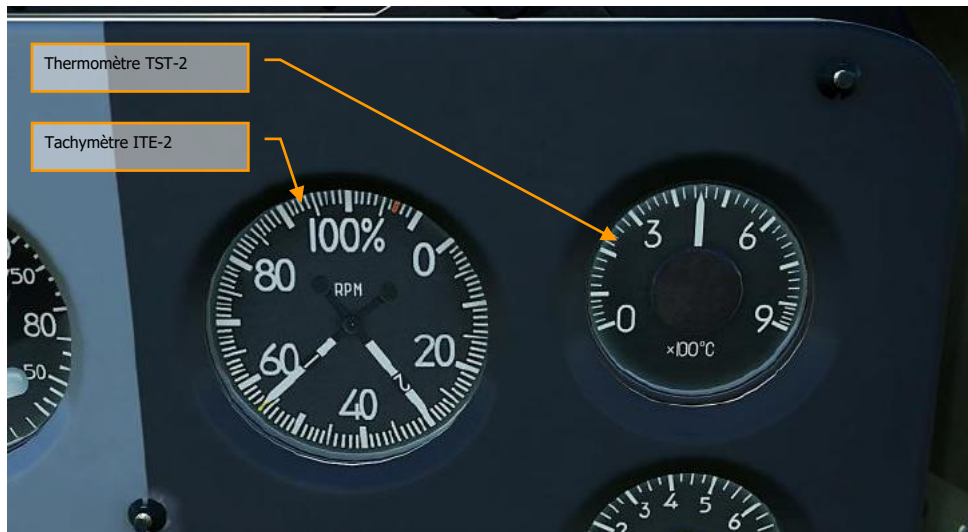


Figure 81 : tachymètre ITE-2 et thermomètre EGT TST-2

L'indicateur EGT TST-2 fournit une indication de la température des gaz mesurée à la sortie de la turbine. Le système se compose d'un transmetteur de température situé sur le carter de la turbine du

moteur et d'un indicateur dans chaque habitacle. Le signal de sortie du transmetteur de température ne peut être connecté qu'à un seul indicateur à la fois. Le sélecteur d'indicateur EGT (repéré EGT IND), situé sur le panneau gauche du cockpit arrière, sélectionne l'indicateur avant (commutateur en position FWD) ou arrière (commutateur en position AFT).



Figure 82 : sélecteur d'indicateur EGT

Spécifications principales et restrictions du moteur

Paramètres	Modes de fonctionnement			
	Décollage	Nominal	Croisière	Ralenti
Poussée, kgf	1720	1500	1275	≤135
RPM, %	106,8	103,2	99,6	56±1,5
Maximum EGT, °C				
Au sol	660	625	590	600
En vol	At H≤8000 m 685 (705*) At H>8000 m 715	650 670*	615 635*	600
Pression carburant maximale, kgf/cm ²	65	65	65	65
Température d'huile à l'entrée du moteur, °C	-5 to +90	-5 to +90	-5 to +90	-5 to +90
Plafond pratique, m	10 000	12 000	12 000	12 000
Durée maximale de fonctionnement continu, min	20	Illimité	Illimité	Au sol : 30 En vol, illimité
Temps de réponse moteur quand la manette est déplacée de la position IDLE à TAKE OFF, s	9-12			
Temps de démarrage moteur Au sol et en vol, s	≤50			
Maximum d'EGT autorisée pendant le démarrage, °C				
Au sol	550			
En vol	600			

*-Quand le système de dégivrage est en fonction, l'EGT augmente de 25-30°

Équipements de l'avion

L'équipement aviation de l'appareil (la terminologie russe est conservée intentionnellement) est destiné à fournir aux équipements consommateurs l'énergie électrique sous la forme de courant continu et alternatif, contrôler la génératrice électrique et surveiller son fonctionnement, déterminer les paramètres de vol et contrôler les différents éléments et systèmes de l'avion.

L'équipement aviation du L-39C comprend :

- L'équipement électrique
- Les instruments (jauges)
- L'équipement oxygène et l'équipement spécial pour les vols à "haute altitude"
- les moniteurs embarqués et les enregistreurs de vol

Équipement électrique

Système d'alimentation courant continu

Le système d'alimentation courant continu comprend :

- Le générateur DC principal VG-7500JA.
- Le générateur DC de secours GSR-3000.
- La batterie plomb/acide embarquée 12-SAM-28 (24V / 28 Ah).

En cas de défaillance du générateur principal, le générateur de secours reprend automatiquement l'alimentation en courant continu. Lorsque les deux générateurs sont défectueux, la source de courant de secours (batterie) prend en charge l'alimentation.

Tension nominale de fonctionnement:

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

Le VG-7500JA est entraîné par le moteur et le GSR-3000 est entraîné par la RAT.

Le générateur de secours GSR-3000 est une turbine aérodynamique (RAT) sortie automatiquement dans le flux d'air si le VG-7500JA ou le moteur fonctionnent mal pendant le vol. Il faut maintenir une vitesse air supérieure à 280 km/h pour que le générateur de secours commence à produire de l'électricité pour les équipements embarqués. La turbine aérodynamique est sortie en urgence par la vanne située sur les panneaux de droite dans les deux habitacles. En cas d'atterrissage forcé avec un moteur en panne et les trains rentrés, la RAT doit être rétractée avant l'atterrissage en coupant l'interrupteur générateur de secours repéré EMERG.GENERATOR. Si le train d'atterrissage est rentré d'urgence, la RAT le sera également.



Figure 83 : Turbine aérodynamique GSR-3000

La batterie est une source d'énergie de secours et fournit l'alimentation électrique aux équipements importants en cas de défaillance des générateurs principal et de secours.

Système d'alimentation en courant alternatif

Le système d'alimentation en courant alternatif (AC) comprend :

- Deux onduleurs (1 and 2) SPO-1000 – 115 V
- Un onduleur SPT-40 – 36 V
- Un onduleur PT-500C – 36 V

Les SPO-1000 fournissent le courant aux :

- RSBN-5S
- RV-5
- RKL-41
- MRP-56P
- R-832M
- Système d'air conditionné
- Indicateur de vibration moteur IV-300
- RIO-3

Le SPT-40 alimente :

- L'horizon artificiel électrique de secours
- Les jauges capacitives de carburant
- Les jauges de pression de carburant et d'huile
- L'indicateur de trim de tangage

Le PT-500C alimente les :

- Horizon artificiel (ADI) AGD-1
- GMK-1AE (gyro compas magnétique)
- RSBN-5S

Distribution de l'énergie électrique

Pour distribuer l'énergie électrique, l'habitacle avant du L-39C dispose de deux panneaux de distribution électrique : le panneau principal et le panneau auxiliaire des disjoncteurs.

Il y a aussi un panneau de distribution électrique dans l'habitacle arrière. Les disjoncteurs sur ce panneau sont prioritaires (ils surpassent ceux de l'habitacle avant).

Panneau principal des disjoncteurs de l'habitacle avant



Figure 84 : Panneau principal des disjoncteurs de l'habitacle avant

1. BATTERY connecte la batterie ou le groupe de parc sur le réseau électrique de bord

2. GENERATOR MAIN connecte le générateur principal sur le réseau électrique de bord
3. GENERATOR EMERG connecte le générateur de secours sur le réseau électrique de bord
4. ENGINE permet le démarrage moteur, la surveillance du fonctionnement moteur et active les onduleurs 3x36V
5. AGD-GMK active l'onduleur PT-500C qui alimente en courant DC le GMK-1AE et le AGD-1
6. 115V INVERTOR I active le premier onduleur SPO-1000
7. 115V INVERTOR II active le second onduleur SPO-1000
8. RDO active les radio R-832M et l'interphone SPU-9
9. MRP-RV active le récepteur de balises et l'altimètre radar
10. RSBN active le système RSBN-5S / ISKRA-K
11. EMERG. CONNECTION IFF active en vol et au sol l'alimentation du transpondeur par batterie en cas de panne du générateur principal et de secours
12. EMERG. CONNECTION RSBN active l'alimentation du système RSBN-5S / ISKRA-K par le générateur de secours ou la batterie en cas de panne du générateur principal
13. WING TANKS active le système de signalisation de la consommation de carburant des réservoirs d'extrémité d'ailes
14. DE-ICING SIGNAL active les capteurs RIO-3
15. SDU active le système de contrôle d'atterrissage à distance

Note :

Les commutateurs sur le tableau électrique principal sont des "disjoncteurs automatiques" (ACB) - en russe "Автомат Защиты Сети" (АЗС) - et agissent à la fois comme interrupteurs et comme disjoncteurs individuels.

Panneau électrique auxiliaire des disjoncteurs de l'habitacle avant

Sur le panneau électrique auxiliaire il y a 24 disjoncteurs, alimentant divers équipements. Dans la pratique ils sont tous activés par l'équipe au sol avant le vol et le pilote doit s'en assurer.

Dans le module L-39C tous les disjoncteurs du panneau auxiliaire sont activés par défaut.



Figure 85 : Panneau auxiliaire des disjoncteurs de l'habitacle avant

Le panneau auxiliaire comprend les disjoncteurs (Circuit Breaker) suivants :

1. AIR COND – alimente le système de conditionnement d'air
2. DE-ICING AIR SHOWER– alimente le système de dégivrage. Alimente également les bouches et la ventilation de la combinaison de vol mais cette fonction n'est pas implémentée dans la simulation.
3. STAND-BY PITOT – alimente le récepteur du Pitot de secours (gauche)
4. MAIN TUBE – alimente le récepteur du Pitot principal (droit)
5. PT-500C – active l'onduleur PT-500C
6. ARK – active l'ADF RKL-41
7. IFF – active le transpondeur SRO-2M

8. SEAT HELMET - alimente le réglage en hauteur du siège de l'habitacle avant et le circuit de chauffage du viseur de casque. Non implémenté
9. U/C BALANC – alimente le système de commande et de visualisation des : trim d'aileron et d'élévateur, trains d'atterrissage et volets
10. CONTR – alimente les systèmes de commandes de volets et d'aérofreins, active le système de frein de parking, de signalisation du Mach critique et alimente le relais de blocage de vitesse, qui déclenche à 310 km/h et active le voyant « STAND ALERT » (prêt), indiquant que le système de commande des armes est fonctionnel
11. SIGN – alimente les voyants des panneaux de l'habitacle avant
12. NAVIG. LIGHTS HAND LAMP – alimente le projecteur de secours et le système d'éclairage extérieur
13. SEARCH LIGHTS PORT – alimente le système de commande des feux de roulage et d'atterrissage bâbord
14. SEARCH LIGHTS STARB – alimente le système de commande des feux de roulage et d'atterrissage tribord
15. COCKPIT LIGHTING RED – alimente l'éclairage rouge de l'habitacle
16. COCKPIT LIGHTING WHITE – alimente l'éclairage blanc de l'habitacle
17. STARTING PANEL – alimente le panneau de démarrage du moteur
18. PUMP – alimente la pompe à carburant du moteur
19. IGNITION (démarrage) – alimente les disjoncteurs du panneau auxiliaire, responsables des opérations et du contrôle du démarrage.
20. IGNITION (démarrage) – alimente les disjoncteurs du panneau auxiliaire, responsables des opérations et du contrôle du démarrage.
21. ENGINE INSTRUM. T&S INDIC – active l'onduleur SPT-40
22. FIRE - alimente le système d'extinction de bord
23. EMERG. DROP - alimente l'interrupteur EMERG. JETTIS
24. FLT RECOR EKSR - 46 KL-39 - alimente les lanceurs de fusées leurres, le système d'éjection et l'enregistreur de vol SARPP-12GM

Panneau électrique des disjoncteurs de l'habitacle arrière



Figure 86 : Panneau électrique des disjoncteurs de l'habitacle arrière

1. NETW - interrupteur alimentant en courant l'ensemble du réseau électrique de bord. Doit toujours être activé !
2. Disjoncteur SEAT - alimente le réglage en hauteur du siège de l'habitacle arrière
3. Disjoncteur SIGNAL - alimente les voyants des panneaux de l'habitacle arrière
4. Disjoncteur ARMS - alimente le CB des commandes d'arme. Ce CB surpasse celui de l'habitacle avant.
5. Disjoncteur INTERCOM GROUND - alimente le système de communication avec l'équipe au sol.

Connexion et contrôle des sources AC et DC sur le réseau électrique de bord

Connexion d'une source d'alimentation extérieure sur le réseau électrique de bord

Le raccordement de la source de puissance extérieure est indiqué dans le poste de pilotage par un voyant avec le symbole d'équipement au sol sur le panneau gauche de l'habitacle avant et par le voltmètre (tension entre 27-29 V). Il n'y a pas de voltmètre dans l'habitacle arrière.[116](#)



Figure 87 : Voyant de source de puissance extérieure

Connexion de la batterie 12-SAM-28 au réseau électrique de bord :

Pour connecter la batterie au réseau électrique de bord, il faut activer l'interrupteur BATTERY sur le panneau électrique principal des disjoncteurs. La connexion est contrôlée par le voltmètre et par les voyants GENERATOR MAIN et GENERATOR EMERG clignotants sur le panneau d'alerte. La tension lue sur le voltmètre devrait être 24V.

Connexion du générateur principal au réseau électrique de bord :

Pour connecter le générateur principal, il faut activer le commutateur GENERATOR MAIN sur le panneau électrique principal. Le générateur principal sera connecté au réseau électrique de bord après le démarrage du moteur et la source de puissance extérieure sera coupée. Lorsque le

générateur principal est connecté, les voyants GENERATOR MAIN et GENERATOR EMERG s'éteignent. La tension sur le voltmètre doit être comprise entre 28 et 29 V.

Activation des onduleurs SPO-1000 :

Pour activer les onduleurs SPO-1000 I et II, il faut activer le 115V INVERTOR I et le 115V INVERTER II sur le panneau électrique principal de l'habitacle avant.

Le fonctionnement correct des onduleurs est vérifié par le fonctionnement normal des consommateurs électriques alimentés par les deux onduleurs, comme mentionné ci-dessus.

En cas de défaillance de l'un des onduleurs, tous les équipements commutent automatiquement sur le second et le voyant INV. 115V FAIL commence à clignoter sur le panneau des alertes dans les deux habitacles.

Activation de l'onduleur SPT-40 :

Cet onduleur est activé par le disjoncteur ENGINE sur le panneau électrique principal des disjoncteurs de l'habitacle avant.

Le fonctionnement correct de l'onduleur est vérifié par le fonctionnement normal des consommateurs électriques qu'il alimente, comme mentionné ci-dessus.

En cas de panne de l'onduleur le voyant rouge INV. 3x36V FAIL s'allume clignotant sur le panneau d'alerte et de signalisation des deux habitacles.

Activation de l'onduleur PT-500C :

Cet onduleur est activé par le disjoncteur AGD-GMK sur le panneau électrique principal des disjoncteurs de l'habitacle avant.

Le fonctionnement correct de l'onduleur est vérifié par le fonctionnement normal des consommateurs électriques qu'il alimente, comme mentionné ci-dessus.

Éclairage

Le système d'éclairage du L-39C est divisé entre les sous-systèmes suivants :

- Éclairage extérieur
- Éclairage intérieur
- Indication dans les habitacles comprenant les voyants d'alertes, d'avertissements et d'informations

Éclairage extérieur

Le sous-système éclairage extérieur est utilisé pour signaler l'appareil au sol et dans les airs et comprend :

1. Trois feux de navigation (position) : deux feux de couleur verte et rouge, situés respectivement sur les réservoirs d'extrémité droit et gauche, et une lumière blanche installée au sommet de la dérive. Ces feux indiquant la position relative de l'avion, ils sont également appelés "feux de position".
2. Deux phares d'atterrissage / de roulage : un combiné atterrissage / roulage à deux filaments est montée au bout de chaque réservoir d'extrémité d'aile. La différence entre les feux d'atterrissage et de roulage est la largeur du faisceau lumineux. Les feux de roulage ont un faisceau large, car ils illuminent la piste / voie de circulation pendant le déplacement au sol et éclairent juste devant le nez. Les feux d'atterrissage ont un faisceau plus étroit, parce qu'ils doivent éclairer le terrain et la piste à de plus grandes distances et sur une zone plus grande pendant le décollage et l'atterrissage .
3. Trois phares blancs installés sur les jambes de train d'atterrissage : un sur le train avant et deux sur les trains principaux (gauche et droite). Ces phares agissent comme des indicateurs de verrouillage, c'est-à-dire qu'ils s'allument lorsque les trains respectifs sont sortis et verrouillés.

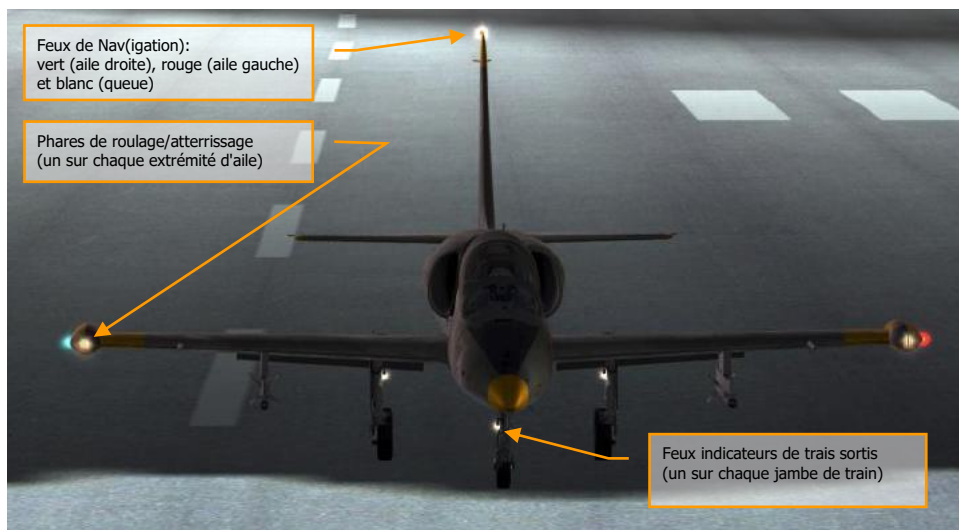


Figure 88 : Éclairage extérieur

Commande d'éclairage extérieur.

La commande des feux extérieurs est située uniquement sur le panneau auxiliaire droit de l'habitacle avant.



Figure 89 : Commande des feux de navigation

Les feux de navigation sont commandés par les deux commutateurs à trois positions suivants dans la section NAVIG. LIGHTS du panneau :

1. Commutateur de commande d'intensité (repéré BRIGHTNESS) à trois réglages de luminosité différents (de haut en bas) :
 - a. 60%: Luminosité moyenne
 - b. 30%: Luminosité minimale
 - c. 100%: Luminosité maximale

Ce réglage du commutateur n'est efficace que lorsque le commutateur de mode de navigation (voir ci-dessous) n'est pas en position OFF (milieu).

2. Commutateur de mode des feux de navigation avec trois réglages différents (de haut en bas) :
 - a. FLICKER : Les feux de navigation clignotent
 - b. Milieu : Les feux de navigation sont éteints
 - c. FIXED LIGHTING : Les feux de navigation sont allumés fixes



Figure 90 : Interrupteur de commande des phares de roulage et d'atterrissage.

Le commutateur de commande à trois positions des phares de roulage et d'atterrissage (repéré SEARCH L.) est utilisé pour éteindre ou choisir les modes d'éclairage. Le commutateur est situé dans les deux cockpits au-dessus de la partie avant de la console gauche et a les positions suivantes (de gauche à droite) :

- TAX. (TAXIING) : les feux de roulage s'éteignent automatiquement lorsque le train d'atterrissage est rentré
- Milieu : les feux de roulage et d'atterrissage sont éteints
- LAND. (LANDING) : les feux d'atterrissage restent allumés quelle que soit la position du train d'atterrissage

En vol de nuit, le pilote peut s'assurer que le train d'atterrissage est sorti grâce au feux d'atterrissage. Pour ce faire, il doit choisir la position TAX. S'il voit les feux allumés - le train est sorti, sinon il est rentré.

Remarque. Il n'est pas recommandé d'utiliser les feux d'atterrissage au sol ou au roulage pendant plus de 3 secondes en raison d'une surchauffe de la lampe (non simulée).

Les phares du train d'atterrissage s'allument automatiquement lorsque le train est sorti à condition que le commutateur de mode de feux de navigation ne soit pas en position OFF (milieu).

Éclairage intérieur

Système d'éclairage rouge ou blanc des habitacles

Le système d'éclairage intérieur de l'avion est destiné à éclairer les jauges et panneaux en rouge (principal) ou blanc (auxiliaire / secours). Il se compose de deux circuits distincts pour chaque habitacle, principal et auxiliaire. Le circuit principal éclaire en rouge et l'auxiliaire en blanc.

Lorsque le circuit principal (éclairage rouge) disjoncte, le circuit auxiliaire (éclairage blanc) s'allume automatiquement. Il est également possible d'allumer manuellement le circuit auxiliaire.

Les habitacles comprennent les composants d'éclairage suivants :

- Habitacle avant
 - o Éclairage Individuel des instruments
 - o Six ampoules de console
 - o Une lumière centrale de piédestal
 - o Éclairage de la boussole
 - o Voyant lumineux de position du trim
 - o Boîtier de commande du gyroscope directionnel
- Habitacle arrière
 - o Éclairage Individuel des instruments
 - o Quatre éclairage des consoles
 - o Une lumière centrale de piédestal

Dans les deux habitacles, chaque instrument du tableau de bord est équipé d'ampoules rouges ou blanches pour l'éclairage indirect. Les éclairages instruments sont commandés à partir de la section COCKPIT LIGHTS du panneau gauche.

Le compas magnétique KI-13 est toujours éclairé en blanc indépendamment de la position de l'interrupteur.

En cas de panne d'éclairage rouge et blanc, l'éclairage de secours doit être activé. Il n'existe que dans l'habitacle avant



Commandes du système d'éclairage des habitacles avant et arrière :

Dans les deux habitacles, le panneau gauche contient une section COCKPIT LIGHTS avec les deux commandes suivantes (de haut en bas) :

1. Bouton d'intensité lumineuse de l'instrument. Rhéostat réglant la luminosité de l'éclairage. Tourner le rhéostat dans le sens des aiguilles d'une montre (CW) augmente l'intensité, le tourner dans le sens antihoraire (CCW) la diminue.
2. Commutateur d'éclairage instrument. Commutateur à trois positions avec les positions suivantes :
 - a. Haut : Principal. Éclairage primaire rouge activé.
 - b. Centre : OFF. Éclairage rouge et blanc désactivés.
 - c. Bas : Auxiliaire. Éclairage secondaire blanc activé.



Figure 92 : Illumination blanche et rouge, habitacle avant

Éclairage intérieur de secours

La lampe d'éclairage de secours, située sur le côté gauche du viseur, est conçue pour l'éclairage de secours du tableau de bord de l'habitacle avant (il n'y a pas d'éclairage de secours dans l'habitacle arrière).

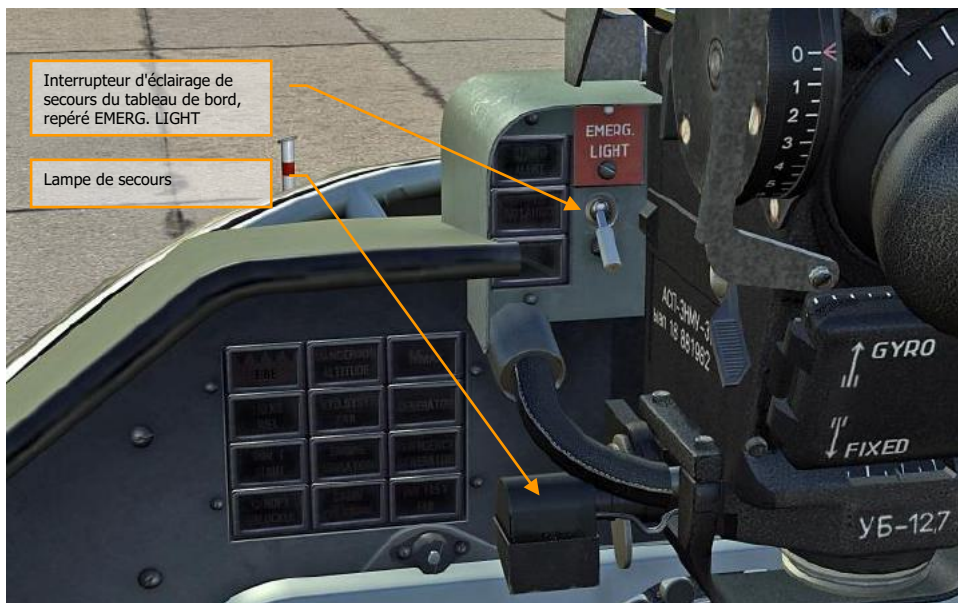


Figure 93 : Éclairage de secours du tableau de bord



Figure 94 : Habitacle avec éclairage de secours du tableau de bord activé

Indications de l'habitacle

Le but de ce sous-système est d'informer le pilote des conditions normales et anormales (conditions dangereuses ou situations d'urgence) de fonctionnement des systèmes, y compris du moteur.

Ce système comprend :

- Les panneaux d'alerte et de signalisation
- Le panneau indicateur de position du train d'atterrissage (décrit en détail au chapitre système hydraulique des servitudes : voyants de trains d'atterrissage)Panneau d'indicateurs de position des trains d'atterrissage.
- Le panneau indicateur de position des volets (décrit en détail au chapitre système hydraulique des servitudes)
- Le panneau d'indication de position neutre du trim (décrit en détail au chapitre des systèmes de commande de l'avion)
- Le voyant de connexion d'une source d'alimentation externe
- Le panneau d'état armement (décrit en détail dans le chapitre déploiement au combat)

Les panneaux d'information et d'urgence sont installés sur les côtés gauche et droit des tableaux de bord des deux habitacles.

Voyants d'alerte et de signalisation

Chaque habitacle est équipé d'un système d'alerte et de signalisation indépendant qui se trouve sous la casquette. Les voyants rectangulaires ont des couleurs blanches, rouges, jaunes et vertes et portent soit une inscription soit un symbole. Les voyants d'alerte sont rouges, les voyants d'avertissement sont jaunes et les voyants de signalisation sont verts ou blancs. Les voyants d'alerte clignotent.

Les panneaux d'alerte installés dans les deux habitacles sont identiques et comprennent 12 voyants.

Les panneaux de voyants d'avertissement et de signalisation, installés dans les deux habitacles, sont différents. A l'avant, le panneau contient 16 voyants dont 15 sont utilisés, le 16eme est réservé (non utilisé). A l'arrière, le panneau contient 12 voyants dont 11 sont utilisés, le 12eme est réservé (non utilisé). Le panneau de voyants d'avertissement et de signalisation de l'habitacle arrière est différent sur les points suivants :

- INV. 3x36V FAIL au lieu de AIRCONDIT. EMERG.
- AZIMUTH CORRECT au lieu de CONFORM AZIMUTH
- DISTANCE CORRECT au lieu de TURBINE STARTING
- Les voyants suivants sont absents :
 - ENG. MIN. OIL PRESS
 - J.P.T. 730°C
 - J.P.T. 700°C

Le voyant d'alerte principal rouge clignotant n'a pas d'étiquette et se trouve sur le tableau de bord des deux habitacles. A l'avant, il est à droite du viseur ASP-3NMU. Le voyant d'alerte principal clignote lorsque l'un des voyants suivants s'allume :

- FIRE
- 150 KG FUEL
- DON'T START
- CANOPY UNLOCKED
- HYD. SYST. FAIL
- ENGINE VIBRATION
- GENERATOR
- FUEL FILTER

Ces voyants sont décrits dans les chapitres correspondants de ce manuel.



Figure 95 : panneau des voyants d'alerte, de signalisation et d'avertissement de l'habitacle avant



Figure 96 : panneau des voyants d'alerte, de signalisation et d'avertissement de l'habitacle avant

l'habitacle arrière

1. Panneau des voyants d'alerte.
2. Panneau des voyants d'avertissement et de signalisation.
3. Voyant d'alerte principal

Le panneau de commande d'intensité des voyants d'alerte, d'avertissement et de signalisation installé sur la console droite des deux habitacles contient les deux commandes suivantes :

1. Bouton de réglage d'intensité de l'éclairage d'alerte. Ce rhéostat de gradation permet de régler cinq niveaux de luminosité pour les éléments suivants :
 - a. Voyant d'alerte principal
 - b. Tous les voyants d'alerte, d'avertissement et de signalisation
 - c. Panneau d'indicateurs de position des trains d'atterrissage.
 - d. Indicateur de position des volets
 - e. Indicateur de trim
 - f. Voyants d'armement

La variation de la lumière FDR ON se fait en tournant le capuchon de la lampe.

2. Bouton de contrôle des voyants. Lors de l'appui sur ce bouton de test, tous les voyants d'alerte, d'avertissement et de signalisation, à l'exception de FDR ON, s'allument tant que le bouton reste enfoncé.

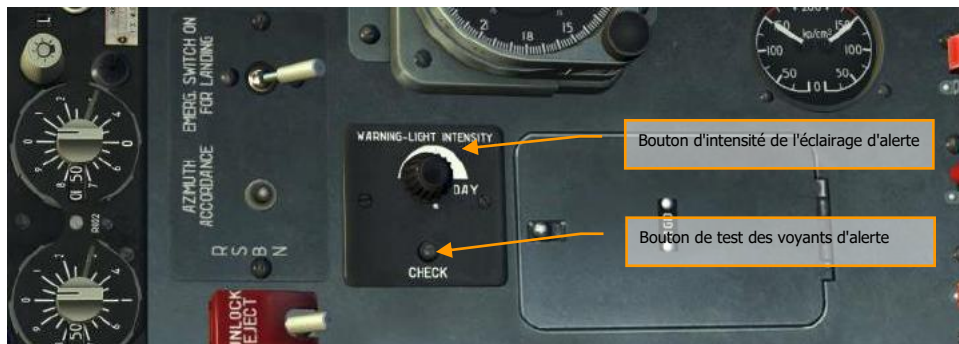


Figure 97 : Commandes des voyants d'alerte, habitacle arrière

HABITACLE DU L-39C



HABITACLE DU L-39C

Habitacle avant



Figure 98 : Habitacle avant

Tableau de bord

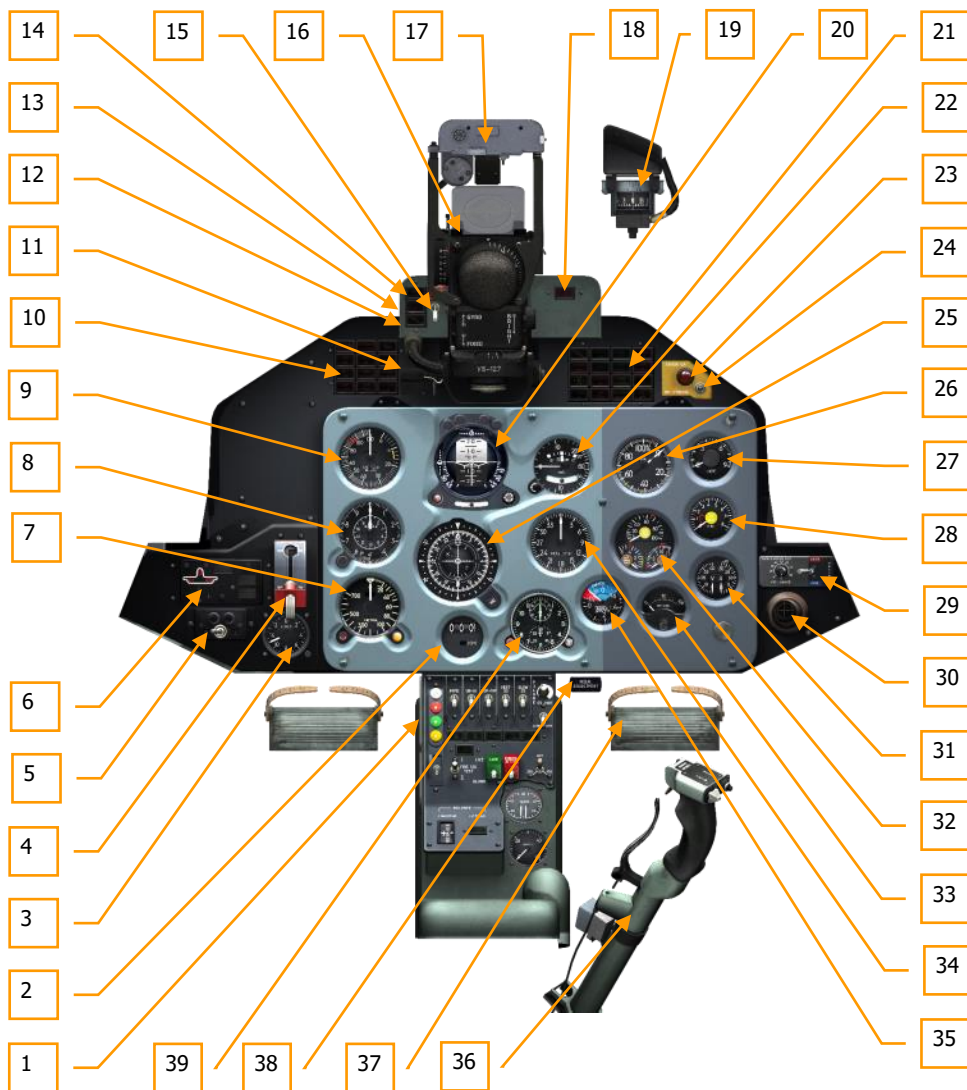


Figure 99 : Habitable avant, panneau central

1. Panneau de commande des fusées de signalisation EKSR-46.
2. Indicateur de distance RSBN PPD-2.
3. Accéléromètre (G)
4. Levier de commande L/G.
5. Interrupteur « O-I » (Outer-inner NDB) de l'ADF RKL-41.
6. Panneau d'indication de position L/G.
7. Altimètre radar RV-5M.
8. Altimètre barométrique VD-20.
9. Badin et Machmètre KUSM-1200.
10. Panneau des voyants d'alerte.
11. Lampe d'éclairage de secours
12. Voyant en réserve (non utilisé).
13. Voyant "NO LAUNCH".
14. Voyant "STAND ALERT".
15. Interrupteur d'éclairage de secours du tableau de bord
16. Viseur ASP-3NMU.
17. Appareil photo FKP-2-2.
18. Panneau d'avertissement principal
19. Compas magnétique de réserve KI-13.
20. KPP-1273K jauge pour l'indicateur directionnel d'attitude AGD-1 (ADI)
21. Panneau des voyants d'avertissement et de signalisation.
22. Indicateur combiné vitesse verticale / virage & dérapage.
23. Voyant de signalisation d'erreur de gyroscope ERROR GA.
24. Bouton de synchronisation de cap magnétique MC. SYNCHR.
25. Indicateur radio magnétique (RMI).
26. Jauge de régime moteur ITE-2 (RPM).
27. Jauge de température des gaz d'échappement (EGT) TST-2.
28. Jauge de pression de carburant.
29. Panneau de commande de la ventilation de la combinaison de vol individuelle avec interrupteur et rhéostat de température désirée.
30. Bouche de ventilation individuelle (non utilisé)
31. Voltmètre.
32. Jauge trois aiguilles de pression de carburant et d'huile et de température d'huile.
33. jauge de vibrations moteur IV-200.
34. Radio compas automatique (ADF) RKL-41.
35. Jauge de pression différentielle et d'altitude habitacle UVPD.
36. Manche.
37. Palonnier.
38. Réglage du palonnier (en fonction de la taille du pilote, non utilisé).
39. Horloge de bord ACHS-1M

Banquette gauche

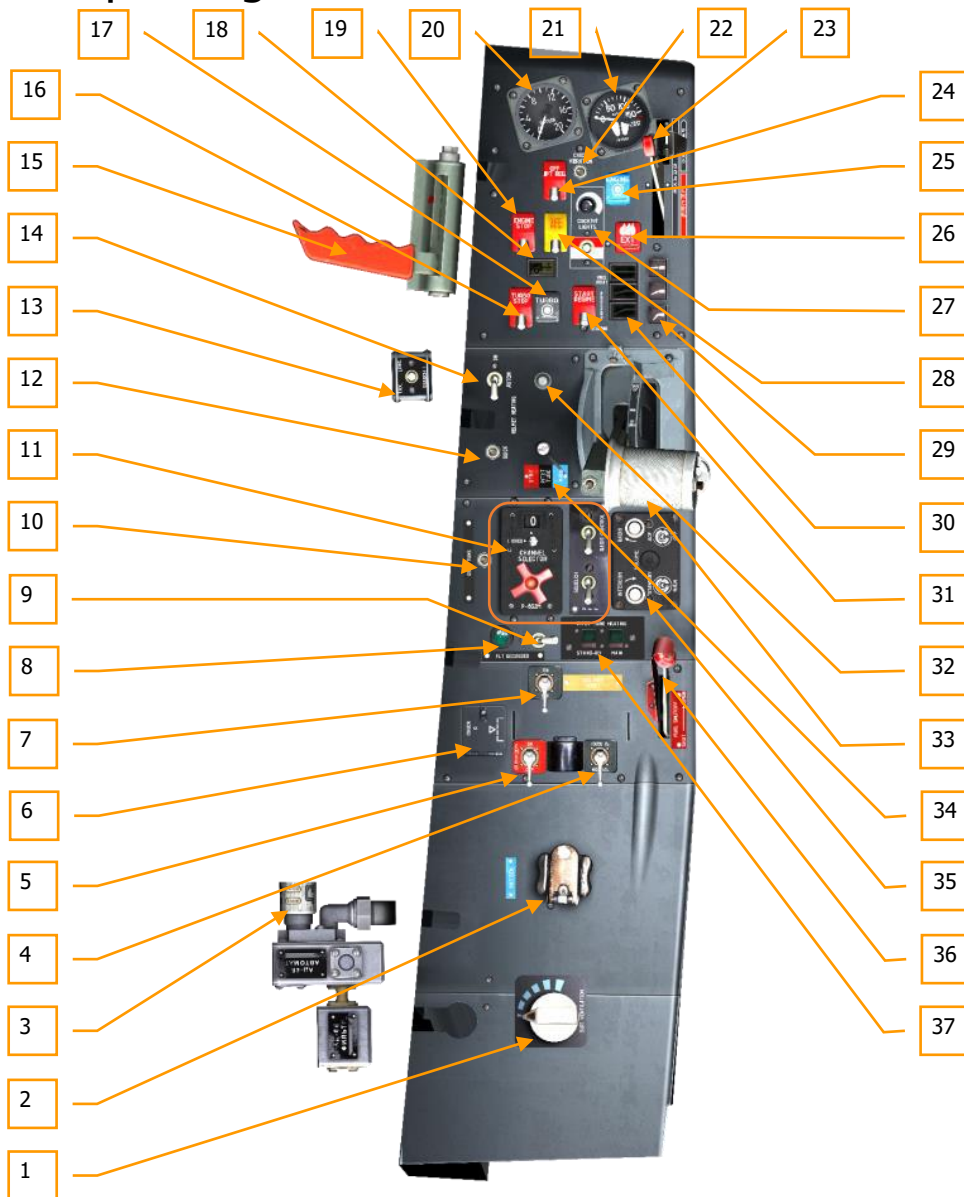


Figure 100 : Habitable avant, banquette gauche

1. Régulateur de ventilation de la combinaison de vol (non utilisé).
2. Vanne d'alimentation en oxygène.
3. Régulateur de pression AD-6E - règle la pression d'air dans les vessies gonflables de la combinaison anti-G (non utilisé).
4. Interrupteur de dilution – Bascule entre NORMAL et 100% O2 (régulateur de mélange oxygène RPK-52)
5. Interrupteur de secours oxygène
6. Accès à l'interrupteur de test du régulateur d'oxygène
7. Interrupteur de ventilation de casque (non utilisé).
8. Voyant d'enregistreur de vol (FDR).
9. Interrupteur d'enregistreur de vol (FDR).
10. Bouton audio RSBN.
11. Panneau de commande radio R-832M.
12. Bouton de chauffage rapide du viseur de casque (non utilisé).
13. Interrupteur de commande de phare de roulage et d'atterrissage.
14. Interrupteur de chauffage du viseur de casque (non utilisé).
15. Poignée de verrouillage de la verrière.
16. Interrupteur TURBO STOP
17. Bouton TURBO.
18. Voyant de source de puissance extérieure
19. Interrupteur ENGINE STOP.
20. Manomètre de masque à oxygène (non utilisé).
21. Manomètre et débitmètre d'oxygène IK-52
22. Bouton de test du capteur de vibrations moteur IV-300
23. Poignée de frein de parking/secours.
24. Interrupteur d'arrêt manuel du régulateur RT-12 JPT
25. Bouton ENGINE.
26. Bouton d'extincteur
27. Panneau de commande de l'éclairage habitacle avec interrupteur rouge ou blanc et bouton de luminosité.
28. Interrupteur de secours carburant SEC. REG.
29. Boutons de commande des volets
30. Indicateur de position des volets
31. Interrupteur mode de fonctionnement moteur
32. Rhéostat de chauffage du viseur de casque (non utilisé).
33. Manette des gaz.
34. Sélecteur de récepteur de tube Pitot, bascule entre tube pitot principal et tube pitot de secours
35. Panneau de commande de l'interphone SPU-9 (ICS).
36. Poignée de la vanne de coupure carburant.
37. Boutons de réchauffage des tubes pitot.

Banquette droite

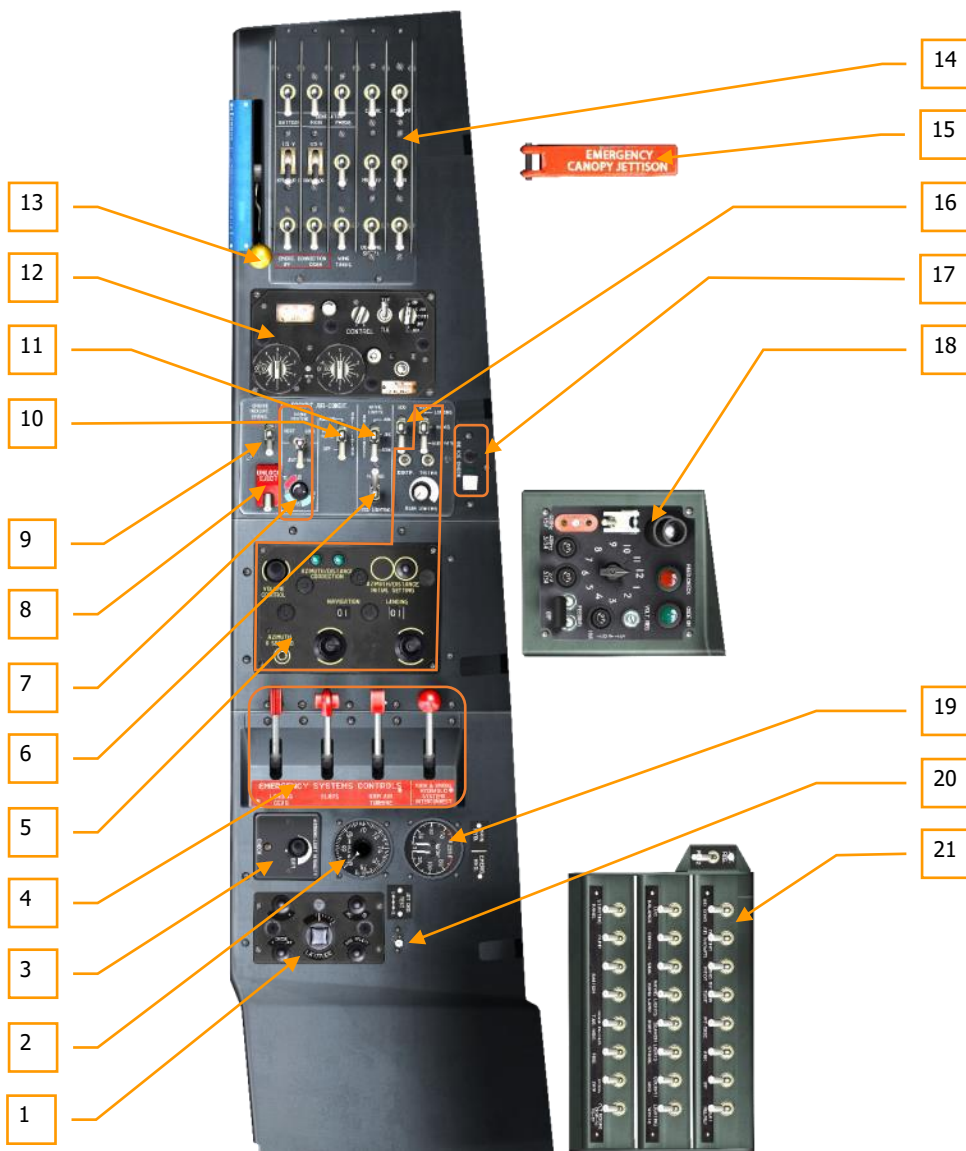


Figure 101 : Habitacle avant, banquette droite

1. Panneau de commande PU-26E du gyroscope directionnel GMK-1AE
2. ZDV-30
3. Bouton de luminosité et de test des voyants d'alerte
4. Leviers de commande d'interconnexion des vannes hydrauliques de secours
5. Panneau de commande RSBN-5S.
6. Interrupteur de mode des feux de navigation
7. Panneau de commande de la température habitacle et de conditionnement d'air avec sélecteur de température
8. Interrupteur UNLOCK EJECT (non utilisé).
9. Commutateur d'alimentation de secours des jauges moteur
10. Interrupteur de sélection du mode de dégivrage.
11. Interrupteur de luminosité des feux de navigation
12. Panneau de commande du radio compas automatique RKL-41 (ADF).
13. Levier de pressurisation habitacle et d'ECS
14. Panneau principal des disjoncteurs.
15. Poignée de largage d'urgence des verrières.
16. Commutateur de commande du système d'atterrissage de précision SDU.
17. Bouton de test (au sol) du circuit de chauffage du capteur de givrage RIO-3 et voyant d'alerte
18. Panneau de commande du transpondeur SRO (IFF) (non utilisé).
19. Manomètre à double aiguille des circuits hydrauliques principaux et de secours.
20. Interrupteur de test du régulateur RT-12JPT (limiteur d'EGT)
21. Panneau auxiliaire des disjoncteurs.

Habitacle arrière



Figure 102 : Habitacle arrière

Tableau de bord

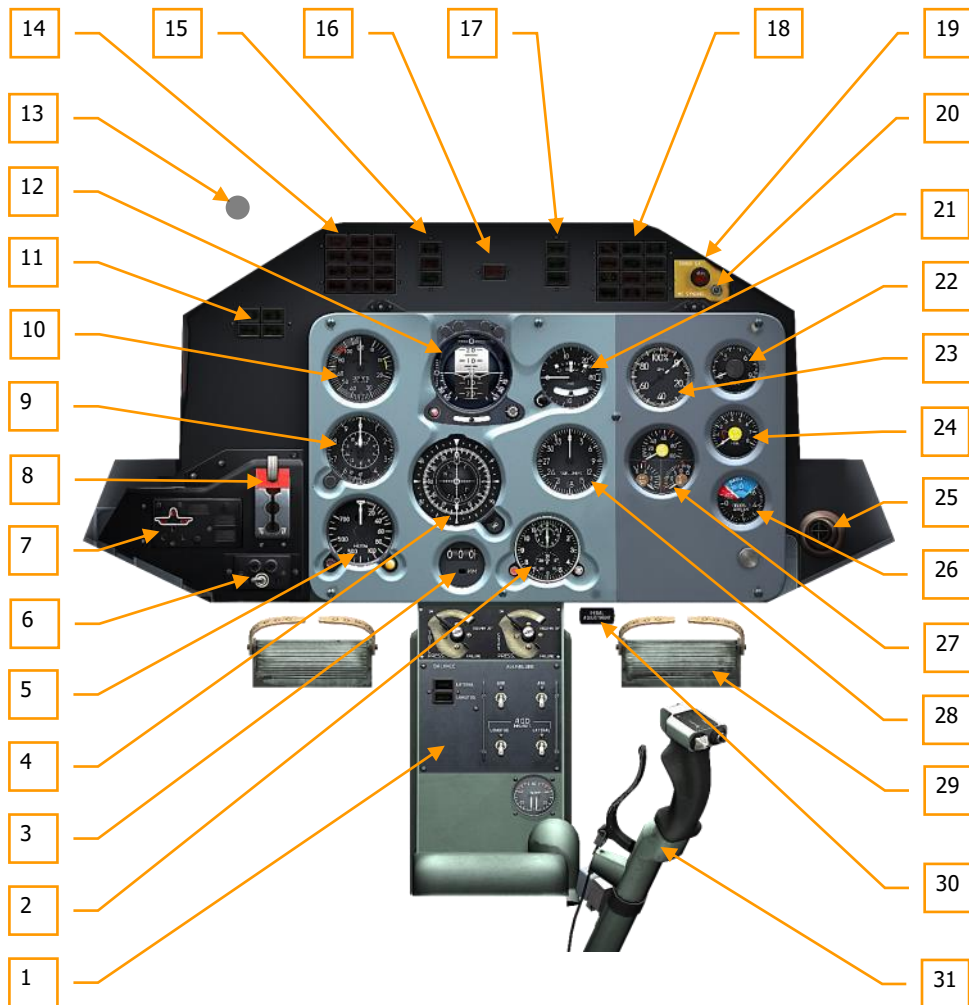


Figure 103 : Habitable arrière, panneau central

1. Panneau indicateur de trim de tangage et de roulis (à gauche), panneau de simulation des pannes (à droite).
2. Horloge de bord ACHS-1M
3. Indicateur de distance RSBN PPD-2.
4. Indicateur radio magnétique (RMI).

5. Altimètre radar RV-5M.
6. Interrupteur « O-I » (Outer-inner NDB) de l'ADF RKL-41.
7. Panneau d'indication de position L/G.
8. Levier de commande L/G.
9. Altimètre barométrique VD-20.
10. Badin et Machmètre KUSM-1200.
11. Panneau des emports.
12. KPP-1273K jauge pour l'indicateur directionnel d'attitude AGD-1 (ADI)
13. Poignée de commande de la capote IFR
14. Panneau des voyants d'alerte.
15. Panneau indicateur gauche d'armement
16. Panneau d'avertissement principal
17. Panneau indicateur droit d'armement
18. Panneau des voyants d'avertissement et de signalisation.
19. Voyant de signalisation d'erreur de gyroscope ERROR GA.
20. Bouton de synchronisation de cap magnétique MC. SYNCHR.
21. Indicateur combiné vitesse verticale / virage & dérapage.
22. Jauge de température des gaz d'échappement (EGT) TST-2.
23. Jauge de régime moteur ITE-2 (RPM).
24. Jauge de pression de carburant.
25. Bouche de ventilation individuelle (non utilisé)
26. Jauge de pression différentielle et d'altitude habitacle UVPD.
27. Jauge trois aiguilles de pression de carburant et d'huile et de température d'huile.
28. Radio compas automatique (ADF) RKL-41.
29. Palonnier.
30. Réglage du palonnier (en fonction de la taille du pilote, non utilisé).
31. Manche.

Banquette gauche

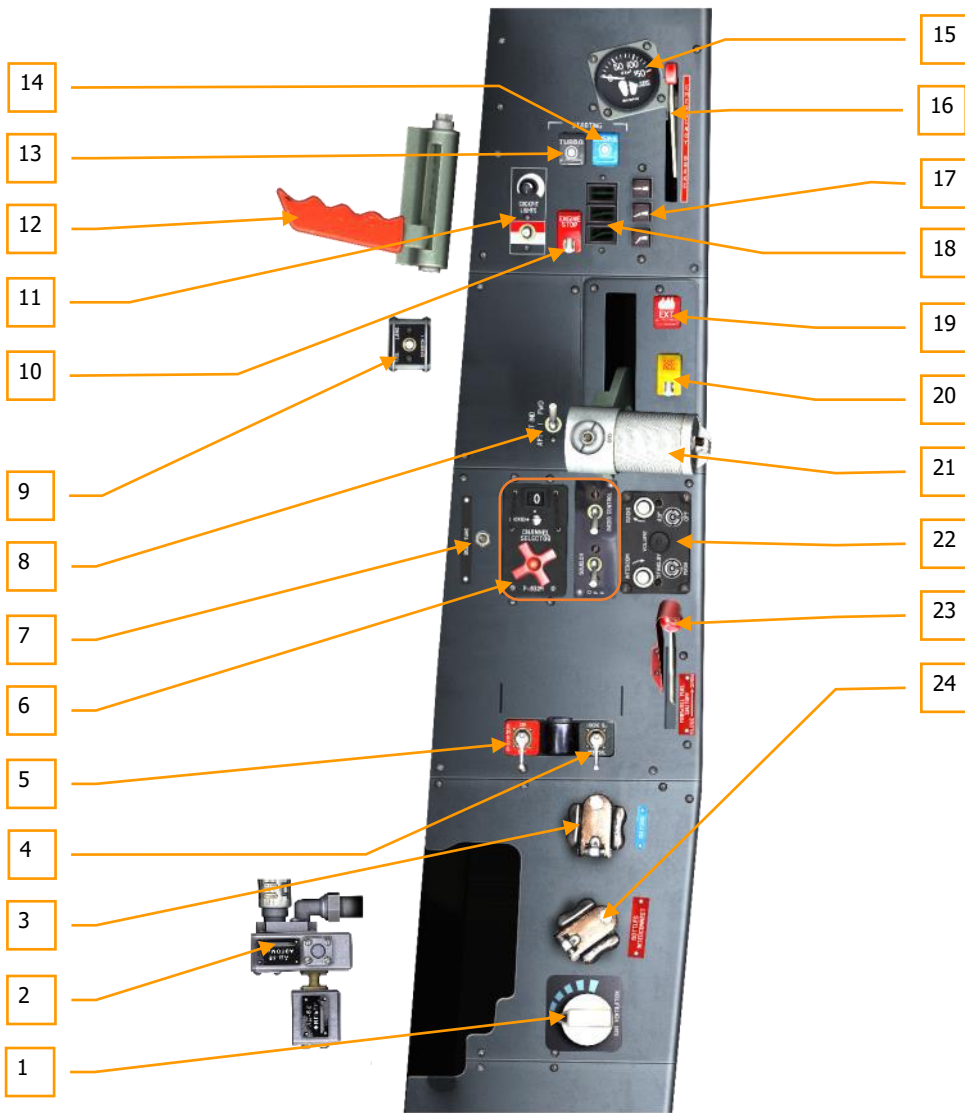


Figure 104 : Habitable arrière, panneau gauche

1. Régulateur de ventilation de la combinaison de vol (non utilisé).
2. Régulateur de pression AD-6E (non utilisé).
3. Vanne d'alimentation en oxygène.
4. Interrupteur de dilution – Bascule entre NORMAL et 100% O2 (régulateur de mélange oxygène RPK-52)
5. Interrupteur de secours oxygène
6. Panneau de commande radio R-832M.
7. Bouton audio RSBN.
8. Interrupteur de sélection d'indicateur EGT- bascule l'indicateur entre habitacle avant et arrière (FWD et AFT)
9. Interrupteur de commande de phare de roulage et d'atterrissage.
10. Interrupteur ENGINE STOP.
11. Panneau de commande de l'éclairage habitacle avec interrupteur rouge ou blanc et bouton de luminosité.
12. Poignée de verrouillage de la verrière.
13. Bouton TURBO.
14. Bouton ENGINE.
15. Manomètre et débitmètre d'oxygène IK-52
16. Emergency braking handle
17. Boutons de commande des volets
18. Indicateur de position des volets
19. Bouton d'extincteur
20. Interrupteur de secours carburant SEC. REG.
21. Manette des gaz.
22. Panneau de commande de l'interphone SPU-9 (ICS).
23. Poignée de la vanne de coupure carburant.
24. Vanne d'interconnexion des réservoirs d'oxygène.

Banquette droite

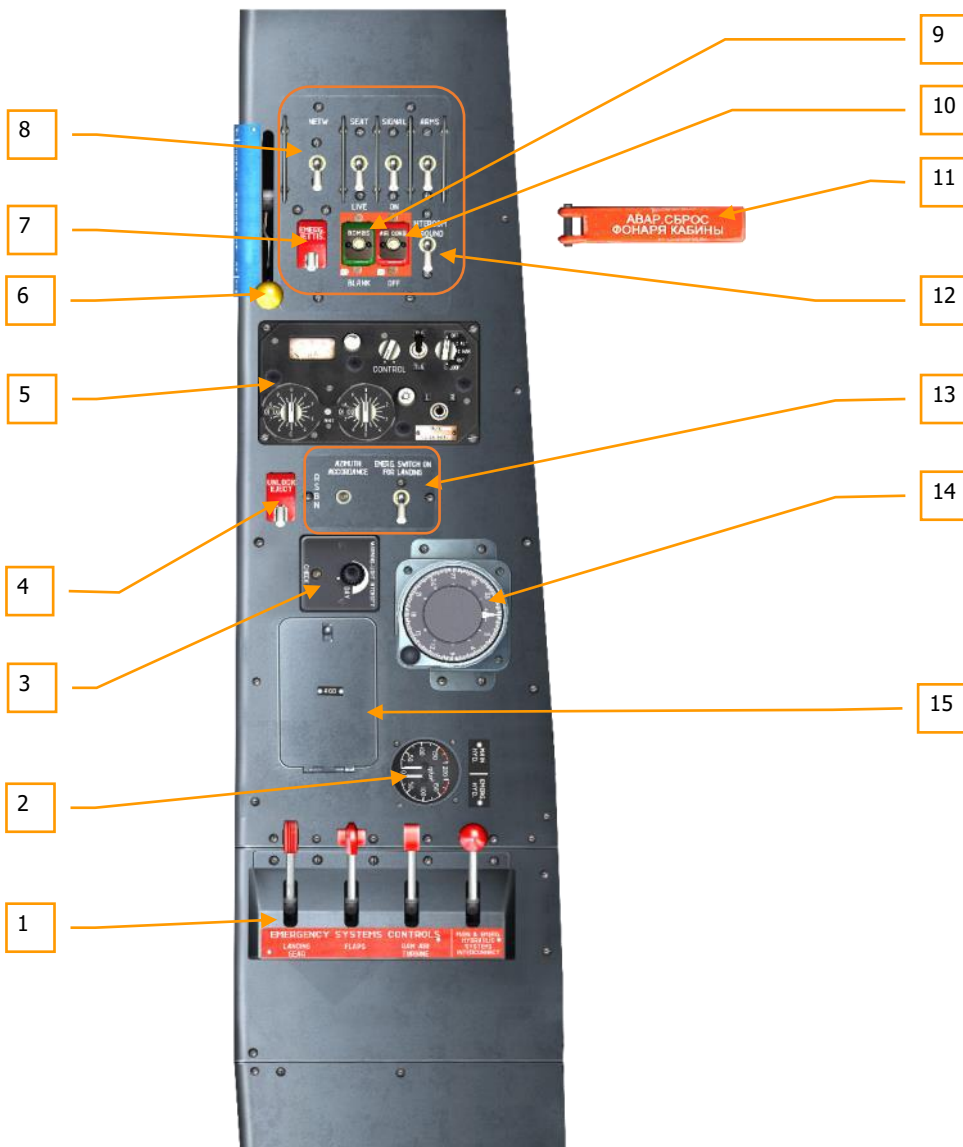


Figure 105 : Habitable arrière, panneau droit

1. Leviers de commande d'interconnexion des vannes hydrauliques de secours
2. Manomètre à double aiguille des circuits hydrauliques principaux et de secours.
3. Bouton de luminosité et de test des voyants d'alerte
4. Interrupteur UNLOCK EJECT (non utilisé).
5. Panneau de commande du radio compas automatique RKL-41 (ADF).
6. Levier de pressurisation habitacle et d'ECS
7. Interrupteur de largage d'urgence des emports
8. Panneau des disjoncteurs divers.
9. Sélecteur de mode de largage d'urgence des bombes (Armées/Désarmées)
10. Interrupteur d'arrêt d'urgence de climatisation
11. Poignée de largage d'urgence des verrières.
12. Disjoncteur INTERCOM GROUND
13. Panneau de commande RSBN-5S.
14. Mécanisme de correction KM-8.
15. Panneau d'accès pour vérification du gyroscope au sol

Instruments

Instruments de vol et de navigation

Les instruments de vol et de navigation fournissent au pilote des informations sur l'altitude, la vitesse air, la position angulaire de l'avion, le dérapage, le facteur de charge G et le temps de vol.

Les mesures d'altitude et de vitesse air sont effectuées par des dispositifs anémométriques, reliés au système pneumatique de l'avion.

La mesure de la position angulaire dans l'espace et la vitesse angulaire est faite par les instruments gyroscopiques.

Le facteur de charge G est mesuré par l'accéléromètre et le temps par l'horloge du poste de pilotage.

Le système se compose de récepteurs pitot-statique principaux et de secours. Le récepteur pitot-statique principal est installé sur l'aile droite et celui de secours sur la gauche. Les commandes des récepteurs pitot sont situées sur le panneau gauche de l'habitacle avant.

Système de Pitot

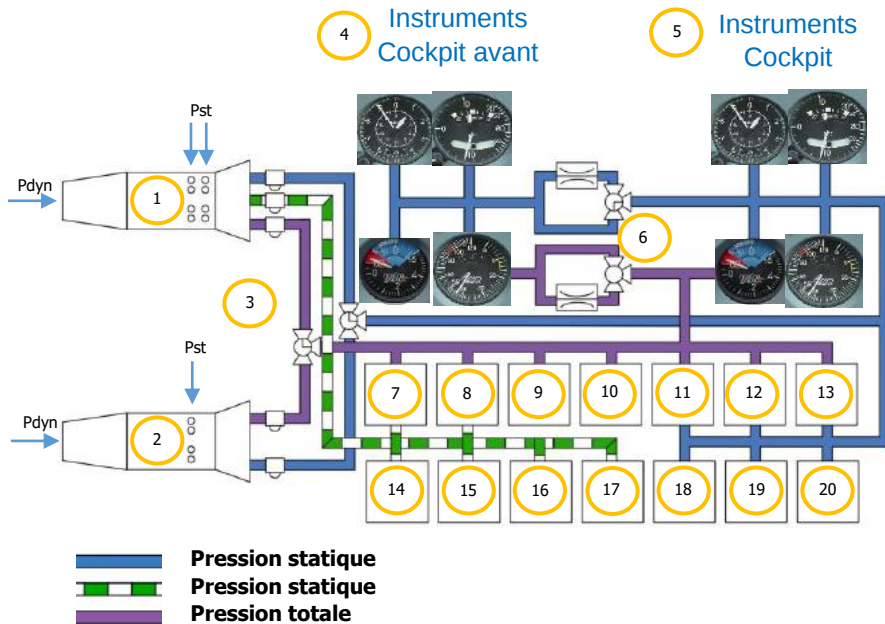


Figure 106: Système pitot-statique

1. Tube pitot principal
2. Tube pitot de secours
3. Vanne de sélection principal/secours des tubes pitot
4. Jauges habitacle avant
5. Jauges habitacle arrière
6. Vanne de simulation de panne pitot
7. Capteur de vitesse air de l'unité ISKRA-K.
8. Capteur de vitesse air de l'unité ISKRA-K.
9. Capteur de vitesse du siège éjectable de l'habitacle avant
10. Capteur de vitesse du siège éjectable de l'habitacle arrière
11. Capteur de vitesse.
12. Capteur de vitesse de l'activation automatique du FDR SARPP-12GM
13. Voyant du capteur de vitesse du circuit de commande des volets
14. Régulateur de pression de l'habitacle
15. "Mécanisme d'altitude" ASP-3NMU

16. Régulateur de pression de l'habitacle
17. Capteur de pression de l'unité ISKRA-K.
18. Capteur d'altitude.
19. Capteur altimètre radar.
20. Capteur d'alarme de pression dangereuse dans l'habitacle.

Commandes sondes pitot



Figure 107 : Commandes du système pitot

1. Sélecteur de tube pitot, bascule entre secours (STBY, gauche) et principal (MAIN, droit)
2. Boutons de réchauffage électrique des tubes pitot. Les boutons de gauche commandent le chauffage du tube pitot de secours (gauche), ceux de droite le chauffage du tube pitot principal (droit).

Pour simuler une panne des pitots statique et de pression totale dans l'habitacle avant, deux sélecteurs de pannes sont installés sur le piédestal central dans l'habitacle arrière. Lorsque la première (total pressure pitot fault simulator) est sur la position « FAILURE » la panne du KUSM-1200 de l'habitacle avant est simulée. Lorsque c'est la deuxième (static pressure pitot fault simulator) qui est sur la position « FAILURE », une panne du variomètre VD-20 et de la jauge de pression différentielle du poste avant est simulée.

Important : Afin d'éviter d'endommager les manomètres du poste avant, lors du passage de la position FAILURE à ON, des sécurités de pression sont installées. Pour activer les manomètres de l'habitacle avant il est nécessaire de passer les vannes de la position FAILURE à RED. MIN 30" durant 30 secondes avant le passage sur la position ON.

Panneau commande de simulation de pannes de l'habitacle avant.



Figure 108 : Panneau de simulation de pannes de l'habitacle avant.

1. Sélecteur de panne de pression totale du tube pitot
2. Sélecteur de panne de pression statique du tube pitot

Instruments anémométriques

- Altimètre barométrique VD-20,
- Jauge de pression différentielle et d'altitude habitacle UVPD.
- Badin et Machmètre KUSM-1200.
- Jauge combinée variomètre (horizon artificiel de secours).

Altimètre barométrique VD-20

L'altimètre barométrique VD-20 mesure l'altitude relative de l'avion. Il est installé sur les deux tableaux de bord des habitacles avant et arrière.



Figure 109: Altimètre barométrique VD-20,

1. L'échelle externe indique l'altitude en mètres
2. L'échelle interne indique l'altitude en kilomètres
3. Fenêtre de pression barométrique
4. Bouton de réglage de l'aiguille de pression barométrique / QFE à "0".
5. Indices de correction de pression pour l'atterrissage sur les aérodromes à haute altitude, où la pression est inférieure à 670 mm Hg. Les index sont déplacés par le bouton.

Jauge de pression différentielle et d'altitude habitacle UVPD.

L'UPVD est utilisé pour mesurer "l'altitude" du poste de pilotage ainsi que la différence de pression entre l'habitacle et l'atmosphère ambiante. La jauge combine dans un boîtier l'altimètre ("altitude d'habitacle") et le manomètre différentiel. Elle est installée sur les tableaux de bord des habitacles avant et arrière.



Figure 110 : Jauge de pression différentielle et d'altitude habitacle UVPD.

1. Échelle d'altitude habitacle
2. Échelle de pression différentielle

Badin et Machmètre KUSM-1200.

Le KUSM-1200 est un combiné Badin et Machmètre qui mesure la vitesse indiquée de 100 à 1200 km/h, la vitesse réelle de 300 à 1200 km/h, le nombre de Mach de 0,5 à 1 et signale le Mach critique de 0.78. Lorsque l'avion atteint $Mach = 0,78$, le « M max » s'allume fixe sur les panneaux d'alerte des habitacles et les aérofreins sortent automatiquement. Le KUSM-1200 est installé sur les tableaux de bord des habitacles avant et arrière.



Figure 111 : Badin et Machmètre KUSM-1200.

1. Échelle de nombre de Mach
2. Aiguille de vitesse vraie
3. Aiguille de vitesse indiquée

Jauge combinée variomètre

Les variomètres mesurent la vitesse verticale, ils sont installés sur les tableaux de bord des habitacles avant et arrière.

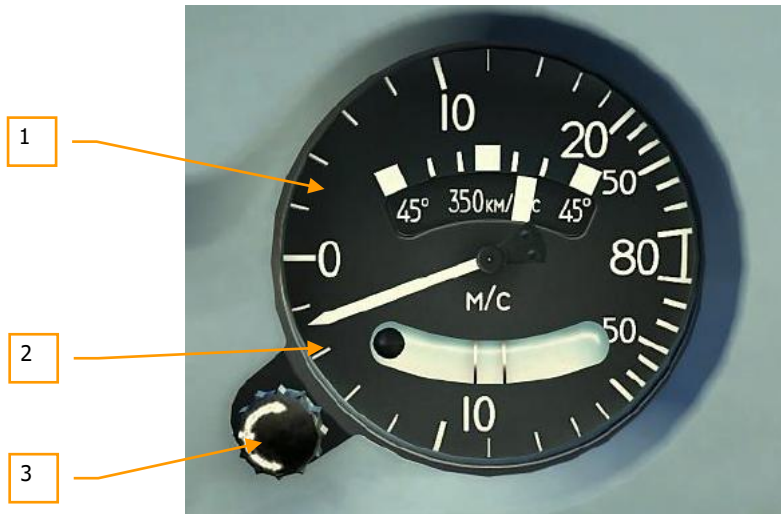


Figure 112 : Jauge combinée variomètre

1. Échelle de taux de montée
2. Échelle de taux de descente
3. Bouton de réglage de l'aiguille du variomètre à « 0 ».

Instruments gyroscopiques

- Horizon artificiel AGD-1,
- Indicateur électrique de virage et de dérapage (T/S);
- Accéléromètre (G)

Horizon artificiel déporté AGD-1

L'AGD-1 indique aux pilotes les angles de roulis et de tangage par rapport à l'horizon et la présence et la direction du glissement. Le KPP-1273K est utilisé comme jauge ADI. C'est la combinaison d'un horizon artificiel et d'un système d'index de guidage supplémentaire. Pour utiliser le système d'atterrissage de précision SDU-L39, L'ADI a des index latéraux et longitudinaux ainsi que des barres de déviation de course et d'écart d'altitude. Les index et barres sont commandés par les signaux du système d'atterrissage de précision. Le SDU-L39 fournit un contrôle semi-automatique de l'avion pendant l'atterrissage. Ce système est activé par le disjoncteur « SDU » situé sur le panneau principal des disjoncteurs et par le « SDU » sur le panneau droit de l'habitacle avant. Pour activer l'ADI, il est nécessaire d'activer les disjoncteurs BATTERY et AGD-GMK sur le panneau électrique principal du

tableau de bord de l'habitacle avant. Après l'activation du bouton lumineux APPETИP (Cage), le témoin s'allume et s'éteint au bout d'au maximum 15 secondes. L'ADI indiquera des angles de tangage et de roulis nuls. Après 1,5 minutes d'activation, l'ADI affichera les angles réels de tangage et de roulis. L'ADI est installé sur les tableaux de bord des habitacles avant et arrière.

ADI KPP-1273K

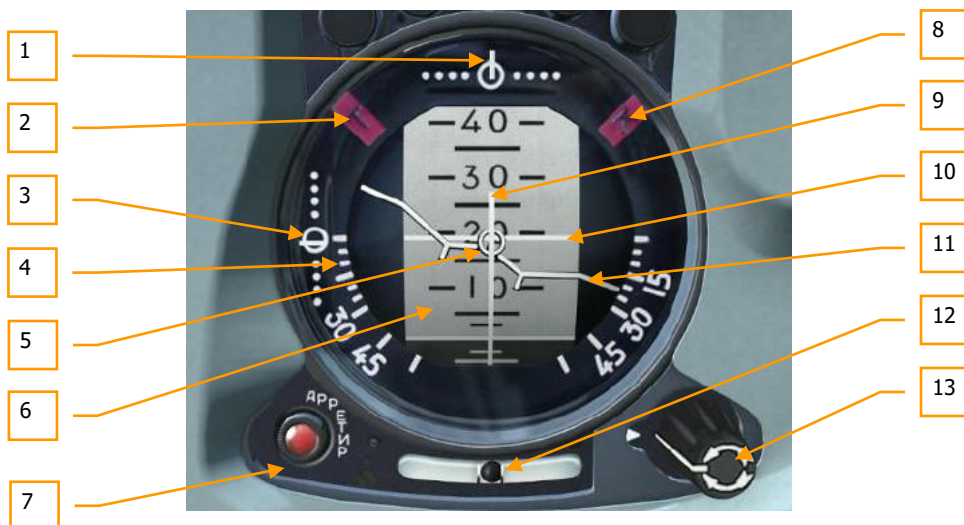


Figure 113: ADI KPP-1273K

1. Échelle et index d'écart de course
2. Drapeaux d'avertissement T indiquant l'absence de l'alimentation du canal longitudinal (tangage – тангаж) du système d'atterrissage de précision SDU.
3. Échelle et index d'écart de suivi de pente (Glideslope)
4. Echelle de roulis
5. Symbole de l'avion
6. Échelle de tangage
7. Bouton lumineux rouge de blocage/déblocage (APPETИP) et d'indication de panne de l'ADI
8. Drapeaux d'avertissement K indiquant l'absence de d'alimentation du canal latéral (roulis – крен) du système d'atterrissage de précision SDU.
9. Barre du canal de déviation latérale (roulis) du SDU
10. Barre du canal de déviation longitudinale (tangage) du SDU
11. Indicateur de roulis
12. Indicateur de dérapage
13. Bouton d'ajustement de l'échelle de tangage

L'instructeur peut du poste arrière simuler une panne du KPP-1273K (échelle du tangage et du roulis) dans le poste avant.



Figure 114 : Commande de simulation de panne de l'ADI

Indicateur électrique de virage et de dérapage

Il indique les sens de virage et de dérapage et les angles d'inclinaison à une vitesse de 350 km/h. La limite de mesure de la vitesse angulaire est $\pm 5,7^\circ/s$, ce qui correspond à un angle de 45° à une vitesse de 350 km/h. Les intervalles d'échelle d'inclinaison sont de 15° . Pour activer l'indicateur électrique T/S, il faut activer les disjoncteurs « BATTERY » et « MOTEUR » sur le panneau électrique principal des disjoncteurs de l'habitacle avant. Les jauges T/S sont installés sur les tableaux de bord des deux habitacles.

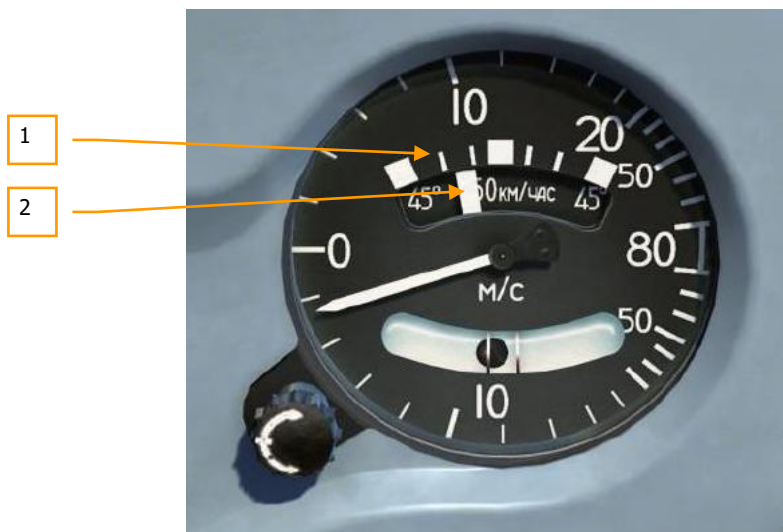


Figure 115 : Indicateur de virage et de dérapage

1. Echelle d'inclinaison
2. Aiguille d'inclinaison

Accéléromètre (G)

L'accéléromètre fournit au pilote des informations sur le facteur de charge G courant et signale les dépassements des limites de +7,5/-3,5 G. Avant le vol, il faut vérifier que les index indiquent +1, sinon, appuyer sur le bouton de RAZ. L'accéléromètre n'est pas installé dans l'habitacle arrière.

La jauge est graduée de -5 à +10 G par intervalle de 0,5 G. L'indication 0 G se trouve à la position 12 heures. Les deux marques rouges indiquent les facteurs de charges admissibles au maximum de -4 et +8 G. L'instrument comprend trois aiguilles :

- Aiguille des G courants, indique en continu l'accélération courante (G) subie
- Valeur maximale atteinte en G positifs. Suit l'aiguille des G courants et reste à la position positive maximale atteinte au cours du vol afin de l'enregistrer jusqu'à la prochaine réinitialisation.
- Valeur maximale atteinte en G négatifs. Suit l'aiguille des G courants et reste à la position négative maximale atteinte au cours du vol afin de l'enregistrer jusqu'à la prochaine réinitialisation.

Bouton de réinitialisation à la position 1 G des aiguilles du maximum et du minimum atteint.



Figure 116: Accéléromètre

1. Aiguille d'enregistrement des maximums de G négatifs
2. Aiguille des G courants.
3. Aiguille d'enregistrement des maximums de G positifs
4. Bouton de réinitialisation

Horloge de bord ACHS-1M (Montre)

L'horloge Molnija AChS-1M est un chronomètre aviation chauffé électriquement qui affiche l'heure actuelle en heures et minutes. Il peut également être utilisé pour mesurer le temps de mission / vol en heures et minutes et comme chronomètre pour mesurer de courtes périodes de temps (jusqu'à 30 minutes) en minutes et secondes.

L'horloge est installée sur les tableaux de bord dans les habitacles avant et arrière et se compose de trois mécanismes :

- a) Horloge
- b) Indicateur de temps de vol
- c) Chronomètre de précision pour les courtes périodes



Figure 117: Horloge AChS-1M

- 1. Cadran 12 heures horloge de mission (vol)
- 2. Cadran externe, affichage de l'heure courante
- 3. Bouton de couronne gauche, réglage de l'horloge, réglage des heures et des minutes du cadran extérieur, et changement de mode du mécanisme de temps de vol (démarrage / arrêt / réinitialisation)
- 4. Fenêtre d'indication de mode
- 5. Chronomètre de 30 minutes
- 6. Bouton droit de la couronne, pour démarrer / arrêter l'horloge et démarrer / arrêter / réinitialiser le chronomètre

L'affichage de l'heure fonctionne en continu. Le temps de vol (mission) peut être activé à la demande en appuyant sur le bouton de la couronne gauche (rouge) [AltD + CtrlD + MajD + C]. Le chronomètre peut être activé à la demande en appuyant sur le bouton de la couronne droite [AltD + MajD + C].

Pour régler l'heure, arrêtez d'abord l'horloge en tournant le bouton de la couronne droite, marqué ПУСК (START) en sens horaire [CtrlD + MajD +.]. Quand la deuxième aiguille pointe sur 12, tirez le bouton gauche [MajD + M] en maintenant appuyé le bouton droit de la souris et tournez-le en sens anti-horaire [AltG +.] ou horaire [AltG +,] pour régler l'heure désirée. Tourner le bouton droit en sens anti-horaire [CtrlD + MajD +,] relance l'horloge avec le nouveau réglage.

Le temps de vol (mission) est indiqué sur la petite échelle en haut du cadran. Le mode de temps de vol est indiqué par les trois marques suivantes dans la fenêtre d'indicateur de mode :

- Rouge : Le temps de vol est actif.
- Rouge-blanc : Le temps de vol est arrêté.
- Blanc : Le temps de vol est réinitialisé (en attente).

Appuyez sur le bouton gauche [AltD + CtrlD + MajD + C] pour démarrer la minuterie. La fenêtre de l'indicateur de mode s'affiche en rouge et la minuterie commence à compter. Pour l'arrêter, appuyez à nouveau sur le bouton gauche. La fenêtre de l'indicateur de mode s'affiche en rouge-blanc. Pour la réinitialiser, appuyez une nouvelle fois sur le bouton gauche. L'indicateur de mode s'affiche alors en blanc.

Le chronomètre est la petite échelle en bas du cadran de l'horloge et sert à mesurer avec précision des périodes courtes (jusqu'à 30 minutes). Il est commandé par le bouton droit : Appuyez sur le bouton droit pour le démarrer, appuyez à nouveau pour l'arrêter et appuyez à nouveau pour le réinitialiser.

L'horloge est remontée manuellement en tournant le bouton de la couronne gauche dans le sens antihoraire jusqu'à son arrêt mécanique. Le ressort emmagasine suffisamment d'énergie pour deux jours de fonctionnement.

Mesure de cap

Les équipements suivants de mesure du cap sont installés :

- Compas magnétique KI-13
- Gyroscope directionnel GMK-1AE.

Compas magnétique KI-13

Le compas magnétique KI-13 est conçu pour déterminer la direction de l'avion en cas de panne du GMK-1AE. Il possède un rétroéclairage individuel et n'est pas installé dans l'habitacle arrière.



Figure 118: Compas magnétique KI-13

Gyroscope directionnel GMK-1AE.

Dans la simulation du L-39C, on peut choisir de voler avec un cap magnétique ou un cap vrai.

Le GMK-1AE est conçu pour la détermination du cap et de l'angle de virage. Le cap est indiqué sur l'indicateur radiomagnétique (RMI).

Pour allumer le RMI, il faut activer les disjoncteurs « BATTERY » et « AGD-GMK » sur le panneau principal des disjoncteurs de l'habitacle avant. Le RMI est installé sur les tableaux de bord avant et arrière. Pour commander le système GMK-1AE, le panneau de commande PU-26E est installé sur le panneau droit de l'habitacle avant, et le mécanisme de correction KM-8 est installé sur le panneau droit de l'habitacle arrière. Le mécanisme de correction KM-8 est conçu pour entrer la déclinaison magnétique dans le système.



Mécanisme de correction KM-8.

1. Index de déclinaison magnétique
2. Échelle de déclinaison magnétique
3. Index de cap
4. Échelle de cap
5. Bouton de réglage de la déclinaison magnétique

Pour aligner le système avec le cap magnétique, il faut appuyer sur le bouton MC SYNCHR. dans l'habitacle avant ou arrière ou appuyer sur le commutateur HDG SELECT sur le tableau de commande PU-26E de l'habitacle avant. Un des pilotes doit ré-aligner le système après 45 min de vol.

En cas de blocage du gyroscope le voyant ERROR GA s'allume sur le panneau (il peut s'allumer après des manœuvres énergiques), le système doit alors être ré-aligné. L'alignement doit s'effectuer en vol rectiligne et horizontal et à vitesse constante.



MC SYNCHR. Bouton lumineux d'alignement de cap magnétique

Figure 120 : Lampe ERROR GA



2

3

4

Figure 121: GMK-1AE

1. Index de cap fixe
2. Échelle de cap
3. Index de route
4. Bouton de route

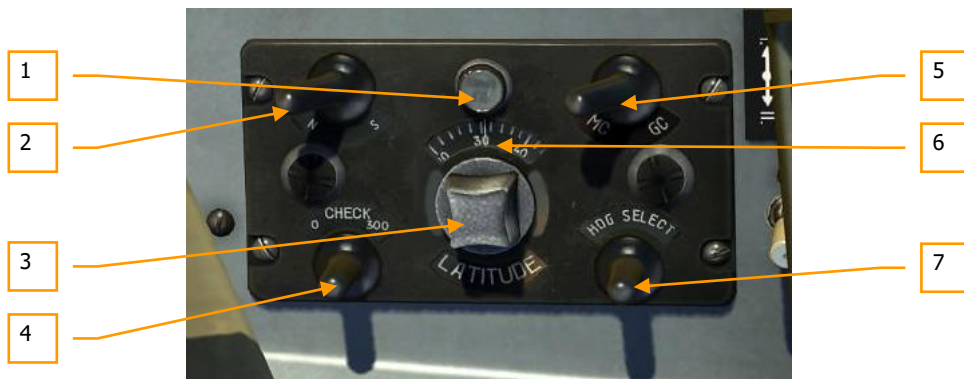


Figure 122 : Panneau de commande PU-26E

1. Lampe ERROR GA
2. Interrupteur « N - S » (NORTH - SOUTH.) utilisé pour choisir l'hémisphère nord ou sud.
3. Bouton de réglage de la latitude du terrain.
4. Interrupteur CHECK 0 - 300° - conçu pour tester le système.
5. Interrupteur MC - GC (correction magnétique - mode gyroscope directionnel).
6. Échelle de latitude.
7. Interrupteur de correction de cap HDG SELECT.

L'instructeur peut du poste arrière simuler une panne du GMK-1AE dans le poste avant.



Figure 123: Commande de simulation de panne du GMK-1AE

Équipement oxygène de l'appareil

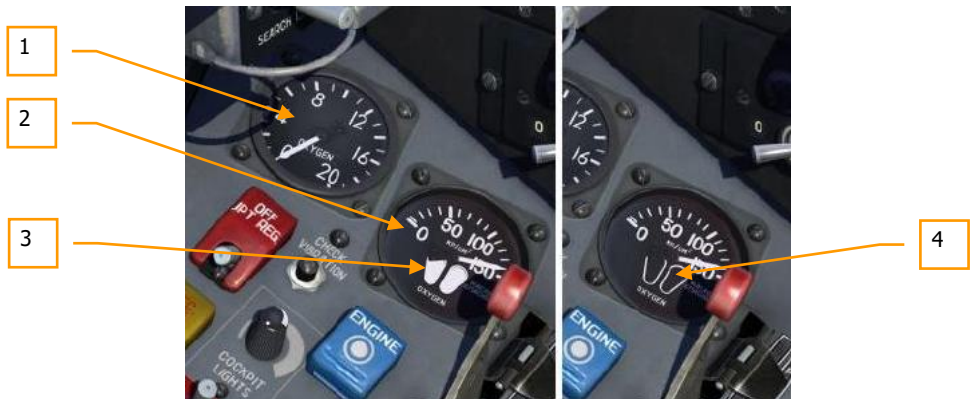
Un pilote vole avec un casque et un masque à oxygène, éventuellement une combinaison anti-G. Le masque à d'oxygène est toujours fixé au casque. Le casque et la combinaisons haute altitude ventilée ainsi que leurs commandes ne sont pas utilisés dans le simulateur L-39.

L'avion est équipé du système d'équipement en oxygène KKO-5.

Il fournit des conditions de vol normales à haute altitude au pilote et assure une éjection sûre à n'importe quelle altitude. Avant le vol les pilotes veillent à ce que les commandes KKO soient en position correcte.

Le KKO-5 est installé dans les deux habitacles.

Commandes KKO-5.

**Figure 124 : Commandes KKO-5**

1. Le manomètre M-2000K contrôle l'excès de pression dans le système respiratoire. Il est situé sur le panneau gauche de l'habitacle avant et n'est pas opérationnel dans le simulateur.
2. Le manomètre et débitmètre d'oxygène IK-52 contrôlent l'alimentation en oxygène lors de la respiration et mesurent la pression dans les réservoirs d'air. Il est installé sur les panneaux de gauche dans les deux habitacles. Les drapeaux convergent pendant l'inspiration et divergent lors de l'expiration.
3. indication d'inspiration
4. indication d'expiration

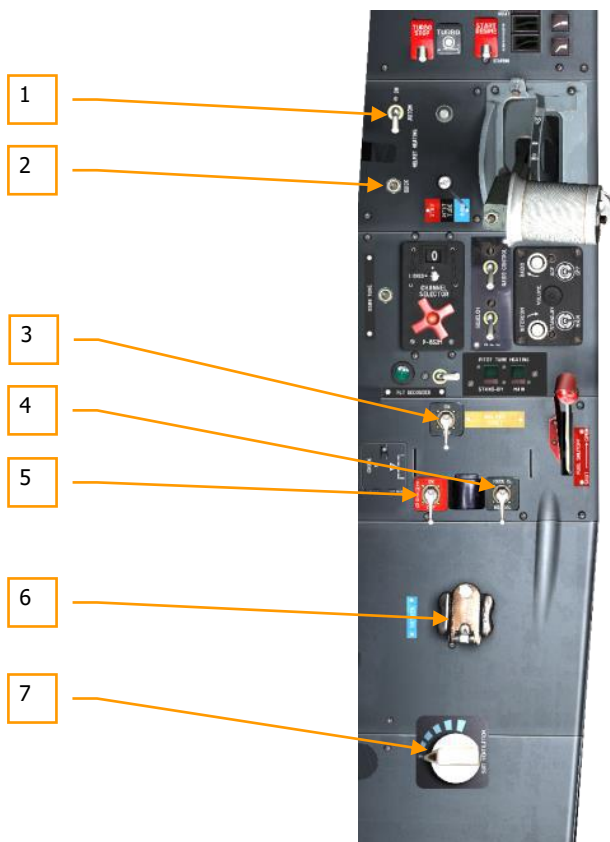


Figure 125 : Commandes KKO-5 sur la banquette gauche de l'habitacle avant

1. HELMET HEATING – active le chauffage du viseur de casque, située sur la banquette gauche de l'habitacle avant. Non utilisé dans la simulation.
2. QUICK HELMET HEATING – pour le chauffage rapide du viseur de casque, installée sur la banquette gauche de l'habitacle avant. Non utilisé dans la simulation.
3. HELMET VENT utilisé pour la ventilation du casque, installée sur la banquette gauche de l'habitacle avant. Non utilisé dans la simulation.
4. Régulateur d'oxygène RPK-52 à deux positions, 100% O2 – NORMAL, pour l'alimentation et la régulation automatique en fonction de l'altitude, installé sur la banquette gauche dans les deux habitacles.
5. EMERG ON- OFF vanne d'alimentation continue en oxygène.
6. Vanne d'oxygène KV-2SM alimente le système à oxygène depuis les réservoirs.
7. Vanne SUIT VENTILATION, utilisée pour la ventilation de la combinaison de vol VK-3M et située sur la banquette gauche de l'habitacle avant. Non utilisé dans la simulation.

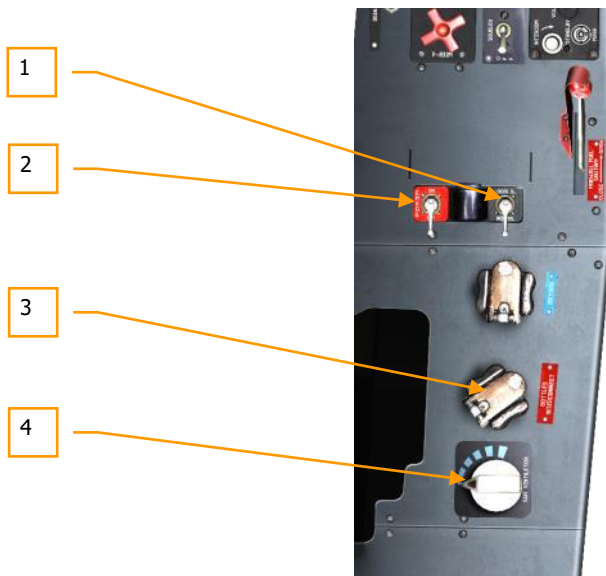


Figure 126 : Commandes KKO-5 sur la banquette gauche de l'habitacle arrière

1. Régulateur d'oxygène RPK-52 à deux positions, 100% O₂ – NORMAL, pour l'alimentation et la régulation automatique en fonction de l'altitude, installé sur la banquette gauche dans les deux habitacles.
2. EMERG ON- OFF vanne d'alimentation continue en oxygène.
3. KV-2MS BOTTLES INTERCONNECT vanne d'interconnexion des systèmes avant et arrière d'oxygène, située dans l'habitacle arrière.
4. Vanne SUIT VENTILATION, utilisée pour la ventilation de la combinaison de vol VK-3M. Non utilisé dans la simulation.

Fonctionnement du KKO-5 dépendant de l'altitude :

- Jusqu'à 2 km le pilote respire l'air de l'habitacle
- De 3 km à 8km – mélange oxygène-air
- De 8 km au plafond opérationnel – oxygène pur

À des altitudes inférieures à 2 km, si la poignée RPK-52 100% O₂ - NORMAL est placée en position NORMAL, l'oxygène n'est pas fourni et le témoin de pression et de débit d'oxygène IK-52 ne réagit pas lors de la respiration.

Enregistreur de vol sarpp-12GM

Le système enregistre les paramètres de vol, l'état de différents systèmes et stocke les informations reçues dans les conditions normales et de secours.

La mise en marche et l'arrêt du système se font par le disjoncteur BATTERY du panneau principal des disjoncteurs du poste avant et par le commutateur FLT RECORDER placé sur la banquette gauche de l'habitacle avant. Une fois le système allumé, la lampe verte située près du commutateur FLT RECORDER clignote. Si le pilote n'active pas l'interrupteur FLT RECORDER, le SARPP-12GM FDR s'activera automatiquement quand la vitesse atteindra 120 km/h.

Dans le module L-39C, le SARPP-12GM FDR est implémenté de la façon suivante : il est possible d'ouvrir la fenêtre avec les paramètres de vol enregistrés en regardant un track enregistré d'un vol précédent.



Figure 127: Commandes de l'enregistreur de vol sarpp-12GM

Équipement radio électronique

L'équipement radio électronique du L-39C est divisé en :

1. Communication
2. Navigation
3. Radar

Commande radio R-832M

Sert à la communication duplex entre l'avion et l'ATC.

Le R-832M est activé à l'aide des disjoncteurs suivants sur le panneau principal des disjoncteurs : BATTERY, 115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II et RDO. Après leur activation, il faut s'assurer que la lampe du numéro de canal s'allume. Après 2-3 minutes, le R-832M est opérationnel.

Commandes du R-832M :

- Unité de commande sur les banquettes gauche des deux habitacles
- Bouton « РАДИО » (RADIO) PTT dans les deux habitacles

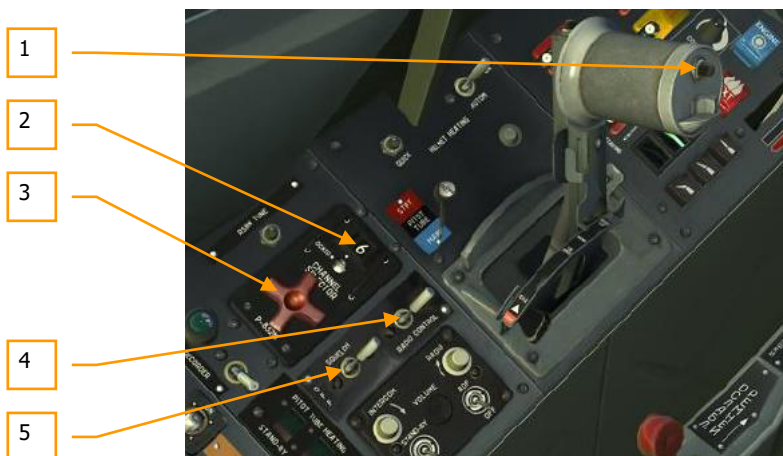


Figure 128: Commandes du R-832M

1. Bouton RADIO PTT
2. Numéro du canal sélectionné
3. CHANNEL SELECTOR, bouton rotatif de changement de canal.
4. RADIO CONTROL, Interrupteur de connexion de l'émetteur au poste de pilotage avant ou arrière (le contrôle se fait par l'allumage du numéro de canal).
5. SQUELCH, Interrupteur de désactivation du système de suppression de bruit.

Intercom SPU-9

L'interphone assure la communication entre les membres d'équipage et rend audibles les signaux sonores des RKL-41, RSBN-5S, MRP-56P, RV-5 et accéléromètre.

Le SPU-9 est activé par les disjoncteurs BATTERY, 115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II et RDO sur le panneau principal des disjoncteurs. Pour communiquer avec l'équipe au sol, l'interphone sol peut être activé par le commutateur INTERCOM GROUND situé sur la banquette droite dans l'habitacle arrière.

Commandes SPU-9:

- Deux panneaux de commande, sur la banquette gauche de chaque habitacle près du panneau de commande du R-832M :
- Bouton SPU INTERCOM sur la manette des gaz de chaque habitacle et sur le manche du poste arrière,
- INTERCOM GROUND – sur la banquette droite des commandes de l'habitacle arrière.

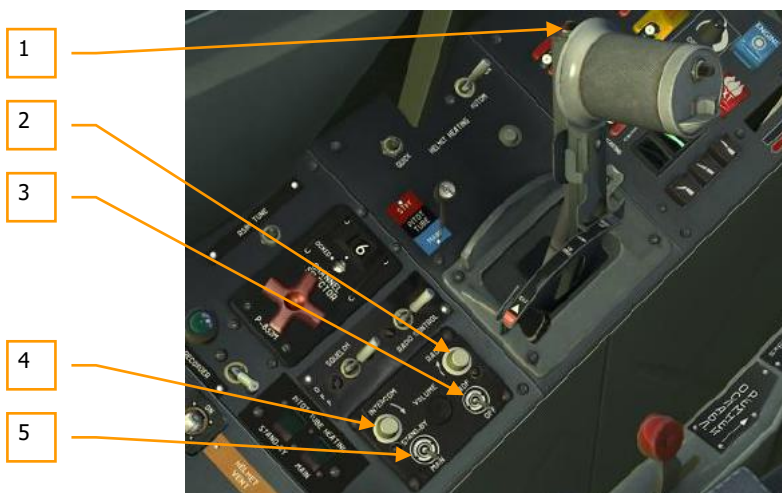
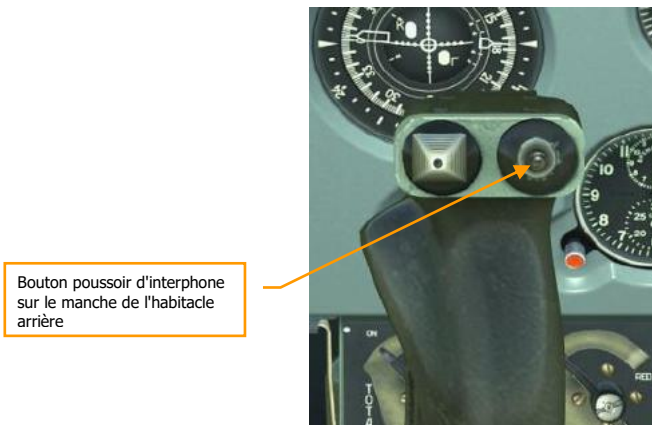


Figure 129 : Commandes SPU-9

1. Bouton SPU INTERCOM
2. RADIO - bouton de réglage du volume des canaux radio externes des signaux d'auto-écoute.
3. ADF -Commutateur d'écoute du signal NDB interne et externe.
4. Bouton de volume de l'interphone.
5. MAIN- STANDBY - Interrupteur basculant le SPU entre les habitacles.



Bouton poussoir d'interphone
sur le manche de l'habitacle
arrière

Figure 130 : Bouton poussoir d'interphone sur le manche du poste arrière

Équipement de radio navigation

L'équipement de radio navigation comprend :

- Le radiocompas automatique RKL-4
- Le système RSBN-5S (« RSBN »)
- L'altimètre radar basse altitude RV-5
- Le récepteur de radio balise MRP-56P

Radiocompas automatique RKL-41

Il est conçu pour déterminer le cap des NDB.

Le RKL-41 est activé par les disjoncteurs BATTERY, 115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II et RDO sur le panneau principal des disjoncteurs.

Commandes du RKL-41 :

- Deux panneau de commandes, situés sur les banquettes droites des deux habitacles,
- Interrupteur O-I (Outer NDB – Inner NDB), situé en bas à gauche du panneau instrument des deux habitacles
- Jauge RKL-41, installé sur les panneaux instruments des deux habitacles



Figure 131 : jauge RKL-41 ADF

Commandes du RKL-41 :

Les interrupteurs Outer - Inner NDB sont situés sous les panneaux instruments des deux habitacles



Figure 132 : Sélecteur RKL NDB

Panneau de commande RKL-41

**Figure 133 : Panneau de commande RKL-41**

1. Bouton de volume.
2. Indicateur de réglage, permet une mise au point précise du RKL à la fréquence requise sur la base de la déflexion maximale de l'aiguille.
3. Le commutateur décimal le signe "O" règle la fréquence du NDB extérieur. L'anneau externe affiche les centaines de kHz et l'interne les dizaines de kHz.
4. Le commutateur décimal avec le signe "I" règle la fréquence du NDB intérieur. L'anneau externe affiche les centaines de kHz et l'interne les dizaines de kHz.
5. Le bouton de syntonisation sert à accorder le RKL sur la base de l'audibilité maximale des signaux en mode TLF (téléphone) et de la déflexion maximale de l'aiguille en mode TLG (télégraphe).
6. Bouton interne (drapeau)
7. bouton d'anneau extérieur
8. L'interrupteur du panneau de commande commute le panneau de commande entre l'habitacle avant et arrière. Le RKL est relié au tableau de commande sur lequel le rétro-éclairage s'allume.
9. Le commutateur TLF - TLG connecte les filtres des récepteurs.
10. Interrupteur de modes OFF, C AUT, C MAN, ANT, LOOP. "C AUT" (boussole automatique) et "C MAN" (boussole Manuelle) sont les modes de fonctionnement principaux du RKL, déterminant automatiquement la direction des NDB. La seule différence est que dans le mode "C MAN" il n'y a pas de commutation automatique entre les NDB extérieurs et intérieurs. En mode "ANT" (Antenne), la direction des NDB n'est pas déterminée. Il est utilisé pour ajuster le RKL ADF à la fréquence NDB. Le mode "LOOP" sert à trouver la direction des stations émettrices par l'écoute.

11. Bouton de réglage de la luminosité
12. Bouton L – R (gauche-droite) utilisé pour la rotation manuelle de l'antenne.

Réglage et vérifications du radiocompas RKL-41

Activer BATTERY, 115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II, et RDO sur le panneau principal des disjoncteurs dans le poste avant et effectuer les actions suivantes :

1. Sur le panneau de commande de l'interphone SPU-9, placez l'interrupteur "PK - BbK" dans la position PK,
2. Sur le panneau de commande de l'ADF :
 - L'interrupteur "O-I" du tableau de bord en position O
 - Commutateur du tableau de commande ADF réglé sur votre habitacle
 - Régler le volume au maximum, en tournant le bouton vers la position la plus à droite
 - Allumez l'ADF en tournant le sélecteur de la position OFF à la position ANT, le panneau de commande et l'éclairage de l'indicateur d'accord s'allumera
 - Mettre le commutateur TLG - TLF en position TLF
 - Régler la fréquence du NDB extérieur en tournant la molette sur le cadran décimal O, maximiser l'audibilité du signal par le bouton de syntonisation
 - TLG - TLF sur la position TLG, régler le radiocompas en accordant le bouton de réglage précis à la fréquence du NDB extérieur par la déflexion maximale de l'aiguille vers la droite
 - TLG - TLF placé sur TLF,
 - Régler le sélecteur de mode sur la position C AUT ou C MAN, l'ADF indiquera le NDB extérieur
 - En réglant le sélecteur L - R alternativement sur les positions L et R, dévier l'aiguille à 160°, remettre le sélecteur en position neutre, l'aiguille doit indiquer la direction du NDB extérieur
 - O - I en position I, effectuez la syntonisation ADF sur la fréquence du NDB intérieur par le bouton de réglage décimal du cadran I et vérifiez son fonctionnement de la même manière que pour le NDB extérieur
3. Après vérification, régler l'interrupteur O-I en position O
4. Réglez l'interrupteur ADF-OFF du tableau de commande SPU-9 en position OFF

Le moniteur peut, du poste arrière, simuler une panne du RKL-41 dans le poste avant



Figure 134: Interrupteur de simulation de panne du RKL-41

Système de navigation courte portée embarqué RSBN-5S

« ISKRA-K »

L'équipement embarqué RSBN-5S (S- signifie "avion"- "samolet" en russe) fait partie du système de radionavigation à courte portée RSBN-4N (N- signifie "sol", "nazemnnoe" en russe). La partie embarqué est utilisée pour la détermination des coordonnées polaires (azimut et distance) de l'équipement au sol.

Grace à la partie au sol du système d'atterrissage aux instruments (groupe de balises PRMG-4), le système RSBN-5S fourni une aide à l'atterrissage.

Avant le vol aux instruments à l'aide de l'équipement Iskra-K, le pilote doit régler les canaux de navigation et d'atterrissage sur le panneau de commande de l'habitacle avant.

Le RSBN-5S peut opérer en trois modes : NAV (Navigation), GP (Glide path) and LANDING.

En mode NAVIGATION il indique :

- Le cap de l'avion sur le RMI,
- La distance de la station sur le PPD-2.

En mode GLIDE PATH il indique :

- Le cap de l'avion sur le RMI,
- La distance de la station sur le PPD-2.

- La déviation par rapport à la course requise par l'index de déviation sur le RMI,
- La trajectoire de descente programmée (plan de descente) par l'index d'alignement de descente sur le RMI,

Le point de fin de descente est marqué par le voyant END OF DESCENT sur le panneau d'alerte et de signalisation dans les deux habitacles. Ce voyant est fixe.

En mode LANDING

- Indication quand l'avion se trouve à l'intérieur de la plage de fonctionnement des balises d'alignement et de plan de descente
- Écart par rapport au plan de descente par la barre d'alignement de descente sur le RMI
- Écart par rapport à la course d'atterrissage par la barre de radio alignement sur le RMI
- Distance au répéteur de distance intégré à la balise de radio alignement

Une description détaillée de l'utilisation du système RSBN-5S se trouve au chapitre 3 de ce manuel.

Le RSBN-5S est activé par les interrupteurs BATTERY, 115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II et AGD-GMK, RSBN (ISKRA system) sur le panneau principal des disjoncteurs du poste avant.96

RSBN (Iskra) - après 3 minutes d'activation, le RMI et le PPD doivent indiquer le cap et la distance du NDB. Sur le panneau de contrôle RSBN-5S les voyants AZIMUTH CORRECTION et DISTANCE CORRECTION ainsi que dans l'habitacle arrière AZIMUTH CORRECT et DISTANCE CORRECT s'allument.

Commandes et voyants RSBN-5S :

- Le dispositif RMI est situé sur les deux tableaux de bord
- Le dispositif PPD-2 est situé sur les deux tableaux de bord
- L'unité de commande RSBN-5S est située sur le panneau droit dans l'habitacle avant,

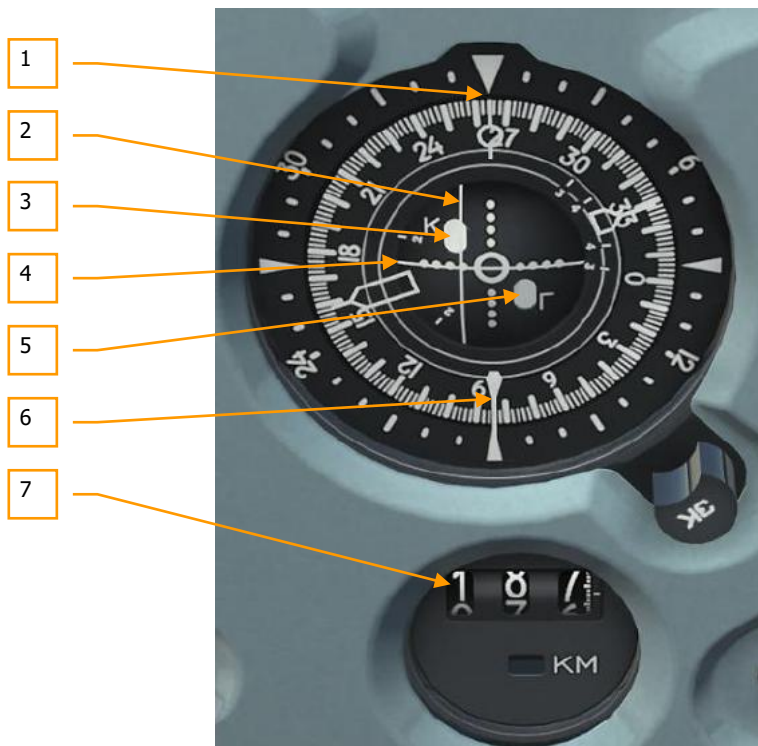


Figure 135: RMI et PPD-2

1. Cap avion
2. Barre de déviation de course d'alignement
3. Drapeau de course d'alignement
4. Barre de déviation du plan de descente
5. Drapeau du plan de descente
6. Direction du terrain.
7. Indicateur de distance RSBN PPD-2.

Commandes RSBN-5S de l'habitacle avant

En appuyant sur le bouton RSBN TUNE installés sur les banquettes gauches des habitacles avant et arrière, on entend l'indicatif du RSBN.



Figure 136 : Bouton RSBN TUNE

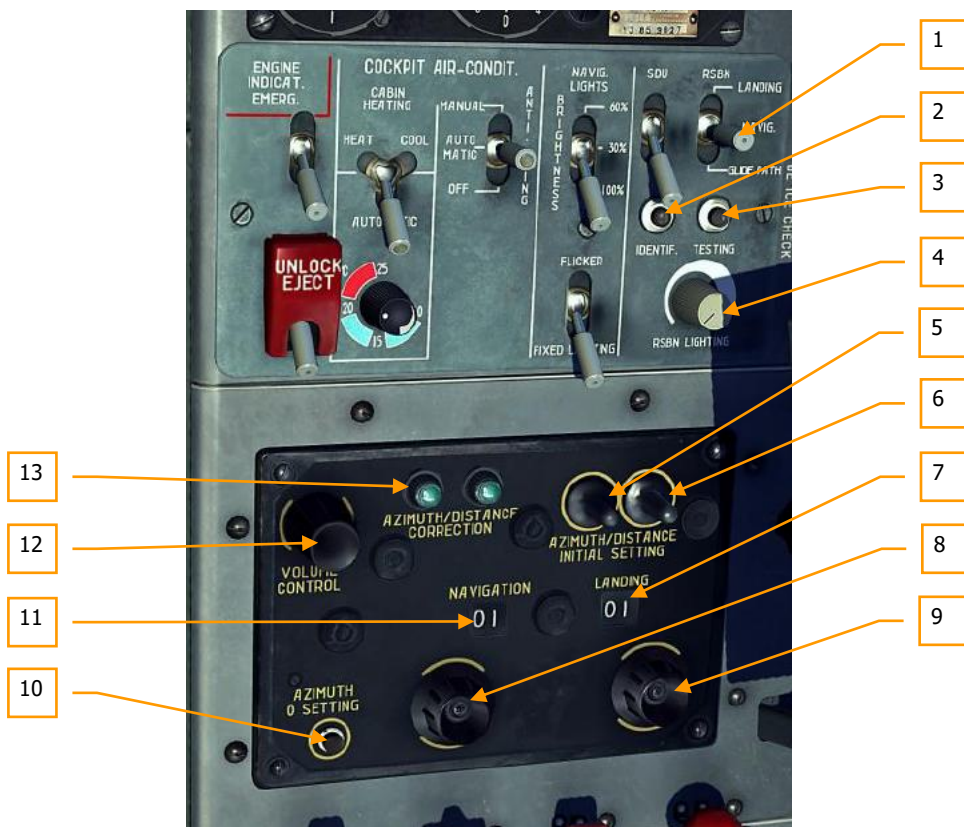


Figure 137 : Commandes RSBN-55 de l'habitacle avant

1. Sélecteur de mode LANDING-NAVIGATION-GLIDE PATH
2. En appuyant sur le bouton IDENTIF l'identification unique du signal est généré sur l'indicateur rond. Cette fonction n'est pas implémentée dans le simulateur

3. Bouton TESTING sert à vérifier l'azimut et la distance du canal
4. Bouton RSBN LIGHTING ajuste la luminosité
5. AZIMUTH INITIAL SETTING poussoir permettant de régler n'importe quel azimut
6. DISTANCE INITIAL SETTING poussoir permettant de régler n'importe quelle distance
7. Indication du canal d'atterrissage
8. Bouton Navigation permettant de régler un des 40 canaux de navigation préprogrammés
9. Bouton Landing permettant de régler un des 40 canaux d'atterrissage préprogrammés
10. AZIMUTH 0 SETTING bouton utilisé pour la calibration du canal d'azimut
11. Indication du canal de navigation
12. VOLUME CONTROL bouton utilisé pour régler le volume du signal audio du RSBN.
13. AZIMUTH/DISTANCE CORRECTION voyants utilisés pour contrôler le fonctionnement en azimut et en distance du canal réglé.

ZDV-30 utilisé pour régler la pression barométrique du terrain.



Figure 138 : ZDV-30

Utilisation du ISKRA-K depuis l'habitacle arrière

Les commandes du RSBN Iskra-K sont principalement situés dans l'habitacle avant. Dans l'habitacle arrière sur la console droite se trouve un bouton AZIMUTH ACCORDANCE et un interrupteur EMERGENCY SWITCH FOR LANDING. Pour aligner l'azimut du HSI du poste arrière avec celui de l'habitacle avant, il faut appuyer sur le bouton AZIMUTH ACCORDANCE dans l'habitacle arrière. L'alignement de la barre de déviation de plan de descente du RMI est maintenu en position centrale et CONFORM. AZIMUTH s'allume sur le panneau d'alerte et de signalisation du poste avant.

Si le pilote du poste arrière reprend le contrôle de l'avion et effectue l'atterrissage, il doit activer l'interrupteur EMERGENCY SWITCH FOR LANDING et régler manuellement le cap d'atterrissage souhaité sur le RMI.

Dans tous les cas, il est possible de poser l'avion sur l'aérodrome dont le canal est fixé sur le tableau de commande RSBN de l'habitacle avant.

Pour vérifier le fonctionnement de l'azimut et de la distance, il y a deux voyants AZIMUTH CORRECT et DISTANCE CORRECT sur le panneau d'alerte et de signalisation.



Figure 139 : Commandes RSBN-5S de l'habitacle arrière

1. Bouton AZIMUTH ACCORDANCE
2. Interrupteur EMERGENCY SWITCH FOR LANDING

Altimètre radar basse altitude RV-5,

L'altimètre basse altitude RV-5 indique l'altitude réelle par rapport au sol dans la plage 0-750m. De plus il informe le pilote quand l'altitude minimale prééglée est atteinte ou quand le système est en panne. Lorsque l'avion atteint l'altitude minimale réglée sur la jauge le signal DANGEROUS ALTITUDE clignote. Si l'altitude de vol est supérieure à la plage de fonctionnement du RV-5, un drapeau indicateur est affiché sur la jauge de l'altimètre et l'aiguille est placée derrière le secteur sombre de l'échelle.

L'altimètre RV-5 est activé par les disjoncteurs BATTERY, 115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II et MRP-RV situés sur le panneau principal des CB du poste avant.

1-2 minutes après avoir été activé, l'aiguille de l'altimètre radar dévie complètement vers la droite et revient à zéro avec ± 1 m de précision. Si elle est en dessous de l'index DANGEROUS ALTITUDE, un signal audio continu (4-9 secondes) est émis dans le casque du pilote, le voyant DANGEROUS ALTITUDE s'allume ainsi que la lampe DANGEROUS ALTITUDE sur la jauge RV-5.

Commande et indications du RV-5

- L'altimètre radar se trouve sur le tableau de bord dans l'habitacle avant et arrière,
- Le voyant DANGEROUS ALTITUDE est situé sur le panneau d'alerte des deux habitacles.



Figure 140 : Altimètre radar basse altitude RV-5

1. Drapeau de panne du radio altimètre
2. Aiguille d'altimètre
3. Bouton de réglage d'altitude dangereuse
4. Index d'altitude dangereuse
5. Lampe DANGEROUS ALTITUDE

Récepteur de radio balise MRP-56P

Il indique le survol de la balise de guidage. Lorsque l'avion survole la balise de guidage, le signal MARKER sur le panneau de signalisation des deux habitacles clignote et on entend l'indicatif de la balise. Des balises de guidage sont installées sur les NDB extérieurs et intérieurs. Le MRP-56P est activé par les disjoncteurs BATTERY, 115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II et MRP-RV situés sur le panneau principal des disjoncteurs de l'habitacle avant.

VOL



VOL

Limites structurelles du L-39C

Nº	Limitation	Limité par
1.	Masse maximale au décollage Piste revêtue - 4700 kg. Piste non revêtue - 4600 kg.	Résistance de l'avion
2.	Masse maximale à l'atterrissage, kg (dans certains cas - 4600 kg)	Résistance du train d'atterrissage
3.	Maximum d'IAS autorisée (jusqu'à 1300 m) - 900 km/h	Résistance de l'avion
4.	Maximum de Mach autorisé (au dessus de 1300 m) - 0,8	Controlabilité et stabilité de l'avion
5.	Facteur de charge maximal autorisé : Pour une masse en vol de 4200 kg ou moins : - positifs - 8 - negatifs - 4 Pour une masse en vol supérieure à 4200 kg : - positifs - 7 - negatifs - 3,5 Pour le vol volets sortis : - positifs - 2 - negatif - non autorisé	Résistance de l'avion
6.	Minimum d'IAS autorisée – 200 km/h	Affaissement du facteur de portance avant début de décrochage
7.	Maximum d'IAS autorisée : Avec trains sortis - 340 km/h Avec volets sortis (position décollage et atterrissage) - 310 km/h	Résistance des trappes et des tringleries des trains
8.	Maximum d'IAS autorisée pour l'utilisation des trim - 700 km/h	Efficacité excessive à grande vitesse
9.	Temps de vol inversé maximal - 20 secondes	Quantité de carburant dans l'accumulateur
10.	Temps de vol horizontal minimum entre deux vols inversés - 20 secondes	Temps de remplissage de l'accumulateur de carburant
11.	Composante maximale de vent traversier durant le décollage et l'atterrissage - 10 m/s	Controlabilité et stabilité de l'avion
12.	Vitesse maximale pour commencer le freinage - 190 km/h	Capacité des freins
13.	Vitesse maximale de roulage dans les virages - 10 km/h	Stabilité de l'avion
14.	Maximum d'IAS autorisée sans verrières - 350 km/h	Impact du vent relatif sur le pilote

N°	Limitation	Limité par
15.	Altitude maximale autorisée pour l'utilisation du mode décollage - 10000 m	Capacité de dissipation thermique du moteur
16.	Durée maximale en fonctionnement continu du mode décollage - 20 minutes	Résistance du moteur
17.	EGT maximale autorisée : * jusqu'à 8000 m - 685°C (avec dégivrage activé - pas plus de 705°C), * Au dessus de 8000 m - 715°C; * Au ralenti et pendant le démarrage à toutes altitudes - 600°C	Capacité de dissipation thermique du moteur
18.	Maximum de RPM HPC autorisé - 107,8%	Résistance du moteur
19.	Durée maximale de fonctionnement avec le carburant fourni par le système de secours - 40 minutes	Fiabilité des automatismes
20.	Minimum de RPM du HPC avec le carburant fourni par le système de secours : * Jusqu'à 2000 meters - 56%; * Au dessus de 2000 m - 60%	Inertie de réaction du moteur
21.	Maximum de RPM du HPC avec le carburant fourni par le système de secours : * jusqu'à 2000 meters - 103%; * Au dessus de 2000 m et en dessous de 8000 m - pas plus de 99%	Inertie de réaction du moteur
22.	Altitude de vol maximale avec le carburant fourni par le système de secours :	Performance en altitude du système d'alimentation
23.	Altitude de vol maximale avec les pompes de gavage désactivées - 6000 m	Stabilité de fonctionnement du moteur
24.	Altitude de vol maximale avec le dégivrage activé - 8000 m	Capacité de dissipation thermique du moteur
25.	Altitude maximale de redémarrage en vol - 6000 m	Fiabilité du démarrage moteur
26.	Minimum de RPM en autorotation du HPC nécessaire au démarrage moteur sans l'APU Sapphire-5 – 15%.	Fiabilité du démarrage moteur
27.	Durée du fonctionnement du moteur à RPM du HPC entre 74-78% et 86-90% - minimale (utilisés uniquement comme modes intermédiaires).	Déclenchement des soupapes de purge d'air du compresseur
28.	Vitesse maximale de vent arrière pendant le démarrage et le test moteur – 10 m/s.	Fiabilité du démarrage moteur et stabilité de fonctionnement

Préparation du démarrage moteur

Démarrage à froid

La séquence de démarrage automatique du moteur est lancée par la combinaison de touches : [WinG + Orig]

Le moteur doit être démarré à partir de l'habitacle avant, car le verrou STOP, qui permet de déplacer la manette de STOP vers IDLE n'existe que sur la manette des gaz avant.

Le moteur peut être démarré en utilisant une source extérieure ou la batterie.

Activer

- **Disjoncteur BATTERY (Batterie) , les voyants suivants s'allument :**
 - o ENG. MIN. OIL PRESS.
 - o GENERATOR.
 - o EMERGENCY GENERATOR.
 - o DON'T START.
 - o CANOPY UNLOCKED.
 - o AIRCONDIT OFF.
 - o INV. 3x36V FAIL.
 - o Voyant principal d'alerte.

Si la pression dans le système hydraulique est inférieure à 100 ± 5 kg/cm², le voyant HYD. SYST. FAIL s'allume.

Le voltmètre ne doit pas indiquer moins de 24V.

Si une source extérieure est connectée, le voyant avec l'icone source extérieure s'allume et le voltmètre indique 27-29 V.



- **Le disjoncteur ENGINE sur le panneau principal des CB éteint les voyants DON'T START et INV. 3x36V FAIL.**
- **Les disjoncteurs 115V INVERTOR I et 115V INVERTOR II éteignent les voyants INV. 115V FAIL**

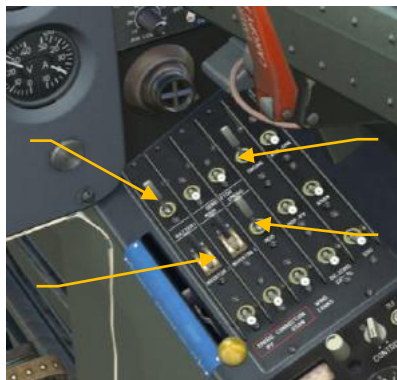
- **Disjoncteur RDO.**
- **FLT RECORDER.**

Avant le démarrage du moteur le pilote doit :

- Régler les fréquences du NDB intérieur et extérieur sur le RKL-41 :
- Régler les canaux de navigation et d'atterrissage sur le panneau de commande du RSBN-5S,
- Régler la pression atmosphérique du terrain sur le ZDV-30,
- Régler le canal de communication sur le R-832M,
- Mettre l'interrupteur MC – GC sur la position MC, l'interrupteur N – S sur N, pour régler la latitude du terrain.

BATTERY

115V INVERTOR - I (II)



ENGINE

RDO

ENREGISTREUR DE VOL



Si le démarrage doit être effectué avec l'aide d'un groupe de parc, le pilote doit demander la connexion a la source extérieure à l'équipe au sol.

Mettre les cales de roue sous le train d'atterrissage principal : [N] (menu radio), [F8], [F4], [F1] (mettre les cales de roues).

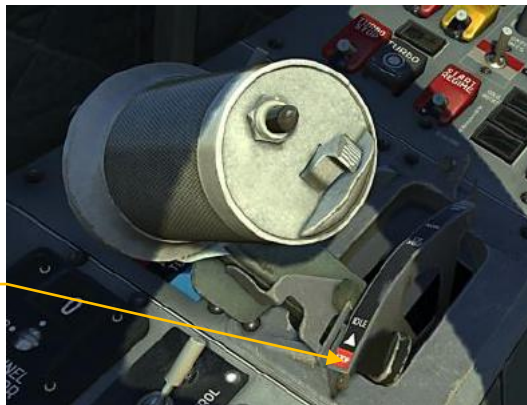
Demander l'autorisation de démarrer le moteur [V] (menu radio), [F5], [F3] (Autorisation de mise en route) et, une fois reçue, désactiver :

- **Disjoncteur 115V INVERTOR I.**
- **Disjoncteur 115V INVERTOR II.**
- **Disjoncteur RDO.**

Mise en route

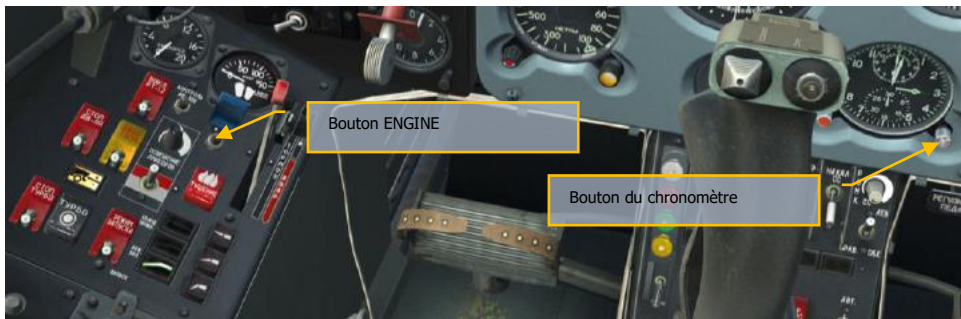
- Vérifier que la manette est en position STOP et que les voyants DON'T START et INV. 3x36V FAIL sont éteints.
- Démarrer l'APU Sapphire-5 APU, pour cela appuyer simultanément sur les boutons chronomètre et TURBO durant 1 à 2 secondes.
- Écouter l'APU démarrer puis regarder le panneau d'alerte et de signalisation, après 23-24 secondes, le voyant TURBINE STARTER s'allume. A présent le moteur peut être mis en route.

manette position STOP





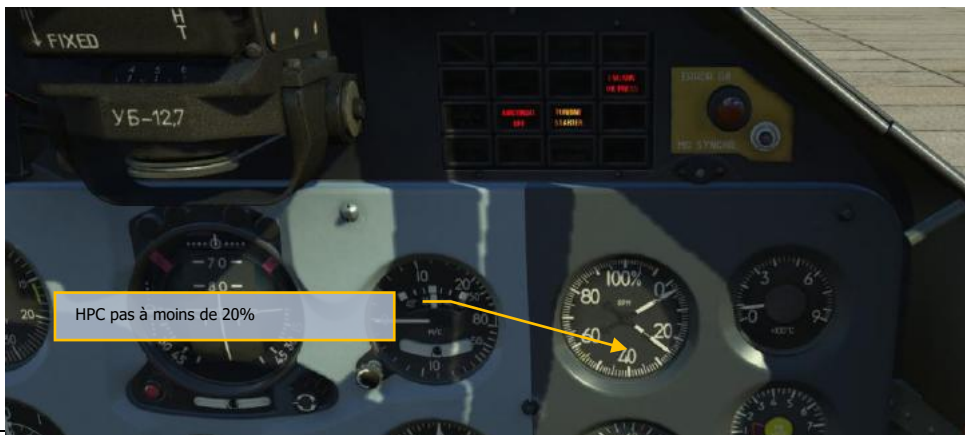
- Appuyer simultanément sur les boutons chronomètre et ENGINE durant 1à 2 secondes.



- 3 à 6 secondes après l'appui sur le bouton, déplacer la manette des gaz vers la position IDLE [AltD + Orig].

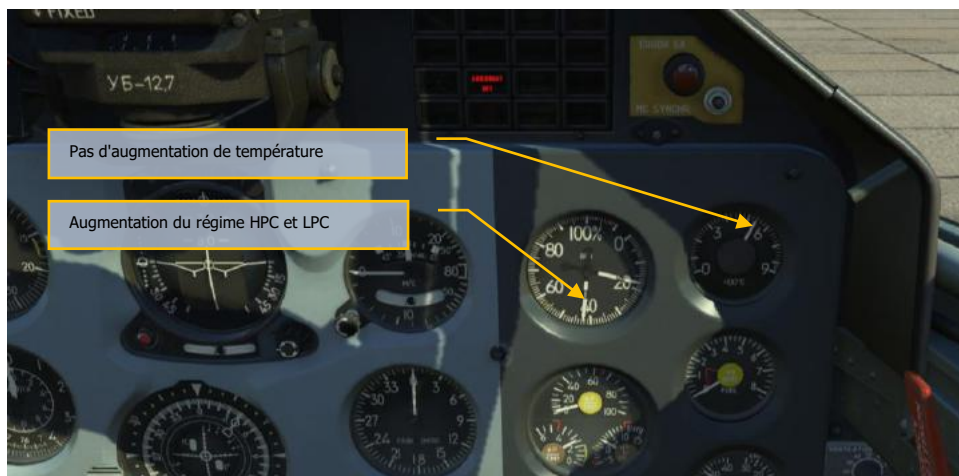


- Regarder la jauge des RPM moteur, les RPM HPC (n1) doivent augmenter constamment et 15 secondes après l'appui sur le bouton ENGINE ne doivent pas inférieurs à 20%. A ce



moment là les RPM LPC (n2) doivent commencer à augmenter aussi.

- Regarder la jauge EGT et dès que la température se stabilise, revenir sur la jauge RPM du moteur, les RPM HPC et LPC doivent progressivement augmenter et atteindre les valeurs correspondant au mode ralenti.
- Appuyer sur le bouton du chronomètre.



Quand le moteur fonctionne en mode IDLE, vérifier que :

- Les RPM HPC sont à $56 \pm 1,5\%$,
- L'EGT n'indique pas plus de 600°C ,
- La pression d'huile n'est pas inférieure à 2 kg/cm^2 , le voyant ENG MIN. OIL PRESS est éteint,
- Le temps de démarrage moteur n'excède pas 50 sec.

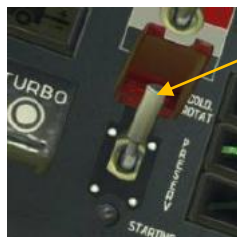


NOTE : Lorsque les RPM HPC atteignent 41,5-44,5% en 45 secondes, l'APU Sapphire-5 s'éteint automatiquement, le démarreur à air se déconnecte, TURBINE STARTER s'éteint, terminant le cycle de démarrage. Le moteur atteint le mode ralenti (HPC RPM à $56 \pm 1,5\%$;) tout seul.

En cas de démarrage infructueux, effectuer une rotation froide du moteur

Mettre l'interrupteur STARTING. – PRESERV. – COLD. ROTAT sur la position COLD.ROTAT.

Dans ce cas l'allumage est désactivé ainsi que le démarrage et l'alimentation en carburant du moteur.



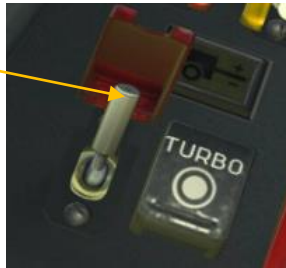
Interrupteur STARTING-PRESERV.
COLD ROTAT

La rotation froide sert à éliminer le carburant accumulé dans la chambre de combustion. Durant la rotation froide la manette doit être placée en position STOP.

- Appuyer sur TURBO pendant 1-2 secondes.
- Quand le voyant TURBINE STARTER clignote, appuyer sur le bouton ENGINE pendant 1 à 2 secondes.

- Le démarreur à air fait tourner le rotor HPC durant 45 secondes puis se désactive automatiquement et passe en mode veille.
- Couper le démarreur à air avec l'interrupteur STOP TURBO.

Interrupteur STOP TURBO



- Lorsque le démarreur moteur est arrêté, remettre l'interrupteur STOP TURBO en position initiale.
- Remettre l'interrupteur STARTING. – PRESERV. – COLD. ROTAT sur la position STARTING.
- Redémarrer le moteur.

Il est possible de faire un faux démarrage, pour remplir ou vider les conduites de carburant. Lors d'un faux démarrage, on effectue les mêmes actions que pour le démarrage normal, sauf pour STARTING - PRESERV. - COLD. ROTAT qui doit être en position PRESERV. Dans ce cas, le système d'allumage est coupé, mais toutes les fonctions de démarrage se déclenchent dans l'ordre normal (du démarrage moteur). Cette fonction n'est pas implémentée dans le simulateur.

Après démarrage moteur

Activer

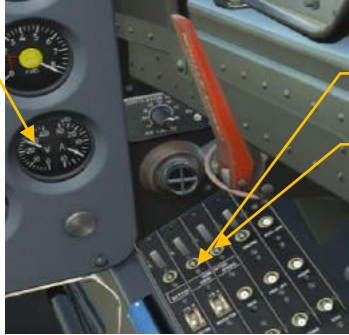
- GENERATOR MAIN.
- GENERATOR EMERG.

Si un groupe de parc a été utilisé pour le démarrage, demander sa déconnexion. [R] (menu radio), [F8], [F2], [F2] (déconnecter groupe de parc).

Les voyants GENERATOR et EMERGENCY GENERATOR s'éteignent.

Vérifier sur le voltmètre que la tension du réseau de bord est entre 27-29 V.

V/A - 27 – 29 V



GÉNÉRATEUR PRINCIPAL

GÉNÉRATEUR DE SECOURS

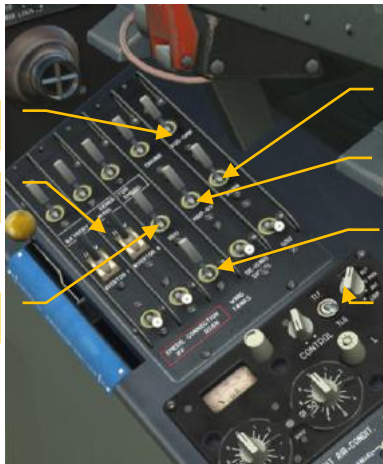
AGD-GMK.

- **115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II.**
- **RDO.**
- **MRP-RV.**
- **RSBN (Iskra).**
- **WING TANKS.**
- **Le commutateur de mode de fonctionnement du panneau de commande du RLK-41 doit être réglé sur C AUT.**

AGD-GMK

115V INVERTOR – I (II)

RDO



RSBN

MRP - RV

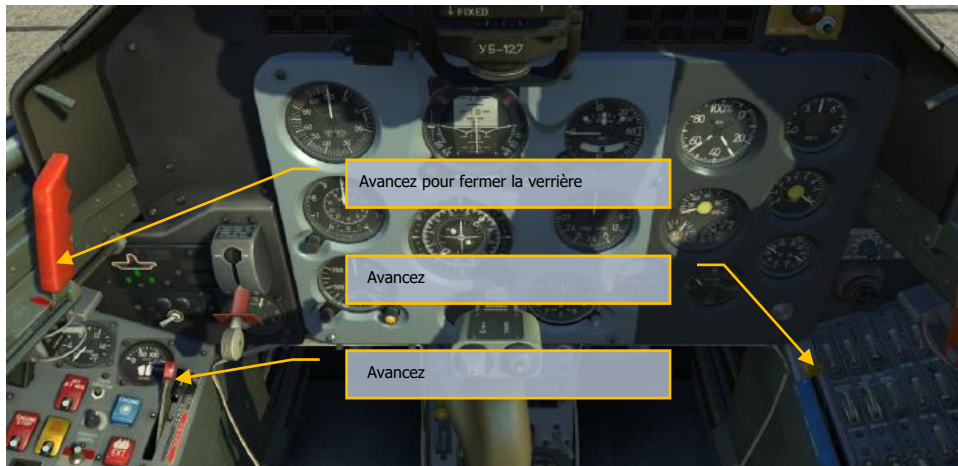
RÉSEROIRS D'AILES

RLK-41 - C AUT

- Demander la fermeture de la verrière*, [**V**] (menu radio), [**F8**], [**F2**], [**F1**] (fermeture verrière).
- Lorsque la verrière est fermée, déplacer son levier de verrouillage à la position la plus éloignée, vérifiez que l'habitacle est bien fermé et que le voyant CANOPY UNLOCKED est éteint.

- Pressuriser le poste de pilotage en déplaçant le levier de pressurisation et d'ECS vers l'avant, après 30 secondes le signal AIRCONDIT OFF s'éteint. Vérifier la différence de pression de l'habitacle sur l'UVPD (0,02-0,05).
- Mettre le levier de freinage de secours vers l'avant (frein de parc).

Note : la verrière peut être ouverte et fermée par les touches : [CtrlG + C]



Si la température ambiante est inférieure ou égale à + 5°C, avant un vol en conditions météorologiques défavorables et en vol de nuit, activer les disjoncteurs PITOT TUBE HEATING MAIN, STAND-BY et DE-ICING SIGNAL et mettre l'interrupteur ANTI-ICING sur AUTOMATIQUE.

Préparation pour le roulage et le décollage

- Sortir les volets à 25°
- Appuyer sur les freins, les maintenir et enlever le frein de parc.
- Demander le retrait des cales de roues à l'équipe au sol.
- S'assurer que les cales ont bien été retirées, regarder alentour, s'assurer qu'aucun autre appareil n'est en train de rouler en même temps et qu'il n'y a pas d'obstacle sur la voie.
- Augmenter lentement le régime du moteur pour que l'avion commence à bouger. Si la roue avant n'est pas droite, arrêter le virage en utilisant les freins.
- En ligne droite, la vitesse de roulage ne doit pas dépasser 30 km/h sans emports extérieurs, et 15 km/h avec. Avant et pendant un virage elle ne doit pas dépasser 10 km/h.

Avant de s'aligner, le pilote doit regarder autour et s'assurer :

- Qu'il n'y a aucun obstacle sur la piste,
- Qu'aucun autre appareil ne soit en phase d'atterrissage ou n'exécute une procédure d'approche manquée.

Demander l'autorisation de s'aligner et, une fois reçue, rentrer sur la piste et rouler 10-15 mètres en ligne droite pour aligner la roue avant avec la direction de décollage. Freiner. Vérifier que les trim de l'élévateur et d'aileron sont en position neutre. Vérifiez que L'ADF RKL-41 et le radiocompas GMK-1AE affichent des valeurs correctes (si nécessaire, alignez-les). Vérifier qu'aucun voyant d'alerte n'est allumé à l'exception de DANGEROUS ALTITUDE.

Augmenter les RPM à 90% et demander à l'ATC l'autorisation de décoller.

Tour de piste

Utilisé pour l'entrainement au décollage, virages, approches et atterrissage, ainsi que pour l'approche à vue sur les aérodromes non équipés de système d'atterrissage aux instruments. L'altitude du circuit d'approche standard est de 600 mètres. Lors de l'atterrissage sur un aérodrome inconnu, le pilote effectue l'approche et l'atterrissage en utilisant ces paramètres de base.

Décollage

Lorsque l'autorisation de décollage est reçue, déplacer la manette des gaz vers l'avant jusqu'à la position « TAKE OFF » (décollage), s'assurer que le régime moteur atteint la valeur de décollage, relâcher les freins et commencer la course de décollage.

Pendant la première phase de la course l'avion doit être maintenu en ligne droite à l'aide des freins et au delà de 100 km/h par la gouverne. Le manche doit rester en position neutre.

Lorsque la vitesse atteint 150 km/h, soulevez la roue avant en tirant doucement sur le manche jusqu'à la position de décollage et conservez cette position jusqu'à ce que l'avion quitte le sol. Si l'angle est correct, la ligne d'horizon sera alignée avec le coussin du viseur. A 190-200 km/h l'avion décolle doucement.

À 20 m de haut et à au moins 250 km/h rentrer le train en mettant le levier en position haute. Vérifiez sa rentrée sur le panneau indicateur de position L / G (les voyants rouges sont allumés) et avec les indicateurs mécaniques (Ils doivent être cachés dans l'aile).

Montée

À 50-70 mètres de haut et au minimum 280 km/h rentrer les volets. Vérifier leur rétraction avec le voyant de signalisation correspondant (il doit être allumée), le bouton de rétraction des volets doit revenir à sa position initiale.

ATTENTION : à une IAS de 310 km/h les volets rentrent automatiquement.

Après la rétraction des volets, à une altitude de 100 m, régler le régime moteur à 100% et continuez à monter en augmentant la vitesse jusqu'à 350 km/h.

Premier et second virage

Les premier et deuxième virages sont exécutés à la suite pour se placer dans le sens opposé à l'atterrissage.

A une altitude de 300 m effectuer les premier et deuxième virages avec un angle de 20° à 350 km/h en montant.

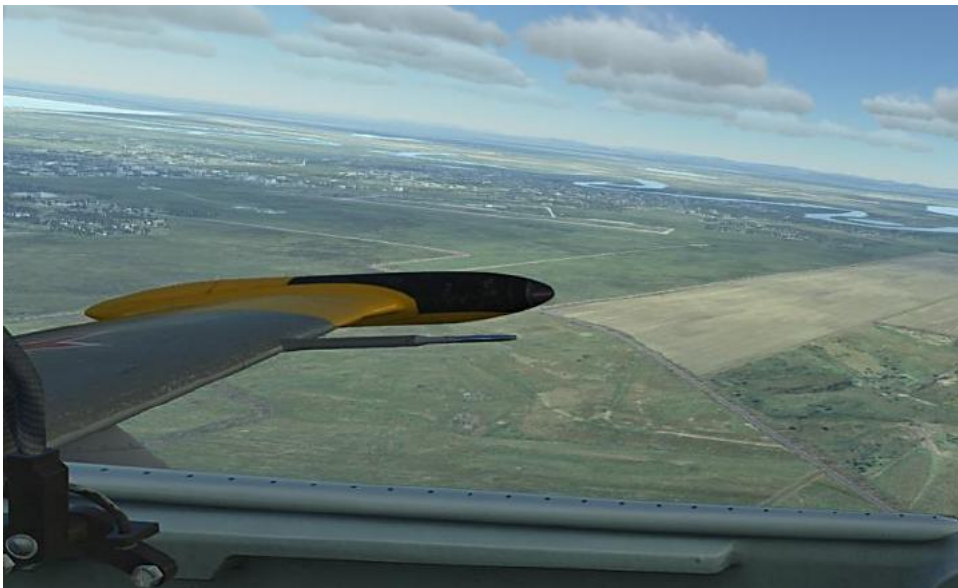
50-70 m avant l'altitude requise (600 m), diminuer l'incidence et le régime moteur à 90% pour maintenir une vitesse constante de 350 km / h, la partie restante du virage se fait en vol horizontal à 350 km/h et à 600 m d'altitude.

La sortie du deuxième virage doit être exécutée au cap opposé à l'atterrissage, en tenant compte de l'angle de glissement.

Figure 141 : Vol du deuxième au troisième virage

Jusqu'à la sortie du train, voler à la vitesse de 350 km/h à 600 m d'altitude au cap opposé à celui d'atterrissage plus (ou moins) le glissement.

Au niveau du RSBN (cap de la station à 90° ou 270°), vérifier la distance latérale à l'aide du PPD-2, elle doit être de 5,5 à 6 km.

**Vol du deuxième au troisième virage**

Au niveau du seuil de piste, régler les RPM à 80% et réduire la vitesse à 330 km/h, sortir le train et s'assurer de sa sortie complète à l'aide des phares et de la signalisation mécanique. Une fois le train sorti, la vitesse est maintenue à 300 km/h (90% de RPM).

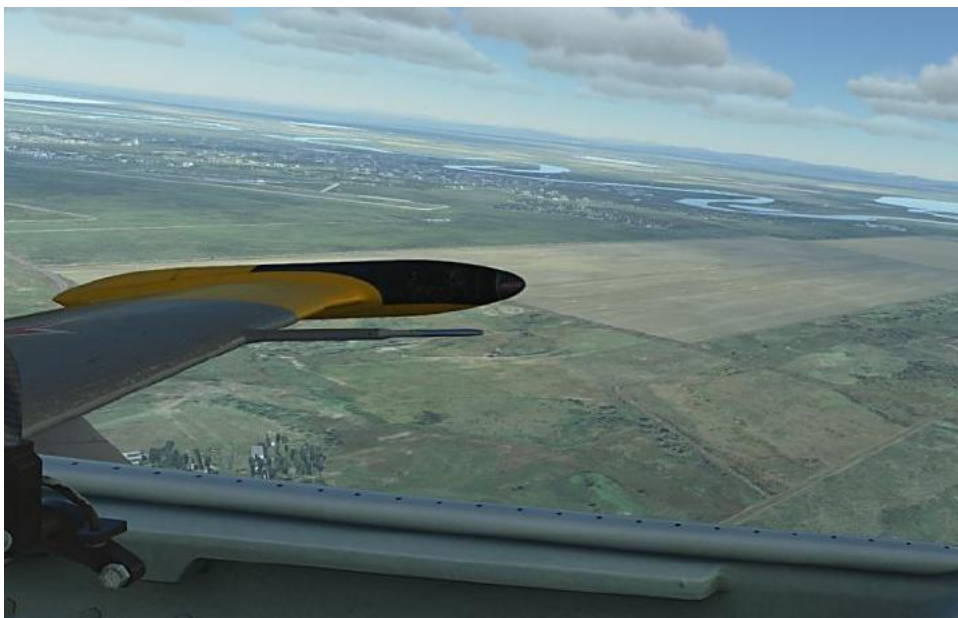


Figure 142 : Au niveau du seuil de piste

Troisième virage

Le troisième virage est initié lorsque le cap du NDB extérieur atteint 120° (240°) après l'avoir passé. C'est un virage à 120°, réalisé à 300 km/h et 30° d'inclinaison, avant le début du virage régler à 92% de RPM pour maintenir la vitesse requise.

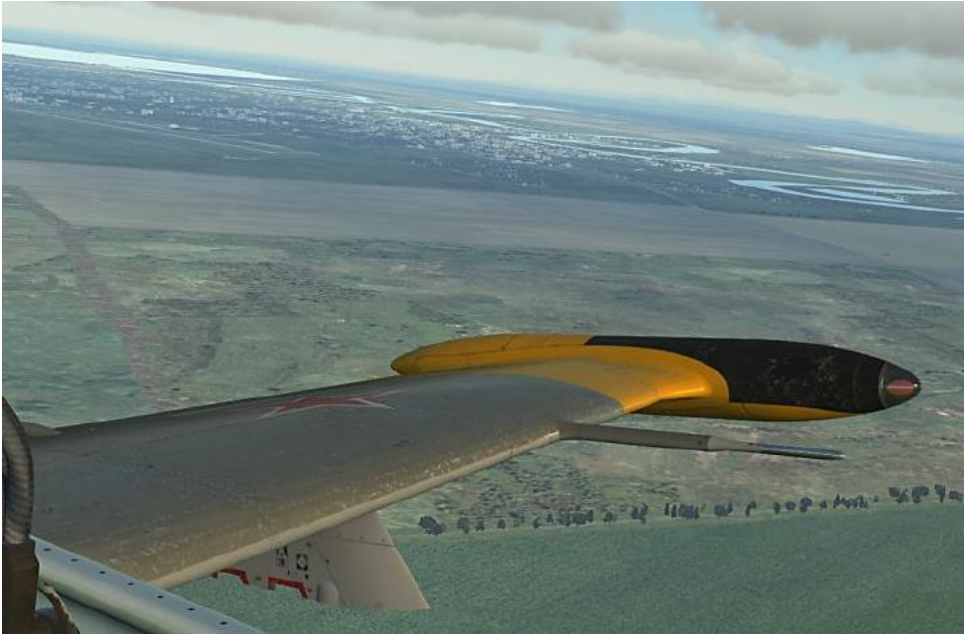


Figure 143 : Troisième virage

Habituellement, le troisième virage est toujours fait au même endroit et ne dépend ni de la direction du vent ni de sa vitesse si elle est inférieure à 10 m / s. Si elle est supérieure à 10 m/s, il faut ajuster le troisième virage en fonction du vent et l'effectuer plus tôt pour tenir compte du glissement de l'avion.

Sortir du troisième virage avec le NDB au cap de 20° (340 °) vers le quatrième virage. Le cap de l'avion vers le quatrième virage doit être de 65 à 70° par rapport à l'axe de la piste.

Vol du troisième au quatrième virage

Après la sortie du troisième virage, baisser les RPM à 85%, régler la vitesse à 280 km/h et sortir les volets à 25°, commencer la descente à une vitesse verticale de 4-5 m/s.

Tout en descendant vers le quatrième virage, rester en direction de la piste, maintenir la vitesse de 280 km/h et la vitesse de descente verticale de 4-5 m/s, surveiller l'altitude, estimer le début du quatrième virage.

La descente doit être effectuée afin que l'altitude avant le quatrième virage soit de 400-420 m.

Quatrième virage

Le quatrième virage doit être initié quand la piste est vue à un angle de 15-20°.



Figure 144 : Quatrième virage

Tourner à une vitesse de 280 km/h à 30° d'inclinaison. La correction de l'approche pendant le virage se fait par ajustement du roulis.



Figure 145: V=280 km/h, H=320 m

Après le quatrième virage, l'avion doit se retrouver dans l'axe de la piste, à une distance de 5 à 5,5 km de son seuil, à une altitude de 320 à 330 m.

Durant le quatrième virage, l'attention doit être portée principalement au maintien de la vitesse, à l'altitude de sortie et à l'exactitude de l'approche.

Si pendant ce virage l'avion descend à 300 m, augmentez le régime moteur (jusqu'au maximum) et continuez le virage horizontalement (sans descente).

Après le quatrième virage, sortir les volets à 44° et vérifier leur extension. Lorsque les volets sont sortis, augmentez le régime moteur à 90% de RPM.

Continuer la descente à 4 à 5 m/s de vitesse verticale pour passer le NDB extérieur à une altitude de 260 m et à une vitesse de 260 km/h.



Figure 146: V=260 km/h, H=260 m

Pendant la descente, assurez-vous que la piste est libre, que l'approche est correcte, que les volets et le train d'atterrissage sont sortis.

Descente après le quatrième virage

Descendre vers la piste après avoir passé le NDB extérieur par une réduction progressive de la vitesse, de sorte que le NDB intérieur soit passé à une altitude de 60-80 m et une vitesse de 230 km/h.



Figure 147: V=230 km/h, H=60 m

Le survol des NBD extérieur et intérieur est marqué par le signal audio et le voyant MARKER clignotant.

L'estimation de la précision est faite par la trajectoire de descente par rapport au point d'arrondi. Avec une estimation correcte, l'avion descend vers le point d'arrondi situé à 50-70 m du seuil de piste.

L'approche finale est contrôlée en tirant sur le manche et en augmentant le régime de sorte que l'avion maintienne une vitesse constante et descende vers le point d'arrondi avec une assiette constante.

Le posé se fait par réduction du régime moteur. Si l'approche ne permet pas de se poser par la réduction du régime, effectuer la procédure d'approche interrompue.

Atterrissage

À partir de 50 m, s'assurer que l'estimation de l'approche est correcte, que l'avion est aligné sur l'axe de la piste et qu'il n'y a pas d'obstacles.

À une altitude de 30 m, vérifier la vitesse qui doit être de 230 km/h et regarder vers le sol dans la direction de la descente et vers la gauche de 10-15°.



Figure 148: V=230 km/h, H=30 m

À une altitude de 8-10m tirer doucement le manche et commencer l'arrondi de telle sorte que l'avion arrête de descendre à l'altitude de 1m. À la fin de l'arrondi, réduire graduellement le régime moteur.



Figure 149 : Arrondi

Durant l'arrondi, le regard doit glisser sur le sol, à environ 35-40m devant l'avion et à 15-20° à gauche de l'axe de l'avion. S'assurer que l'arrondi se termine à une altitude normale.

Alors que l'avion descend vers le sol tirer sur le manche pour qu'il se pose sur les roues principales avec le nez levé pour un freinage aérodynamique. L'avion atterrit à une vitesse de 180 km/h

Après que la roue avant ait touché le sol, commencer le freinage en appuyant doucement sur les pédales de frein avec le palonnier en position neutre.

Après l'atterrissage, quitter la piste, rentrer les volets et rouler jusqu'au parking.

Décollage et atterrissage par vent traversier

Jusqu'à 5 m/s de vent de travers, le décollage et l'atterrissage ne sont pas plus difficile que sans vent. Lorsque le vent est supérieur à 5 m/s, le décollage et l'atterrissage présentent certaines particularités nécessitant une attention particulière.

Pendant le décollage, le roulis dû au vent de travers doit être compensé en mettant du manche dans le vent. Au fur et à mesure que la vitesse augmente, l'efficacité des ailerons augmentant aussi le manche doit lentement être ramené en position neutre. La tendance de l'avion à se mettre dans le vent doit être compensée aux freins pendant la phase initiale du décollage et ensuite à la gouverne.

Après la rentrée des trains et des volets, le glissement de l'avion doit être compensé en corrigeant le cap souhaité d'une valeur égale à l'angle de glissement.

Lors de l'atterrissage, le glissement doit être compensé en corrigeant le cap souhaité d'une valeur égale à l'angle de glissement.

L'arrondi doit être effectué de façon normale, sans modifier le cap. Avant de toucher, aligner l'avion dans l'axe de la piste au palonnier. Après avoir touché le sol, abaisser le nez, en mettant du manche dans le vent pour compenser le roulis dû au vent de travers et en contrant au palonnier la tendance de l'avion à se mettre nez au vent.

Coupure moteur

En arrivant au parking :

- Mettre les gaz en mode ralenti,
- Mettre le levier de pressurisation et d'ECS complètement vers l'arrière
- Mettre l'interrupteur de mode fonctionnement du RKL-41 sur le panneau de commande en position OFF
- Désactiver tous les disjoncteurs sauf ENGINE, BATTERY et FLT RECORDER
- Mettre la manette des gaz sur la position STOP
- Déverrouiller la verrière
- Demander l'ouverture de la verrière à l'équipe au sol.
- Quand l'aiguille des RPM moteur atteint zéro, désactiver les disjoncteurs restants du panneau principal et l'interrupteur FLT RECORDER

Tour de piste



Figure 150: Tour de piste

1. H = 20 m. V = 250 km/h. – rentrer le train.
2. H = 50 – 70 m. V = 280 km/h. – rentrer les volets.
3. V = 300 km/h. $n1 = 100\%$.
4. H = 300 m. V = 350 km/h. roulis = 20° - virage d'entrée en branche vent arrière.
5. H = 600 m. V = 350 km/h. Course branche vent arrière +/- SA ("slip angle", angle de glissement).
6. H = 600 m. V = 350 km/h. au niveau de la balise RSN. Cap balise = 270° (90°) PPD = 5,5 – 6 km.
7. Au niveau du seuil de piste, $n1 = 80\%$. V = 300 km/h. – Sortir le train.
8. H = 600 m. V = 300 km/h. Cap balise = 240° (120°), inclinaison = 30° – entrée troisième virage.
9. $n1 = 85\%$. V = 280 km/h. sortir les volets à 25° , commencer la descente à $V_y = 4 - 5$ m/s.
10. H = 420 – 400 m. V = 280 km/h. Inclinaison = 30° - entrée quatrième virage.
11. H = 330 – 320 m. – sortie du quatrième virage, sortir les volets à 44° .
12. H = 260 m. V = 260 km/h. – survol du NDB extérieur.
13. H = 60 – 80 m. V = 230 km/h. – survol du NDB intérieur.

Voltige

Informations générales

A toutes les altitudes la vitesse minimale autorisée est de 200 km / h, à cette vitesse l'avion est suffisamment stable et contrôlable.

Si des valeurs de G négatives ou nulles sont atteintes durant le vol, les voyants DO NOT START, 150 KG FUEL, ENG. MIN. OIL PRESS peuvent s'allumer et la jauge de carburant peut afficher une valeur erronée. Le vol peut toutefois continuer.

Le vol inversé n'est autorisé qu'au plus 20 secondes, la pression d'huile pouvant descendre en dessous de 2 kg/cm².

Le vol inversé suivant ne pourra être effectué qu'après un vol horizontal d'au moins 20 secondes (temps nécessaire pour remplir l'accumulateur de carburant) et seulement après que la pression d'huile moteur ait retrouvé sa valeur normale, de 3 kg/cm² à 95% de RPM du HPC et pas moins de 2kg/cm² dans les autres modes de fonctionnement.

Pour éviter le décrochage de l'avion pendant la voltige, le pilote doit maintenir le facteur G qui, pour une altitude de 4000 m, est :

IAS. km/h	ny	IAS. km/h	ny
200	1,25	400, 500	4,0 5,0
300	2,5	600	6,0

Si des tremblements apparaissent, le pilote doit pousser immédiatement le manche vers l'avant jusqu'à leur disparition, tout en accordant une attention particulière aux jauges de moteur (EGT et RPM).

Pendant la voltige, le pilote évitera de voler avec une IAS inférieure à 200 km/h. Ceci est particulièrement important lors de l'exécution de figures verticales. En cas de vitesse inférieure à 200 km/h, éviter de tirer sur le manche, utiliser des mouvements coordonnés.

Pour accélérer les figures acrobatiques, l'accélération et le freinage de l'avion ne doivent pas être effectués en vol horizontal, mais en descente ou en montée respectivement. Pour un freinage intensif, utilisez les aérofreins.

Pour accélérer plus vite en vue de la prochaine figure ascendante, le pilote doit maintenir le régime du moteur à au moins 90% sur la partie descendante de la figure précédente (deuxième demi-boucle, etc.).

Commencez à augmenter le régime moteur à un angle de piqué de 80 à 70° de façon à arriver en vol horizontal avec les RPM à la valeur de décollage pour commencer la prochaine figurine à la vitesse requise.

Les figures de voltige verticales (boucle, demi-boucle) ne sont pas autorisées à des altitudes supérieures à 6000 m, car la vitesse d'entrée requise dépasse le Mach limite.

Pour vérifier l'exactitude des figures acrobatiques (surtout en cas de mauvaise visibilité de l'horizon naturel), il faut s'appuyer sur l'ADI qui avec l'indicateur T/S permet :

- De maîtriser précisément les angles requis de roulis et de tangage (de descente ou de montée) et les surveiller pendant les figures acrobatiques,
- Maîtriser la coordination entre le manche et le palonnier pendant l'entrée, l'exécution et la sortie de la figure,
- Déterminer la position de l'avion par rapport à l'horizon naturel.

Comportement de l'avion aux vitesses minimales

Le minimum d'IAS (vitesse de décrochage avec facteur de charge de 1G) moteur au ralenti et trains et volets rentrés est de 180 km/h et respectivement de 160 et 155 km/h avec les volets à 25° et 44°.

L'augmentation du facteur de charge augmente la vitesse de décrochage.

Lorsque l'avion atteint une vitesse qui est de 5 à 10 km / h supérieure à la valeur minimale, un tremblement d'avertissement de l'avion et des vibrations du manche (depuis les ailerons) se produisent.

Si la baisse de vitesse continue, les secousses augmentent et des variations de roulis apparaissent. Lorsque la vitesse atteint 160-165 km/h avec le manche en butée arrière, l'avion pique du nez et entre en chute libre avec une augmentation progressive de la vitesse à 200-220 km/h.

Le décrochage sur l'aile est plus rare, avec un décrochage lent vers la droite la plupart du temps. Dans ce cas, pousser le manche (ailerons en position neutre) pour augmenter la vitesse et ramener l'avion en vol contrôlable. Les ailerons restent efficaces jusqu'au décrochage.

Le mouvement du palonnier pendant le décrochage peut provoquer une vrille de même sens ou de sens opposé à l'action sur le palonnier.

Vrille

L'appareil ne peut décrocher en vrille qu'en raison d'erreurs grossières de pilotage, comme des mouvements longitudinaux excessifs du manche associés à des déviations non coordonnées des pédales à plus de la moitié de leur course.

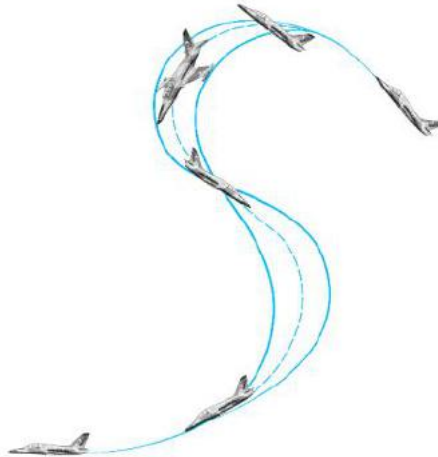


Figure 151 : Vrille

La perte d'altitude pour 1 tour est de 300- 400 m et le temps de 6-7 secondes. La perte d'altitude totale à partir du moment où l'avion est entré dans un tour et le retour en vol horizontal est d'environ 500-650 m. La perte d'altitude totale pour 2 et 3 tours est de 1050-1200 et 1400-1700 m.

Vrille normale

Pour entrer intentionnellement en vrille le pilote doit suivre cette séquence :

Voler horizontalement à 300 km/h à l'altitude de 4000 m,

- mettre la manette des gaz en position « IDLE » et s'assurer que le moteur fonctionne bien au ralenti
- monter avec 20° d'assiette et réduire la vitesse à 170 km/h,

- Dévier le palonnier en butée dans le sens souhaité et tirer le manche en butée arrière, garder les commandes dans cette position durant la vrille. En entrant en vrille, les ailerons doivent être au neutre.

Sortie de vrille:

- Dévier le palonnier en butée dans le sens opposé à la vrille puis mettre le manche au neutre ou un peu au delà
- Lorsque la vrille est stoppée, remettre le palonnier au neutre et lorsque la vitesse atteint 400 km/h, augmenter le régime du moteur à la valeur de décollage et sortir du piqué avec un facteur de charge de 2,5 - 3G

La sortie d'une vrille involontaire doit être effectuée dans l'ordre suivant :

- estimer l'altitude
- identifier le sens de la rotation (mouvement du sol vers la droite ou vers la gauche),
- mettre la manette en mode « IDLE »
- mettre les commandes comme pour une entrée en vrille volontaire c.a.d le palonnier en butée dans le sens de la vrille et le manche en butée arrière (ailerons au neutre)
- Dévier le palonnier en butée dans le sens opposé à la vrille puis mettre le manche au neutre ou un peu au delà
- Lorsque la vrille est stoppée, remettre le palonnier au neutre et lorsque la vitesse atteint 400 km/h, augmenter le régime du moteur à la valeur de décollage et sortir du piqué avec un facteur de charge de 2,5 - 3G

ATTENTION : si l'avion n'est pas sorti de vrille avant 1500 m d'altitude - les pilotes doivent s'éjecter !

Utilisation de l'équipement RSBN-5S ("ISKRA-K") pour le vol et la navigation

Avant le vol aux instruments à l'aide du RSBN "Iskra-K", le pilote doit régler les canaux de navigation et d'atterrissage sur le panneau de commande de l'habitacle avant.

MODE « NAVIG » (NAVIGATION)

Le mode "НАВИГАЦИЯ" (Navigation) est le mode principal du RSBN-5S (Iskra-K).

Le cap de l'avion est lu sur l'échelle interne du RMI sur l'aiguille avec le cercle. La distance est lue sur la jauge PPD-2. En utilisant le cap et la distance, la position de l'avion par rapport au terrain dont le canal de navigation est sélectionné peut-être déterminée à tout moment.

Pour déterminer rapidement le cap vers l'aérodrome, l'extrémité pointue de l'aiguille du RMI est utilisée. Cette aiguille, ainsi que celle du RKL-41, indique la direction du vol vers l'aérodrome.

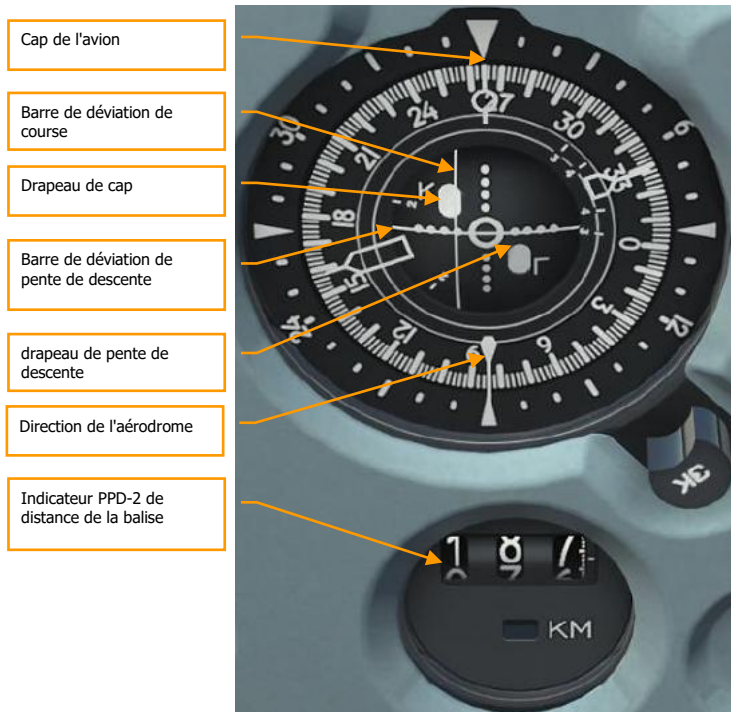


Figure 152 : RMI

Le vol en suivi d'azimut requis peut être effectué en mode NAVIG.

Pour voler depuis la balise RSBN :

- utiliser le bouton de course pour régler l'azimut requis
- quand on vole depuis la balise la distance sur le PPD-2 augmente

Pour voler vers la balise RSBN :

- utiliser le bouton de course pour régler un cap opposé (180°) à l'azimut requis
- quand on vole vers la balise la distance sur le PPD-2 diminue

Pour voler avec l'azimut requis (course requise) le pilote doit garder la barre de déviation de cap dans le cercle central du RMI.

Percée et Finale en utilisant le système RSBN-5S (Iskra-K)

Dans la simulation L-39C, les aérodromes suivants : Krasnodar-Central, Maykop, Krymsk et Mozdok possèdent des balises RSBN ainsi qu'un équipement de système d'atterrissage aux instruments (en russe : PRMG), composé de balise d'alignement et de balise de pente. Le système d'atterrissage aux instruments de l'aérodrome de Krasnodar-Central est installé uniquement sur la piste d'atterrissage au cap 86° et à Maykop sur la piste d'atterrissage au cap 40°.

Les aérodromes de Krymsk et Mozdok disposent d'équipements PRMG pour l'atterrissage dans les deux sens.

Les pilotes doivent connaître la position de la balise RSBN et la prendre en compte pour l'approche et l'approche finale de l'aérodrome. Il faut se rappeler que le sens d'atterrissage dépend de la direction du vent définie dans l'éditeur de mission.

Pour faciliter la navigation lors de l'approche et de l'atterrissage sur l'aérodrome, sa zone peut être représentée sous la forme de deux secteurs imaginaires.

Secteur « A » avec approche au cap de la piste d'atterrissage, ou qui diffère d'au maximum $\pm 15^\circ$.

Secteur « B » quand l'approche est faite de toute autre direction.

Quand la mission est terminée il faut :

- virer en direction de la balise RSBN
- Déterminer dans quel secteur se trouve l'avion par rapport à la direction d'atterrissage de l'aérodrome (pour connaître la position de l'avion, utiliser la touche F10)
- Voler vers l'aérodrome

Si la décision a été prise d'atterrir sur autre un terrain que l'aérodrome de départ le pilote doit :

- régler le nouveau cap d'atterrissage en utilisant le bouton de course
- sur le panneau de commande RSBN choisir les nouveaux canaux de navigation et d'atterrissage
- être sûr que le RMI et le PPD-2 indiquent le cap et la distance du terrain choisi et que les voyants AZIMUTH/DISTANCE CORRECTION, AZIMUTH CORRECT et DISTANCE CORRECT sont allumés,
- régler les fréquences du NDB extérieur et intérieur (fréquences d'arrivée), l'aiguille du RKL-41 doit indiquer le cap du NDB extérieur.
- virer vers la balise RSBN
- Savoir dans quel secteur se trouve l'avion par rapport à l'aérodrome d'arrivée
- approche du terrain

L'avion est dans le secteur « A » :

Si l'avion vole à une altitude de 5000 à 8000 m et à une distance de 50 à 132 km, il est conseillé d'utiliser le mode GLIDE PATH. Si la distance est de 12 à 30 km et l'altitude est de 600 à 1500 m, utilisez le mode LANDING.

Le mode GLIDE PATH est utilisé pour aider à la navigation vers l'aérodrome d'arrivée avec descente à une altitude de sécurité de 600 m, quel que soit le cap RSBN ou la course d'atterrissage.

Le mode de descente est déterminé par la trajectoire de percée des couches nuageuses à un angle de 4-5 ° par rapport à l'horizon. La descente va de 132 à 21 km de la balise.

À des distances supérieures à 132 ± 5 km, la barre de déviation de pente indique la position de l'avion par rapport à l'altitude de croisière, qui est de 8 000 m.

À des distances de 132 ± 5 à 21 ± 3 km. La barre de déviation de pente indique la position de l'avion par rapport à la trajectoire de percée.

À des distances inférieures à 21 ± 3 km, la barre de déviation de pente indique la position de l'avion par rapport à l'altitude de sécurité qui est de 600 m.

Lorsque la distance à la balise de 21 ± 3 km est atteinte, le voyant END OF DESCENT s'allume sur les habitacles avant et arrière et la barre de déviation de pente indique la position de l'avion par rapport à l'altitude de 600 m. Pour suivre la trajectoire de descente guidée, activez le mode LANDING.

Pour voler en mode glide path il faut :

- vérifier que l'aiguille de course est réglée sur la course d'atterrissage
- que le sélecteur de mode LANDING- NAVIG- GLIDE PATH est sur le mode GLIDE PATH
- que la barre de déviation de course du RMI et l'Indicateur de direction de l'ADI indique la position de l'avion par rapport à la balise RSBN
- que la barre de déviation de pente sur le RMI et l'aiguille d'altitude sur l'ADI indique la position relative de l'appareil par rapport au plan de descente
- que le PPD-2 indique la distance du RSBN

REMARQUE : Les barres de déviation de course et de pente sur le RMI et les barres de déviation de cap et d'altitude sur l'ADI se dupliquent. Pour faciliter le pilotage, il est conseillé de se concentrer seulement sur les barres du RMI. Il est également nécessaire de surveiller la vitesse et l'altitude. La vitesse sur le plan de descente doit être comprise entre 400 et 500 km / h.

- faire les corrections nécessaires pour aligner les barres de déviation de course et de plan de descente avec le cercle central.
- le cercle central du RMI représente l'appareil. Pour suivre une trajectoire de percée correcte les barres de course et de plan de descente doivent se croiser dans le cercle,

- Lorsque l'avion est en dessous du plan de descente la correction verticale peut être omise car, en vol horizontal, l'avion approche progressivement de la trajectoire et la barre de déviation du plan de descente se déplace du haut du RMI vers le cercle central.
- À 21 ± 3 km de distance, le voyant END OF DESCENT (percée terminée) s'allume dans les habitacles avant et arrière, et la barre de déviation de plan de descente affiche la position de l'avion par rapport à l'altitude de 600 m. Régler la vitesse sur 350 km/h
- Pour suivre le radio guidage de plan de descente, régler le sélecteur de mode LANDING-NAVIG- GLIDE PATH en position LANDING.

Important : Pour une utilisation correcte de la barre LANDING sur le RMI, on doit régler le cap de la piste d'atterrissage de l'aérodrome d'arrivée.

mode LANDING engagé :

- La barre de guidage du plan de descente se déplace vers le haut
- les indicateurs de plan de descente et d'alignement sont éteints
- le PPD-2 indique la distance de la balise de guidage

Approche finale.

- continuer le vol horizontal à une altitude de 600 m
- faire virer l'avion dans le sens de la déviation de la barre d'alignement du RMI
- à $D=15$ km, réduire les RPM moteur à 80%, se caler à 330 km/h, sortir les trains.
- réduire la vitesse à 280 km/h et sortir les volets à 25°
- augmenter les RPM moteur à 90% et maintenir 280 km/h et l'altitude de 600m
- à l'approche de la balise ($D=12$ km) la barre du plan de descente commence à descendre vers le cercle central du RMI
- $D=12$ km, altitude – 600 m, début du guidage en plan de descente, maintenir les barres de plan de descente et d'alignement au milieu du cercle central du RMI, maintenir la vitesse de 280 km/h, $V_y - 3 - 4$ m/s.
- $D= 6$ km, correspond à une altitude de 300 m, réduire à 260 km/h, sortir les volets à 44°
- Continuer à descendre en suivant le guidage du plan de descente en gardant les barres d'alignement et de plan de descente dans le cercle central de RMI, maintenez la vitesse de 260 km/h
- survol du NDB extérieur, vitesse – 260 km/h, altitude – 200 m, signal sonore de survol et voyant MARKER clignotant,
- après le survol du NDB extérieur surveiller la vitesse afin de survoler le NBD intérieur au minimum à 230 km/h
- survoler le NDB intérieur à $H=80-60$ m et une vitesse 230 km/h, signal sonore de survol et voyant MARKER clignotant,
- après le passage du NDB intérieur le visuel sur la piste doit être établi, estimer la position relative de l'appareil par rapport à la piste et se poser

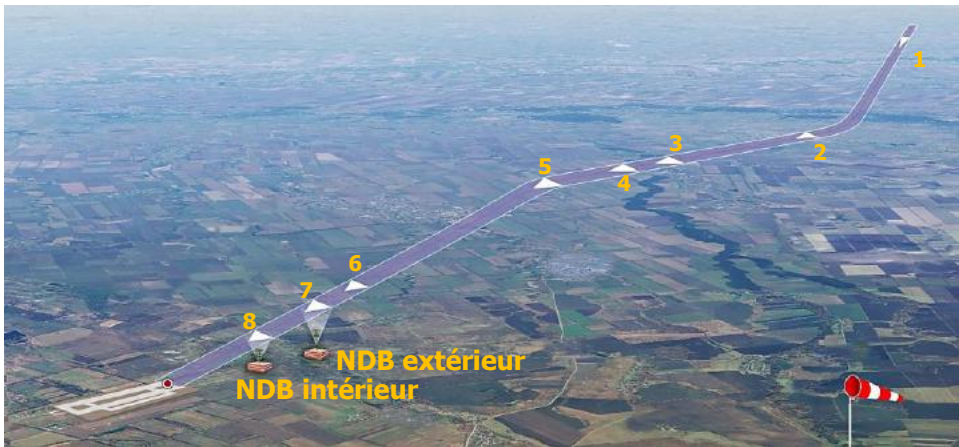


Figure 153 : Circuit d'atterrissage avec utilisation des modes GLIDE PATH et LANDING.

1. Descente en mode percée,
2. Altitude - 600 m. D = 21±3 km. fin du mode guidage de pente « GLIDE PATH »
3. Altitude - 600 m. D = 15 km. vitesse - 330 km/h – sortie des trains,
4. Vitesse - 280 km/h – sortie des volets à 25°.
5. Altitude - 600 m. D = 12 km. Début du signal de guidage en plan de descente.
6. Altitude - 300 m. D = 6 km. vitesse - 280 km/h – sortie des volets à 44°.
7. Survol du NDB extérieur, vitesse - 260 km/h, altitude - 200 m.
8. Survol du NDB intérieur, vitesse - 230 km/h, altitude - 60 – 80 m.

Le L-39C est équipé du système SDU, qui facilite considérablement l'approche finale. Lorsque le signal du guidage est capturé, activez le disjoncteur et l'interrupteur SDU. Les drapeaux d'avertissement "T" et "K" seront désactivés sur l'ADI.

La suite du vol effectuée en suivant les barres d'alignement (roulis et tangage) sur l'ADI. Si les barres restent centrées l'avion descend en suivant le plan de descente prévu. La distance à la balise de guidage est indiquée sur le PPD-2.

L'appareil est dans le secteur « B »

Si vous avez effectué une mission maintenant, il faut faire l'entrée de la branche de l'approche finale à une distance de 15-21 km, indiquée sur le PPD-2 (pour déterminer le cap de la carte on peut utiliser la touche F10). Lors de l'approche de la branche finale, voler à l'altitude de 600 m, à 350 km/h et effectuez le dernier virage de la branche. Avant le dernier virage, activer le mode LANDING. L'approche finale est décrite ci-dessus.

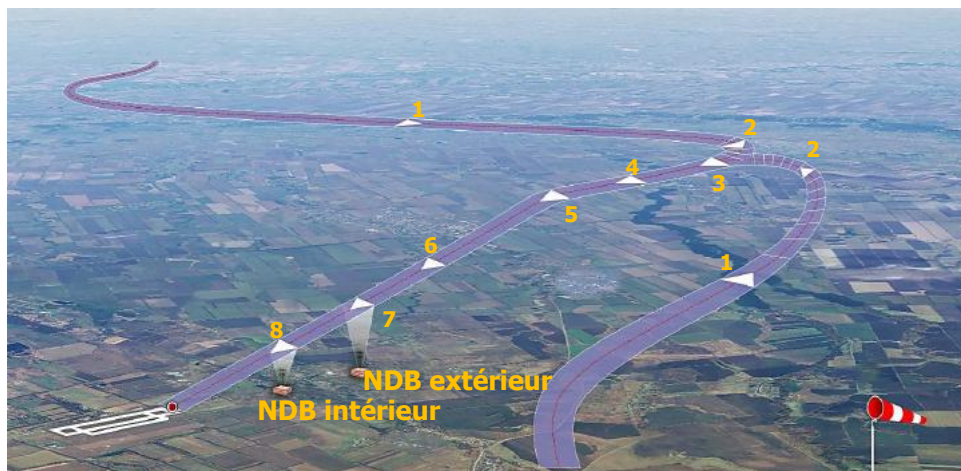


Figure 154 : Schéma de l'approche terrain et de l'approche finale en mode LANDING.

1. Approche initiale
2. Virage de base, engager le mode LANDING
3. Altitude - 600 m. D = 15 km. vitesse - 330 km/h – sortie des trains
4. Vitesse - 280 km/h – sortie des volets à 25°
5. Altitude - 600 m. D = 12 km. Point d'entrée du guidage en plan de descente
6. Altitude - 300 m. D = 6 km. vitesse - 280 km/h – sortie des volets à 44°
7. Survol du NDB extérieur, vitesse - 260 km/h, altitude - 200 m
8. Survol du NDB intérieur, vitesse - 230 km/h, altitude - 60 – 80 m

Utilisation du RKL-41 pour l'approche du terrain

Si le terrain n'est pas équipé de RSBN et de PRMG, le RKL-41 doit être utilisé pour l'approche.

- utiliser le bouton sur le RMI pour régler le cap d'atterrissage
- régler les fréquences des NBD extérieur et intérieur
- s'assurer que l'aiguille du RKL-41 indique le NBD extérieur
- En utilisant conjointement le RMI, le RKL-41, et la carte (F10) déterminer la position de l'avion par rapport à l'aérodrome et virer vers lui
- Pour une détection précoce des pistes, il est conseillé de voler à des altitudes de 1000-2000m
- après détection visuelle de la piste, manœuvrer l'avion de manière à ce qu'il survole la balise extérieure au même cap que la piste

- descendre à l'altitude de 600 m, pendant la descente, réduire à 350 km/h, préparer le premier virage
- suivre le circuit d'atterrissage

Prendre en compte que durant l'approche et l'atterrissage avec le RKL-41, la distance n'est pas indiquée sur le PPD-2.

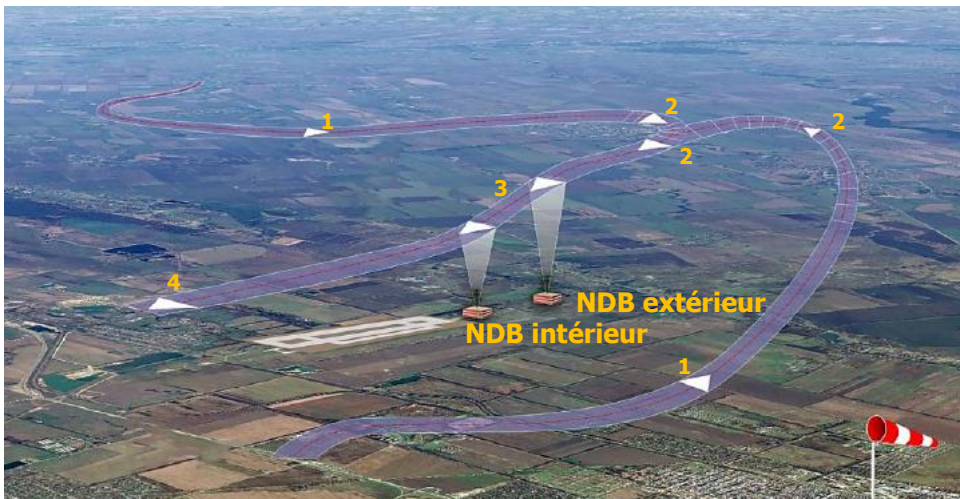


Figure 155 : Schéma d'atterrissage à l'aide du RKL-41

1. Approche terrain
2. Alignement avec le cap de la piste en utilisant la balise extérieure du NDB
3. Descendre à l'altitude de 600 m
4. Premier virage

UTILISATION AU COMBAT



UTILISATION EN COMBAT

Armement de l'avion

Le L-39C est armé de bombes et de missiles. Il est équipé du viseur ASP-3NMU-39, de l'appareil photo FKP-2-2 et de l'armement auxiliaire EKSR-46.

L'armement, le viseur et l'appareil photo de contrôle du L-39C sont utilisés pour les tâches suivantes :

- bombardement de précision en piqué avec bombes de 50 - 100 kg
- tir de précision en piqué de roquettes S-5 sur cibles terrestres
- tir de missiles R-3S sur cibles aériennes

Les commandes des armes sont regroupées sur le panneau central de l'habitacle avant. Les boutons de combat ne sont que sur le manche de l'habitacle avant.

Bombes

L'armement en bombes consiste en :

- Pylônes d'ailes L-39M-117, L-39M -118
- deux bombes
- système de commande de largage de bombe

Les bombes sont emportées sur les pylônes d'ailes

Avec le système de largage de combat, seules des bombes armées (à l'unité ou en salve) sont larguées si la vitesse de l'avion dépasse 310 km/h (lorsque la vitesse est inférieure, le système bloque le largage). En cas de largage d'urgence toutes les bombes sont libérées simultanément.

Commandes d'armement des bombes et voyants de signalisation dans l'habitacle avant.

- ARMS – alimente électriquement le bouton de tir
- PORT-STARB. BOTH est utilisé pour sélectionner le mode de largage des bombes. Pour un largage consécutif régler ce commutateur d'abord sur la position PORT, puis sur STARB. BOTH. S'il est réglé sur STARB. BOTH deux bombes seront larguées simultanément.
- EMERG. JETTIS. Interrupteur utilisé pour le largage d'urgence des charges
- LIVE-BLANK Interrupteur utilisé pour armer les bombes lorsqu'elles doivent être larguées en urgence
- EXPLOSIVE voyant indiquant que le disjoncteur LIVE-BLANK est en position LIVE

- Voyants de présence de charges sous pylônes
- STAND ALERT voyant indiquant que le système de commande d'armement est prêt. Ce voyant s'allume si la vitesse est supérieure à 310 km/h.
- Couvercle de sécurité de la détente de tir

Commande d'armement et de signalisation des bombes dans l'habitacle arrière

- ARMS - alimente le système de commande de l'armement
- EMERG. JETTIS. Interrupteur utilisé pour le largage d'urgence des charges. Il doit être en position neutre
- LIVE-BLANK Interrupteur utilisé pour armer les bombes. Il doit être en position neutre

Remarque : Ce commutateur surpasse celui de l'habitacle avant. S'il est réglé sur LIVE ou BLANK, les bombes seront larguées en mode inertes ou actives, indépendamment de la position du commutateur de l'habitacle avant.

- Voyants de présence de charges
- ARMAMENT FIRE indique que la détente est activée dans l'habitacle avant
- Voyant STAND ALERT
- Voyant EXPLOSIVE

Armes non guidées

Les armes non guidées consistent en :

- Deux paniers UB-16-57U universels,
- 32 roquettes de type S-5,
- L'équipement de commande de tir PUS-36DM,
- Le pylônes d'ailes L-39M-117, L-39M -118,
- Le système électrique de commande et de signalisation de tir.

Les paniers universels UB-16-57U sont fixés aux pylônes d'aile. Le PUS-36DM envoie et distribue les impulsions électriques aux allumeurs électriques des deux paniers. Le système de commande électrique ne permet le tir des roquettes qu'à des vitesses supérieures à 310 km/h (en dessous il bloque le tir) avec les séquences suivantes :

- Séquence de 32 roquettes (16 par panier)
- Séquence de 4 roquettes (2 par panier)
- Séquence de 2 roquettes (1 par panier)

Commande et signalisation de l'armement non guidé dans l'habitacle avant :

- ARMS – alimente électriquement le bouton de tir

- UB-16 – alimente le PUS-36DM, les paniers UB-16, quand le disjoncteur « UB-16 » est activé le voyant PUS-0 s'allume
- EMERG. JETTIS. Interrupteur utilisé pour le largage d'urgence des charges
- 2RS - AUT. - 4RS (2 roquettes - Auto - 4 roquettes) commutateur de sélection du mode de tir de roquettes. En mode « 2RS » (2 roquettes) - chaque appui sur la détente de tir lance 2 roquettes, 1 à gauche et 1 à droite espacées de 0,025 seconde. En mode « 4RS » (4 roquettes) - chaque appui sur la détente lance 4 roquettes (2 par panier). En mode « AUT » - Les 32 roquettes sont tirées quand la détente est activée.
- Le voyant de présence de charges sous pylônes indique que des bombes sont chargées
- STAND ALERT voyant indiquant que le système de commande d'armement est prêt. Ne s'allume qu'à une vitesse supérieure à 310 km/h.
- PUS – 0 voyant indiquant que le PUS-36DM est prêt pour le tir. Après le premier tir de roquettes ce voyant s'éteint.
- Couvercle de sécurité de la détente de tir

Commandes et signalisation des armes non guidées de l'habitacle arrière

- ARMS - alimente le système de commande de l'armement
- EMERG. JETTIS. Interrupteur utilisé pour le largage d'urgence des paniers UB-16
- Charges présentes
- ARMAMENT FIRE indique que la détente est activée dans l'habitacle avant
- Voyant STAND ALERT

Missiles

Les armes guidées consistent en :

- Deux missiles R-3S
- Deux rails de lancement APU-13M1
- Pylônes d'ailes L-39M-117, L-39M -118
- Capteur d'accélération - MP-28A
- Système électrique d'alimentation, de commande de tir et de signalisation des missiles R-3S

Les missiles doivent être tirés à plus de 310 km/h.

Les rails de lancement APU-13M1 sont prévus pour le montage et l'alimentation des missiles R-3S. Ils sont fixés aux pylônes d'ailes.

le capteur d'accélération MP-28A mesure le facteur de charge G et signale quand il est supérieur à 2G.

Commande et signalisation de l'armement guidé dans l'habitacle avant

- ARMS – alimente électriquement le bouton de tir
- HEAT SS – alimente le circuit de chauffage du missile et le voyant ROCKETS HEATING de l'habitacle arrière

- GLOW SS –alimente le capteur de facteur de charge, le circuit infrarouge du missile et le voyant « GLOWING ON » de l'habitacle arrière.
- EMERG. JETTIS. Interrupteur utilisé pour le largage d'urgence des charges
- PORT - STARB. BOTH sélectionne le missile devant être lancé. Contrairement aux modes de largage des bombes, les missiles ne peuvent être lancés qu'un par un, en fonction de la position du commutateur. Le lancement simultané est impossible.
- Voyants de présence de charges indiquant que les rails APU sont montés
- VOLUME SS – bouton réglant le volume du signal audio de verrouillage de la tête infrarouge du missile
- STAND ALERT voyant indiquant que le système de commande d'armement est prêt. Ne s'allume qu'à une vitesse supérieure à 310 km/h.
- NO LAUNCH voyant indiquant que le facteur de charge autorisé de 2G est dépassé. Le missile ne peut pas précisément pointer vers la cible.
- A-A MISSILE voyants indiquant que des missiles sont montés sur les rails APU.
- Couvercle de sécurité de la détente de tir

Commande et signalisation de l'armement guidé dans l'habitacle arrière :

- ARMS - alimente le système de commande de l'armement
- EMERG. JETTIS. Interrupteur utilisé pour le largage d'urgence des charges
- Charges présentes
- Voyant A-A MISSILE (SS)
- ARMAMENT FIRE indique que la détente est activée dans l'habitacle avant
- Voyant STAND ALERT
- Voyant NO LAUNCH
- Voyant ROCKETS HEATING
- Voyant GLOWING ON
- Voyant EXPLOSIVE

The image consists of two photographs of aircraft cockpit instrument panels, with numbered callouts (1-16) identifying specific components.

Top Photograph:

- 1:** Points to the top of the 'STAND BY' and 'NO MATCH' indicator lights.
- 2:** Points to the 'STAND BY' indicator light.
- 3:** Points to the 'NO MATCH' indicator light.
- 4:** Points to the 'STAND BY' indicator light.
- 5:** Points to the 'NO MATCH' indicator light.
- 6:** Points to the 'STAND BY' indicator light.
- 7:** Points to the 'NO MATCH' indicator light.
- 8:** Points to the 'STAND BY' indicator light.
- 9:** Points to the 'NO MATCH' indicator light.
- 10:** Points to the 'STAND BY' indicator light.
- 11:** Points to the 'NO MATCH' indicator light.
- 12:** Points to the 'STAND BY' indicator light.
- 13:** Points to the 'NO MATCH' indicator light.
- 14:** Points to the 'STAND BY' indicator light.
- 15:** Points to the 'NO MATCH' indicator light.
- 16:** Points to the 'STAND BY' indicator light.

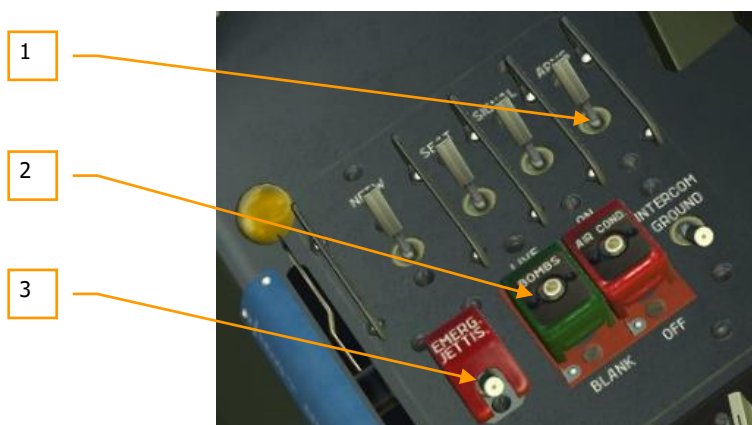
Bottom Photograph:

- 1:** Points to the 'ARMS' indicator light.
- 2:** Points to the 'UB-16' indicator light.
- 3:** Points to the 'ASP-FKP' indicator light.
- 4:** Points to the 'HEAT SS' indicator light.
- 5:** Points to the 'GLOW SS' indicator light.
- 6:** Points to the 'E SS PORT' indicator light.
- 7:** Points to the 'STAR' indicator light.
- 8:** Points to the 'OTH' indicator light.
- 9:** Points to the 'ARMS' indicator light.
- 10:** Points to the 'UB-16' indicator light.
- 11:** Points to the 'ASP-FKP' indicator light.
- 12:** Points to the 'HEAT SS' indicator light.
- 13:** Points to the 'GLOW SS' indicator light.
- 14:** Points to the 'E SS PORT' indicator light.
- 15:** Points to the 'STAR' indicator light.
- 16:** Points to the 'OTH' indicator light.

Figure 156 : Commandes et signalisation de l'armement dans l'habitacle avant

1. STAND ALERT
2. NO LAUNCH
3. Disjoncteur ARMS
4. UB-16
5. Disjoncteur ASP-FKP
6. Charges présentes
7. EXPLOSIVE
8. PUS - 0
9. Interrupteur LIVE- BLANK
10. HEAT SS
11. GLOW SS
12. VOLUME SS
13. Interrupteur PORT- STARB. BOTH
14. A-A MISSILE
15. 2RS – AUT. – 4RS
16. Interrupteur EMERG. JETTIS.

Commandes et signalisation de l'armement dans l'habitacle arrière



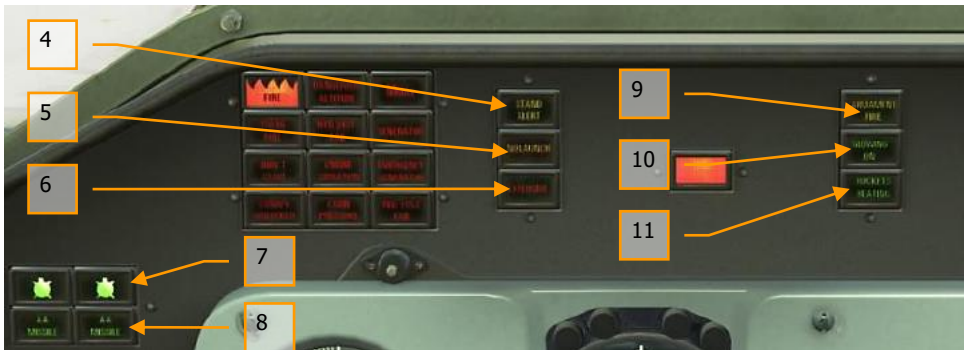


Figure 157 : Commandes et signalisation de l'armement dans l'habitacle arrière

- | | |
|----|-----------------------------|
| 1 | Disjoncteur ARMS |
| 2 | LIVE-BLANK switch |
| 3 | Interrupteur EMERG. JETTIS. |
| 4 | STAND ALERT |
| 5 | NO LAUNCH |
| 6 | EXPLOSIVE |
| 7 | Charges présentes |
| 8 | A-A MISSILE |
| 9 | ARMAMENT FIRE |
| 10 | GLOWING ON |
| 11 | ROCKETS HEATING |

Équipement de visée et de photo

L'équipement de visée inclut le viseur ASP-3NMU-39.

La gestion du viseur n'est pas difficile mais demande de l'attention et une certaine compétence.

L'objectif consiste au fond à deux opérations simultanées : maintenir le point central de la grille de visée sur la cible en manoeuvrant l'appareil.

Rhéostat de distance et télémètre optique avec embase externe. Le principe de fonctionnement du télémètre est de fournir une indication de distance en fonction de la taille d'une cible si elle mesure entre 14 et 22m. Le télémètre peut fournir une mesure entre 180 à 800 m. Pour les cibles inférieures à 14 m la distance maximale de mesure ne peut pas être atteinte de même que la distance minimale pour celles de plus de 22 m. Ceci s'explique par le fait que le diamètre de la grille du télémètre optique est limité à un angle de 17,5 mrad (distance maximale) et 122 mrad (distance minimale).

Le viseur peut fonctionner en deux modes : GYRO et FIXED. En mode GYRO, l'angle d'aspect de la cible est calculé automatiquement lors du pointage. En mode FIXED le viseur est utilisé comme un collimateur à grille fixe. Le mode de fonctionnement du viseur est sélectionné par le commutateur intégré.

Pour passer rapidement du mode GYRO à FIXED, le pilote doit régler la plage minimale du viseur en tournant la molette de distance sur la manette, ce faisant les contacts du circuit se ferment et la grille de visée devient fixe. Pour revenir en GYRO, régler la distance maximale. Il existe un viseur mécanique de secours qui se compose d'un anneau avec une croix. Le viseur dispose d'un bouton de réglage de la luminosité du filtre et de la grille.

Le viseur a un réflecteur rotatif. Il permet la déviation de l'axe optique d'un angle de 0 à 20°, introduisant une correction estimée pour le tir et le bombardement.

Paramètres principaux du viseur:

- Angle maximal d'aspect de la cible, calculé par le viseur - au minimum 8°
- Distance cible pouvant être réglée sur le viseur - 180-800 m.
- Dimension cible, pouvant être réglée sur le viseur - 7 à 45m
- Valeur angulaire du cercle le plus grand de la grille variable - 122 mrad
- Valeur angulaire du cercle le plus petit de la grille variable - 17,5 mrad
- Valeur angulaire du cercle fixe de la grille - 132 mrad
- Valeur angulaire du viseur mécanique 132 mrad

Pour mettre en marche le viseur activer le disjoncteur ASP-FKP du panneau central de l'habitacle avant.

L'équipement de contrôle photo comprend l'appareil FKP-2-2, installé au dessus du viseur ASP-3NMU-39 et utilisé pour vérifier les résultats des visées.

Paramètres principaux du FKP-2-2 :

- Distance maximale de prise de vues sur cible de 10m - 750-800m
- Distance maximale de prise de vues sur cible de 20m - 1300-1500m
- Durée maximale continue de prise de vues - 12 secondes
- Nombre de vues - 60

Le disjoncteur ASP-FKP (Viseur - appareil photo) sur le panneau central de l'habitacle avant met en marche le viseur. Sa grille est photographiée lors de l'appui sur la détente de tir du manche. Le fonctionnement de l'appareil est vérifié par la rotation du disque sur son boîtier. Il peut en outre être vérifié en appuyant sur le bouton FKP du manche dans l'habitacle avant.

Les photos sont regardées lors de la lecture des enregistrements.

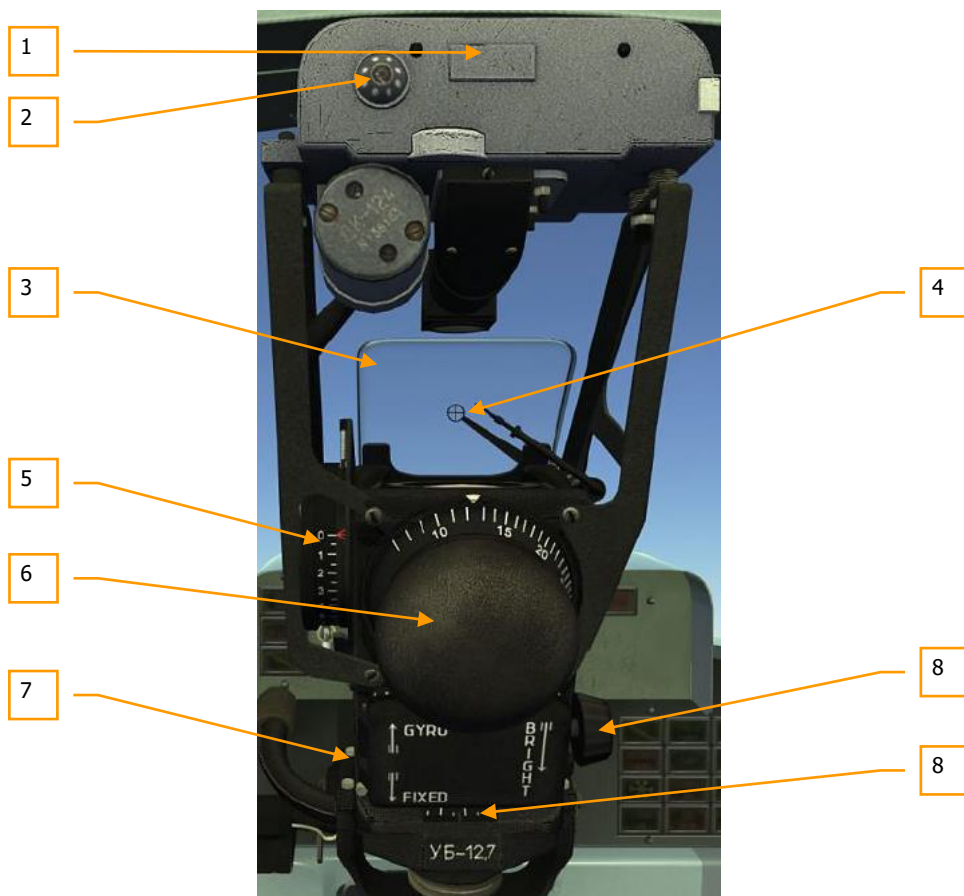


Figure 158 : Viseur ASP-3NMU et appareil photo FKP-2-2

- 1 FKP
- 2 Disque de contrôle de fonctionnement du FKP
- 3 Réflecteur rotatif du viseur
- 4 Viseur mécanique
- 5 Bouton de réglage de l'angle de déflexion du réflecteur
- 6 Bouton de dimension de cible
- 7 Interrupteur GYRO- FIXED
- 8 Bouton de réglage de luminosité de la grille
- 9 Rhéostat d'échelle de distance

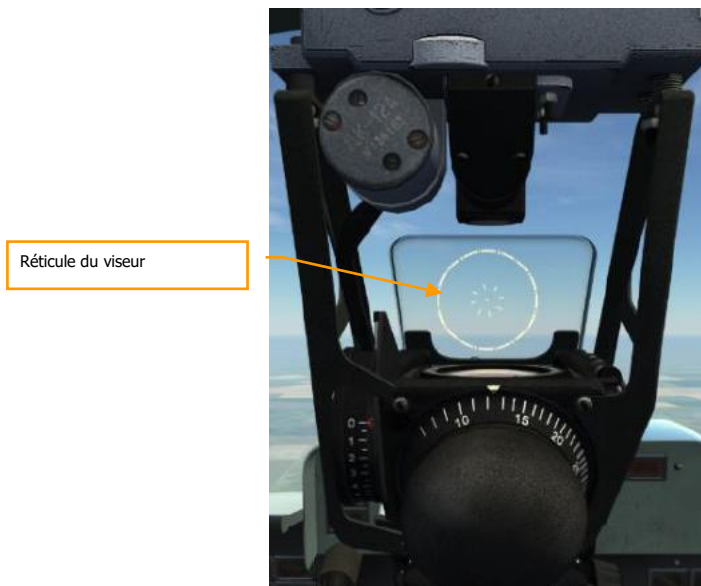


Figure 159 : Collimateur



Figure 160: Commandes du viseur

1. Poignée de distance. En tournant cette poignée en sens anti horaire la distance entrée dans le viseur diminue, en sens horaire elle augmente
2. Couvercle de sécurité de la détente de tir
3. Bouton FKP

Fusées de signalisation ESKR-46

L'ESKR-46 est utilisé pour lancer des signaux par fusées éclairantes.

Le système de lancement de fusées est composé de l'unité de commande de tir PU-EKSR-46 dans l'habitacle avant et d'un magasin pour quatre fusées de signalisation de 26 millimètres situé à droite dans la partie arrière du fuselage.



Figure 161 : Fusées de signalisation ESKR-46

Pour lancer une fusée de signalisation il faut activer l'interrupteur IDENT. FLARES et appuyer sur le bouton correspondant.

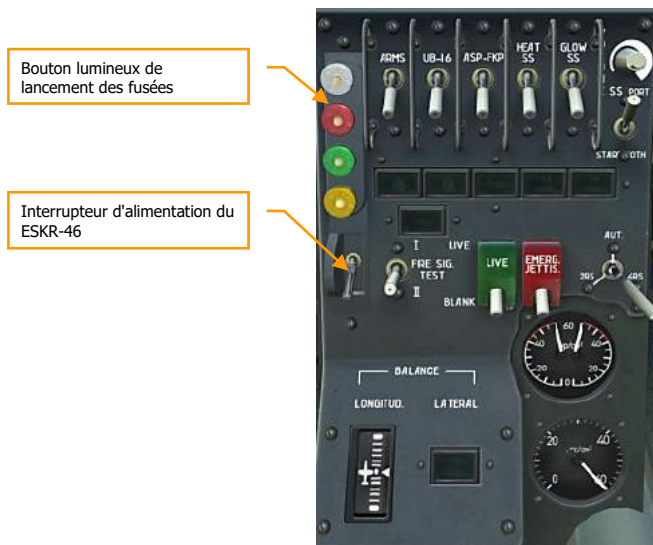


Figure 162 : Panneau de commande ESKR-46

Préparation pré-vol de l'attaque de cibles au sol

Les vols d'engagement de cibles au sol sont des tâches complexes nécessitant des compétences de pilotage et la connaissance de l'utilisation de l'armement.

Avant le vol étudier les procédures de gestion de l'armement, la technique de pilotage, clarifier les données de visée (taille de cible fictive et angle de déviation du réflecteur).

Calcul de la taille de cible fictive

Étant donné que les plages recommandées de tir et de bombardement dépassent la distance maximale (800 m) qui peut être réglée dans le viseur, une taille de cible fictive doit être déterminée pour que le télémètre fonctionne correctement. Elle est définie par l'équation suivante :

$$B_f = B_a \times D_m / D_s$$

où :

- B_f – base de la cible fictive, m ;
- B_a – taille actuelle de la cible, m ;
- D_m – distance maximale entrée dans le viseur - 800 m ;
- D_s * – Distance de tir (bombardement).

D_s * - voir tables 1 and 2.

Largage des bombes

Avant le vol s'assurer que les disjoncteurs NETW, ARMS et SIGNAL sont activés dans l'habitacle arrière.

La phase primordiale du bombardement en piqué est l'arrivée au point où le virage d'entrée en piqué est effectué. La précision de l'arrivée à ce point influe sur l'angle de piqué et la vitesse de largage.

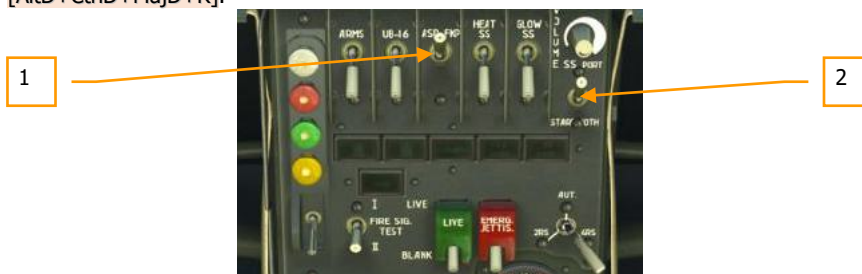
Le bombardement doit être effectué à des angles de piqué de 20°, 30° ou 40° suivant les paramètres listés table 1 en dessous.

Table 1

Nº	Paramètres	200	300	400
1	Angle de déflexion du réflecteur	130	110	100
2	Altitude de début de piqué au point d'entrée	1200 m	1500 m	1800 m
3	Vitesse de début du piqué au point d'entrée	440 km/h	350 km/h	300 km/h
4	Altitude de largage	730 m.	800 m	1100 m
5	Vitesse de largage	570 km/h.	550 km/h.	560 km/h
6	RPM	97%	92%	MΓ%

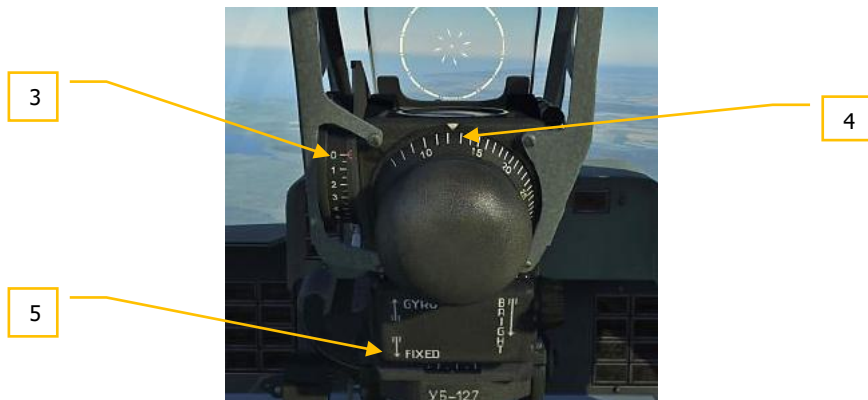
À l'approche des cibles:

1. Activer le disjoncteur ASP-FKP [MajG+7].
2. Sélectionner le mode de largage des bombes par l'interrupteur PORT – STARB. BOTH [AltD+CtrlD+MajD+R].



3. Régler l'angle du réflecteur du viseur en fonction de l'angle de piqué et monter le siège ([MajG+S] – monte le siège, [AltG+MajG+S] – le baisse), de sorte à voir le point central de la grille de visée et la partie supérieure du cercle de distance. En raison de cette position la vue habituelle de l'habitacle va changer.
4. Régler la taille de la cible fictive.

5. Mettre l'interrupteur GYRO-FIXED en position FIXED [MajG+J].

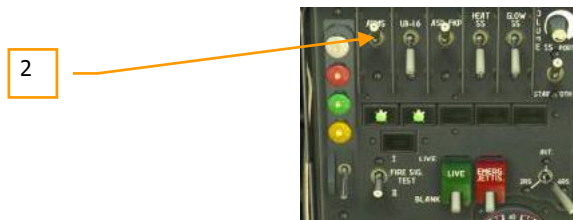


6. Régler la distance minimale dans le viseur [.]



Actions dans la zone de la cible :

1. Approcher la cible à la vitesse et à l'altitude requise (voir table 1).
2. Activer le disjoncteur ARMS [MajG + 5].



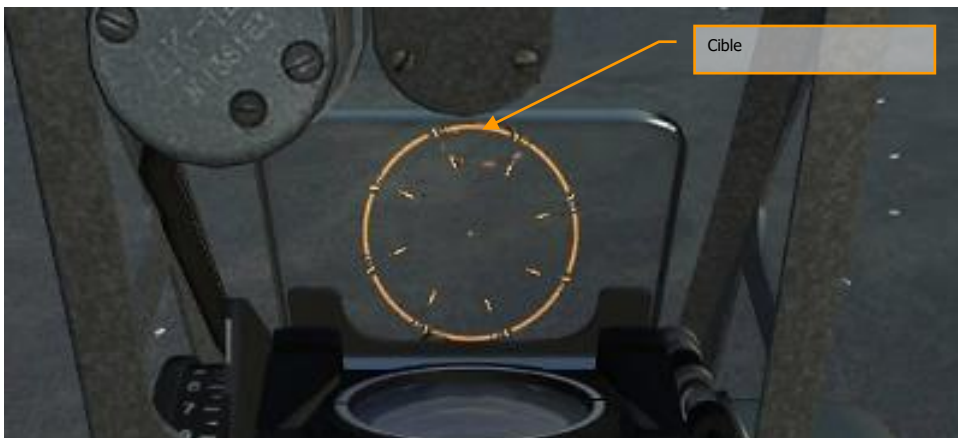
3. La manœuvre de pénétration doit être effectuée de sorte que la cible soit placée à l'angle de visée souhaité (point de départ du virage).



4. Au moment où la cible atteint l'angle de vue requis, commencez le virage d'attaque avec 60-120° de roulis et entrer en piqué simultanément.



5. Le virage et le piqué d'entrée doivent être terminés de sorte que le centre de la grille de visée soit sous la cible à une distance égale à 1 rayon du cercle de visée de diamètre constant.



6. Basculer la détente de tir [**CtrlG+Espace**] et pendant la descente de l'avion, le point central du viseur se déplacera vers la cible et la vitesse et l'altitude se rapprocheront des valeurs de largage requises.
7. Lorsque la vitesse et l'altitude sont atteintes et que le point central est aligné sur la cible, appuyer sur la détente de tir [**Espace**] (1 seconde) et larguer les bombes



8. Immédiatement après le largage sortir du piqué avec un facteur de charge de 4-5G, en augmentant simultanément le régime moteur jusqu'à TAKE OFF.

Tir des roquettes

Avant le vol s'assurer que les disjoncteurs NETW, ARMS et SIGNAL sont activés dans l'habitacle arrière.

Les roquettes doivent être tirées à des angles de piqué de 20 et 30° avec les paramètres énumérés dans le tableau 2.

Table 2.

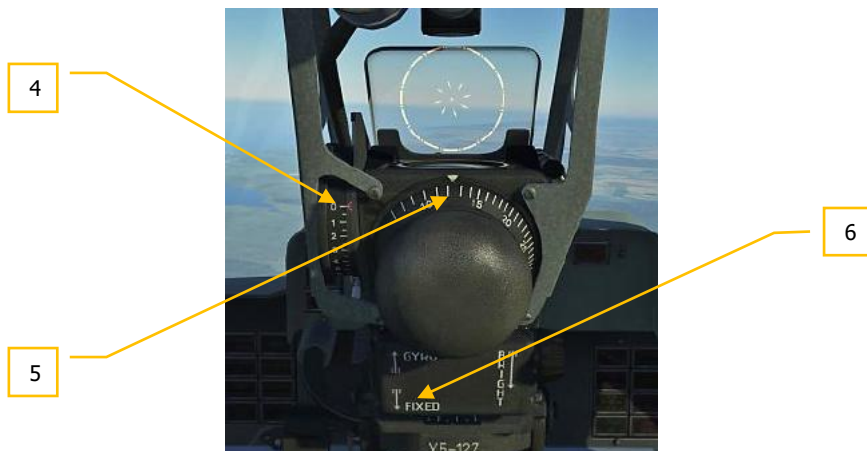
N°	Paramètres	300	200
1	Angle de déflexion du réflecteur	2,53°	2,30°
2	Altitude de début de piqué au point d'entrée	1200 m.	1200 m
3	Vitesse de début du piqué au point d'entrée	300 km/h	400 km/h
4	Altitude de tir	600 m.	500 m.
5	Vitesse au moment du tir	550 km/h	560 km/h
6	Distance de tir	1200 m	1460 m

À l'approche des cibles:

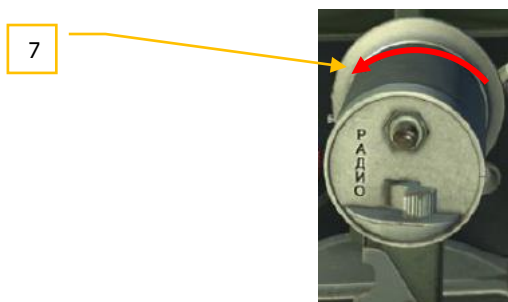
1. Activer le disjoncteur UB-16 [MajG + 6].
2. Activer le disjoncteur ASP-FKP [MajG+7].
3. Sélectionner le mode de tir désiré 2RS – AUT – 4RS [AltD+V] – [MajD+V] – [CtrlD+V].



4. Régler l'angle de déflexion du réflecteur en fonction de l'angle de piqué choisi
5. Régler la taille de la cible fictive
6. Mettre l'interrupteur GYRO-FIXED en position GYRO [MajG+J].



7. Régler la distance minimale dans le viseur [.]



Actions dans la zone de la cible :

1. Approcher la cible à l'altitude de 1200 m à la vitesse requise
2. Activer le disjoncteur ARMS [MajG + 5].



3. La manœuvre de pénétration doit être effectuée de sorte que la cible soit placée à l'angle de visée souhaité (point de départ du virage)

4. Au moment où la cible atteint l'angle de vue requis, commencez le virage d'attaque avec 60-120° de roulis et entrer en piqué simultanément. En entrant en piqué, régler le régime moteur à 90 à 92%
5. Le virage et le piqué d'entrée doivent être terminés de sorte que le centre de la grille de visée soit sous la cible



6. Basculer la détente de tir [CtrlG+Espace], entrer la distance maximale dans le viseur [:] en conséquence, le réticule de visée commence à bouger, réagissant aux manœuvres de l'avion. Aligner le centre de la grille du viseur avec le centre de la cible.
7. Pendant la descente mettre le point central de la grille du viseur sur la cible
8. Dès que le cercle formé par les losanges circonscrit la cible, appuyez sur la détente de tir [Espace] (1 sec) et tirer



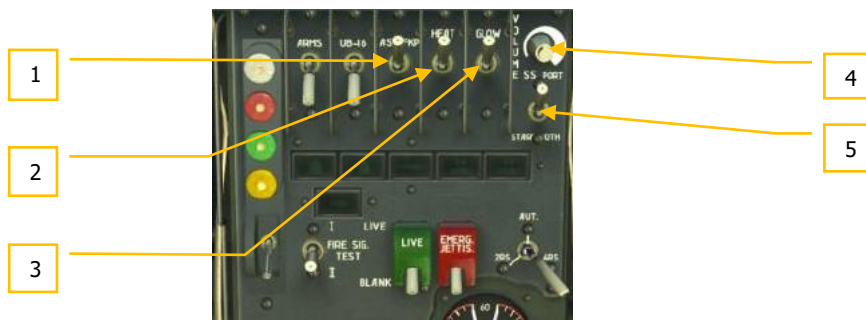
9. Immédiatement après le tir, sortir du piqué avec un facteur de charge de 4-5G en augmentant simultanément les RPM moteur jusqu'à TAKE OFF

Utilisation en combat aérien

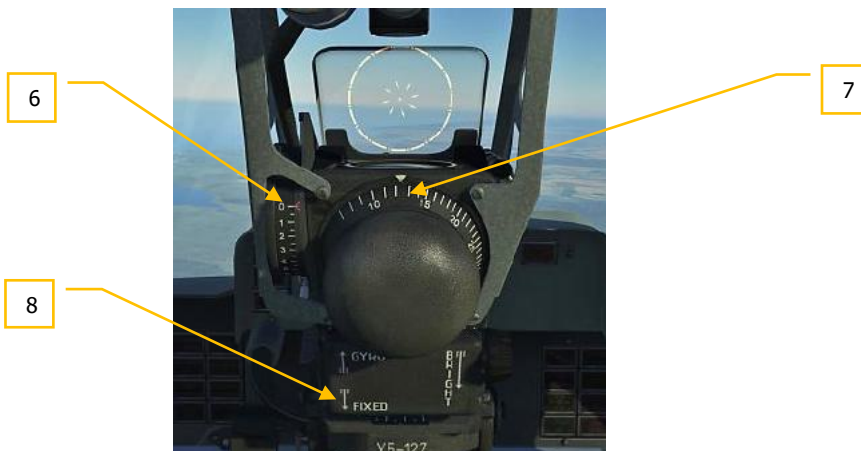
Avant le vol s'assurer que les disjoncteurs NETW, ARMS et SIGNAL sont activés dans l'habitacle arrière.

Avant le combat aérien

1. Activer le disjoncteur ASP-FKP [MajG+7].
2. Activer le disjoncteur HEAT SS [MajG + 8].
3. Activer le disjoncteur GLOW SS [MajG + 9].
4. Régler VOLUME SS au maximum
5. Sélectionner le missile à tirer par PORT – STARB. BOTH [AltD+CtrlD+MajD+R].



6. Régler l'angle de déflexion du réflecteur à 0°
7. Régler la taille de la cible fictive,
8. Interrupteur GYRO-FIXED en position FIXED [MajG+J].



9. Régler la portée maximale [;]



Note : Tirer le missile en hémisphère arrière à des angles d'aspect cibles de 0/4 à 2/4, le gisement du soleil ne devrait pas être inférieur à 20°. La portée du missile est de 1200-2000 m, en accord avec l'ASP-3NMU-39, la vitesse de rapprochement maximale de 200 km/h. La sortie d'attaque se fait à une distance d'au moins 1000 m. Le lancement est autorisé lorsque le signal de verrouillage de l'autodirecteur du missiles est au niveau maximum (à la distance de lancement autorisée) et le facteur de charge inférieur à 2 G.

Combat aérien.

1. Trouver une cible et se préparer à l'attaque : distance - 2000 m, la cible doit être vue à un angle de 50 - 60°, écart d'altitude 300 - 400 m.
2. Activer le disjoncteur ARMS [MajG + 5].



3. Tourner vers la cible avec un angle de roulis de 50-60°, quand elle est dans le réflecteur du viseur arrêter de virer, basculer la détente de combat [Ctrl+Espace]
4. Viser, en manoeuvrant l'appareil pour atteindre le maximum du signal sonore
5. NO LAUNCH éteint



Note : le voyant NO LAUNCH indique que le facteur de charge autorisé de 2G est dépassé. Le missile ne peut pas précisément pointer vers la cible

6. Lorsque la taille apparente de la cible est 3-2 fois plus petite que le cercle de portée, tirer le missile en appuyant sur la détente de tir [Espace] pendant au moins 2-2,5 secondes,



7. Sortir de la passe d'attaque
8. Exécuter l'attaque suivante

L-39ZA



L-39ZA

Introduction

Cette section du manuel de vol décrit les principales différences entre les L-39ZA et L-39C concernant les systèmes, le matériel, le moteur et l'armement des appareils, en mettant l'accent sur l'utilisation de l'armement de l'avion.

Description générale de l'appareil

Le L-39ZA est un avion d'entraînement biplace à turbomoteur AI-25TL, conçu pour la formation au pilotage et à la navigation aérienne dans toutes les conditions météorologiques, de jour comme de nuit, ainsi que pour la photographie et la destruction des cibles aériennes à vue en utilisant les missiles infrarouge R -60 et R-3S. Il assure aussi les bombardements de précision en piqué avec jusqu'à 500 kg de bombes (avec évaluation des dégats), le tir de roquettes S-5 et au canon GS-23L ainsi qu'aux mitrailleuses en nacelle PK-3 sur les cibles au sol.

Le L-39ZA est équipé de quatre points d'emports et a une charge utile maximale accrue par rapport au L-39C. Chaque point interne peut emporter une charge utile de 500 kg et chaque externe 250 kg. Toutefois, la charge utile totale ne peut pas dépasser pas 1100 kg.



Figure 163 : points d'empports L-39ZA

Pour augmenter l'autonomie de vol, des réservoirs largables (DT "Drop Tanks") de 150 litres ou 350 litres peuvent être fixés aux points d'empports intérieurs.



Figure 164 : Réservoirs L-39ZA

En raison de l'augmentation de charge utile, le L-39ZA a une structure d'aile et de train d'atterrissage renforcée.

L-39ZA est équipé d'un canon GS-2-23L de 23 mm monté dans la section du nez du fuselage sous le cockpit et recouvert d'un carénage.

Les modifications nécessaires sont apportées à la conception du fuselage ainsi qu'à l'emplacement de certaines antennes et équipements. Le revêtement de la trappe du train d'atterrissage avant est en acier allié pour la protéger des gaz chauds du canon.

Pour éviter que le canon ne tire hors des valeurs d'incidence prédéfinies, un capteur d'angle d'incidence (DUA-3) est utilisé. Il est situé dans la section du nez du fuselage côté gauche.



Figure 165: Canon et capteur d'incidence du L-39ZA

Limitations opérationnelles

1.	Masse maximale au décollage, kg	5600
2.	Masse maximale à l'atterrissage, kg	4800
3.	Vitesse air maximale autorisée sans charges externes ou avec deux missiles (jusqu'à l'altitude de 1300 m), km/h	900
4.	Maximum de Mach autorisé avec ou sans charges externes deux missiles (au dessus de 1300 m), km/h	0,8
5.	Vitesse air maximale autorisée avec charges externes, KIAS km/h/	870
6.	Maximum de Mach autorisé avec charges externes	0,75
7.	Facteur de charge maximal autorisé :	
	• Pour une masse en vol de 4200 kg	+8/-4
	• Pour une masse en vol de 4500 kg	+7/-3,5
	• Pour une masse en vol de 5000 kg	+5/-3
	• Pour une masse en vol de 5500 kg	+5/-2,5
8.	Distance de décollage sur piste béton à la puissance moteur de décollage à la masse maximale de décollage, m	1,280
9.	Vitesse de décollage à la masse maximale de décollage, km/h	211
10.	Distance de roulage à l'atterrissage sur piste béton avec utilisation des freins à l'atterrissage à la masse maximale de décollage, m	1,070
11.	Vitesse d'atterrissage à la masse maximale de décollage, km/h	190
12.	Vitesse de décrochage (km/h) avec charges externes à la masse de 5600 kg	
	• Volets rentrés	215
	• Volets à 25°	205
	• Volets à 44°	195
13.	Vitesse de décrochage (km/h / KIAS) avec charges externes à la masse de 4800 kg	
	• Volets rentrés	202
	• Volets à 25°	200
	• Volets à 44°	180

Équipement habitacles

Habitacle avant



Figure 166 : Habitacle avant L-39ZA

Certains changements ont été apportés à l'habitacle avant du L-39ZA, principalement lié à l'ajout d'un panneau de commande d'armement à gauche du tableau de bord et d'un panneau de commande combiné pour les missiles guidés (GM) et le canon GS-23 du côté gauche.

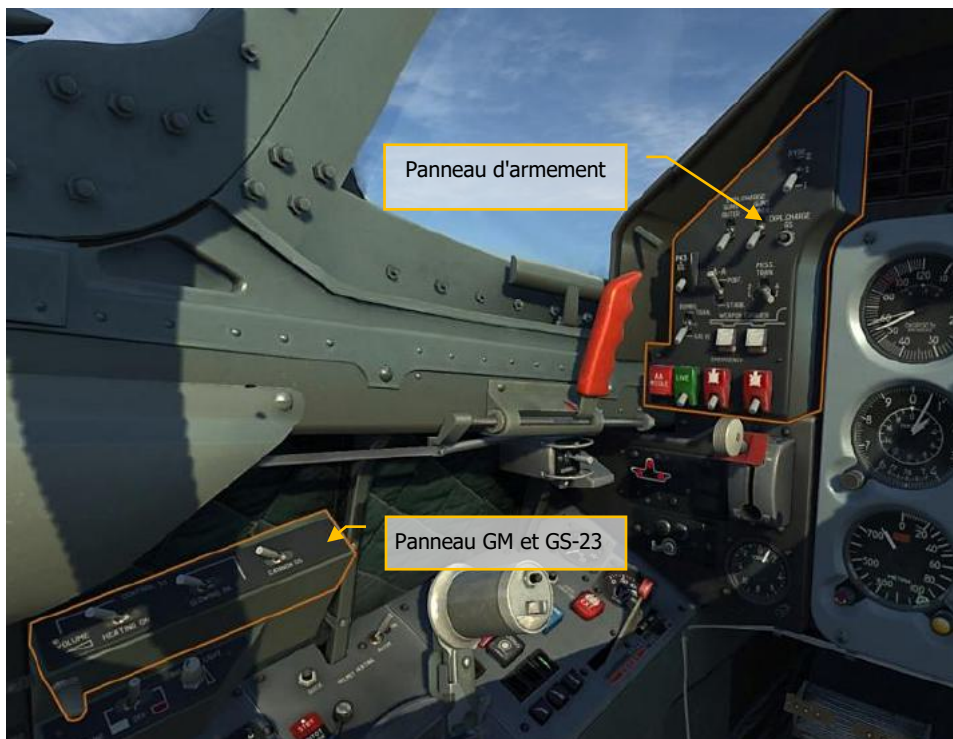


Figure 167: Panneau de commandes armement

Le panneau de commande de l'éclairage du tableau de bord et du poste de pilotage ainsi que le bouton RSBN TUNE se trouve sous le panneau missile et GS-23.



Figure 168: Commandes de l'éclairage habitacle et bouton RSBN TUNE

Les disjoncteurs et commutateurs de commande d'armement, ainsi qu'un nouvel indicateur pour les armes aériennes et les DT ont été ajoutés au panneau central du cockpit avant.



Figure 169: Panneau central armement

Le commutateur de mode de démarrage PRESERVE - STARTING - COLD.ROTATE sur le panneau de commande gauche du moteur est situé sous le panneau de commande et recouvert d'un volet.



Figure 170: Interrupteur PRESERV -STARTING -COLD. ROTAT

L'interrupteur JPT REG n'est pas monté.

Le disjoncteur AOA-HTR pour le chauffage du capteur d'incidence DUA-3 et le disjoncteur ARMS pour l'alimentation du système d'armement principal se trouvent aussi sur le panneau principal des disjoncteurs.

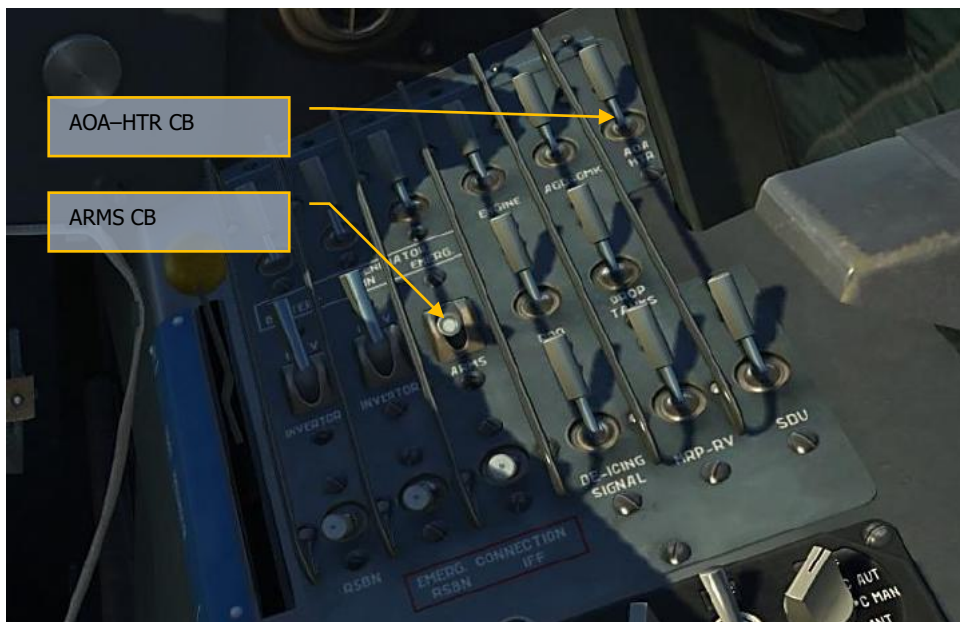


Figure 171: Panneau principal des interrupteurs

Habitacle arrière



Figure 172 : Habitacle arrière L-39ZA

Les voyants des armes aériennes et des DT emportés est situé dans l'habitacle arrière à la place des voyants SUSPENDED LOADS et SS.

Le voyant DROP TANKS indiquant que les DT sont vides est ajouté au panneau droit supérieur des voyants.

Moteur et systèmes de l'avion

Système carburant

Le système de carburant du L-39ZA se compose du système principal et du système des DT et d'extrémité d'ailes.

Le système d'alimentation principal comprend cinq réservoirs de fuselage. Pour augmenter l'autonomie, deux réservoirs sont fixés aux extrémités d'aile. En complément des DT de 150 ou 350 litres peuvent être emportés mais uniquement sur les pylônes intérieurs.

No.	Réservoir de carburant	Capacité, l/kg	Capacité totale, l/kg
1	Fuselage	1100/824	1100/824
2	Deux réservoirs d'extrémité d'aile	200/156	1300/980
3	Deux réservoirs largables (2x150 l)	300/234	1600/1214
4	Deux réservoirs largables (2x350 l)	700/580	2000/1560

Ordre d'utilisation des réservoirs :

- Les réservoirs de fuselage sont utilisés jusqu'à 575-625 kg.
- Réservoirs largables (si emportés).
- Réservoirs d'extrémité d'aile
- Enfin, le reste du carburant des réservoirs de fuselage est utilisé.

Le statut des réservoirs largables est indiqué dans les deux habitacles.



Figure 173: Indicateur de charges externes

Lorsque les DT sont vides, le voyant DROP TANKS s'allume sur le panneau de signalisation supérieur droit des deux habitacles.



Figure 174: Voyants DROP TANKS

Lorsque les réservoirs de bouts d'ailes sont vides, le voyant WING TIP TANKS s'allume sur le panneau de signalisation supérieur droit des deux habitacles.



Figure 175: Voyants WING TIP TANKS

Pour activer la signalisation des DT et d'extrémité d'ailes, fermez le disjoncteur DROP TANKS sur le tableau principal des disjoncteurs de l'habitacle avant.

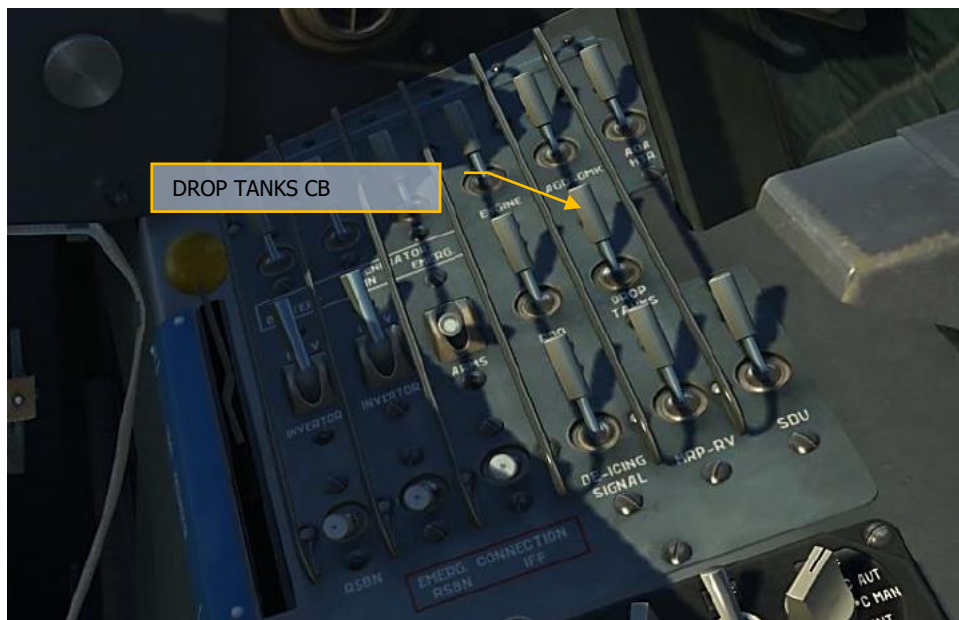


Figure 176: Disjoncteur DROP TANKS

Les DT peuvent être largués en vol. Pour ce faire, réglez le commutateur EMERGENCY du panneau d'armement du cockpit avant en position haute. Les DT peuvent également être largués en passant l'interrupteur EMERG. JETTIS en position avant dans l'habitacle arrière.



Figure 177: Commutateur EMERGENCY de l'habitacle avant

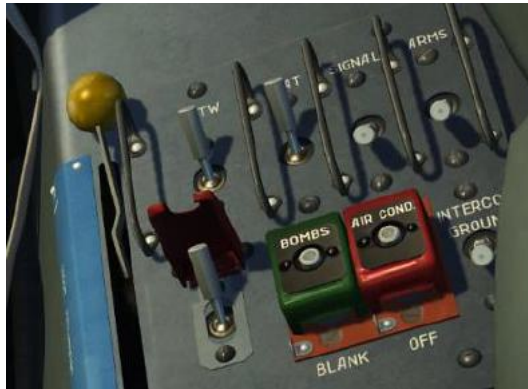


Figure 178: Commutateur EMERG. JETTIS. de l'habitacle arrière

Après largage des DT, le voyant de charge externe correspondant s'éteint.

Système PT-12 de protection contre la surchauffe moteur

Le système PT-12 du L-39ZA a une fonction supplémentaire qui diminue l'alimentation du moteur par le système principal de carburant pendant le tir.

Cette précaution est prise pour empêcher l'ingestion des gaz de poudre brûlée par le moteur.

Le système PT-12 commence à fonctionner lorsque le mode de tir canon est sélectionné et que la détente de tir est activée.

La diminution de l'alimentation en carburant se produit tant que la détente de tir est activée, le régime moteur peut diminuer jusqu'au ralenti.

Une fois que la détente de tir est relâché, le régime moteur revient à sa valeur précédente.

Il n'y a pas d'interrupteur OFF JPT REG dans le L-39ZA. Le disjoncteur PT-12 fait la même fonction.

Équipement de l'avion

Le L-39ZA est équipé d'un capteur d'incidence DUA-3.

Le capteur DUA-3 fait partie du système d'armement GS-23. IL indique au pilote que l'incidence critique est atteinte et il bloque la commande de tir canon si elle dépasse 6 degrés.

Le DUA-3 est un capteur à palette monté sur l'avion.

Un potentiomètre est fixé dans l'enveloppe du capteur et son axe est relié à la palette qui s'oriente dans la direction du flux d'air.

Une tension proportionnelle à l'incidence de l'avion est fournie par le potentiomètre.

Des réchauffeurs sont prévus pour permettre le fonctionnement à basse température en cas de givrage.

Pour réchauffer le DUA-3, fermez le disjoncteur AOA-HTR sur le tableau principal des CB de l'habitacle avant.

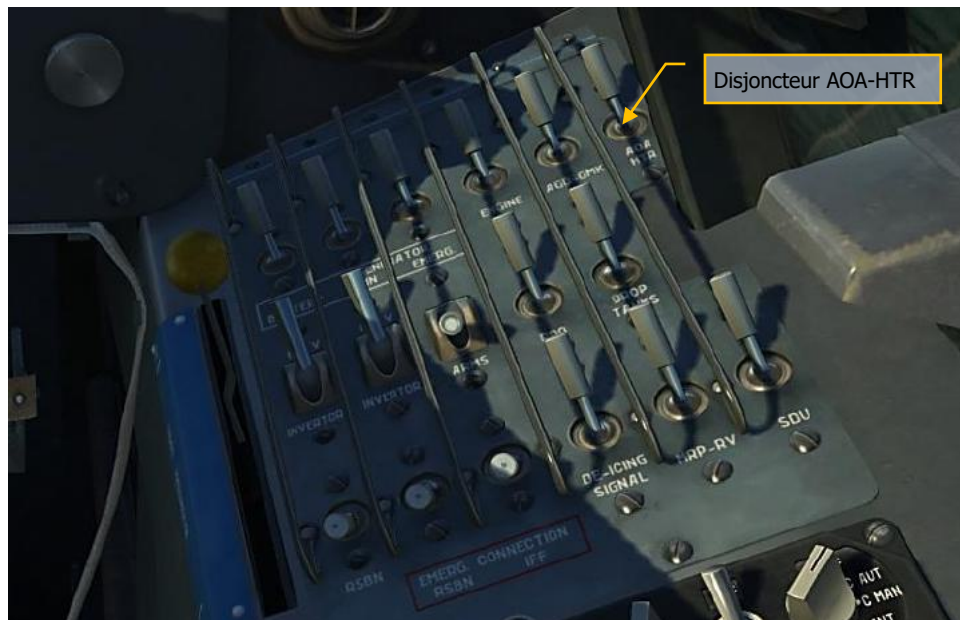


Figure 179: Disjoncteur AOA-HTR du panneau principal des disjoncteurs

Un capteur de vitesse est incorporé dans le circuit dynamique PST (Pitot-static tube) pour empêcher le tir au canon à des vitesses inférieures à 400 km/h.

Armement et utilisation au combat

Armement de l'avion

Le L-39ZA est équipé d'un armement composé de bombes, de missiles, d'un canon et de nacelles de mitrailleuses. Il dispose du viseur ASP 3NMU-39 3, de l'appareil photo FKP-2-2 et des fusées EKSR-46.

L'armement et le contrôle photo du L-39ZA sont utilisés pour les tâches suivantes :

- Bombardement de précision en piqué avec des bombes de 50 à 500 kg.
- Tir en piqué de roquettes type S-5 sur cibles terrestres.
- Tir des missiles à guidage infrarouge R-60 (P-3S) sur cibles aériennes.
- Attaque en piqué de cibles au sol au canon GS-23.
- Attaque en piqué de cibles au sol avec les mitrailleuses PK-3.

Pour l'emport des armes, le L-39ZA est équipée de deux pylônes extérieurs L39-M-619, L39-M-620 et de deux pylônes intérieurs L39-M-639, L39-M-640.

Le viseur ASP-ZNMU-39 3 installé sur le L-39ZA est conçu pour la balistique de la cartouche de 23mm du canon GS-23L contrairement au viseur du L-39C optimisé pour la balistique des cartouches de 12,7mm des mitrailleuses.

Pour le reste, le viseur ASP-3NMU-39 3 est similaire à l'ASP-3NMU-39.

Les commandes d'armement sont disposées sur les panneaux d'armement, central et côté gauche du cockpit avant. La détente de tir est uniquement sur le manche de l'habitacle avant de l'avion

Équipement de bombardement

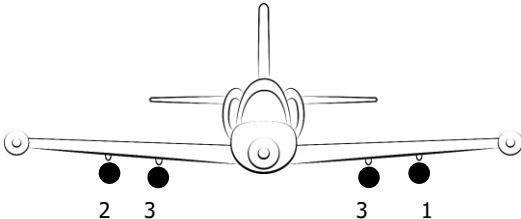
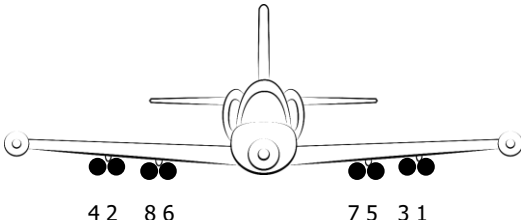
L'équipement de bombardement est composé de :

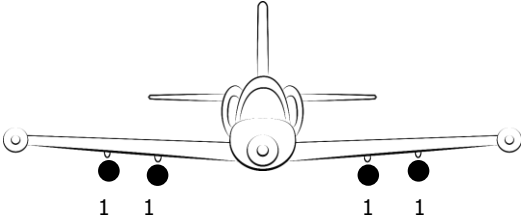
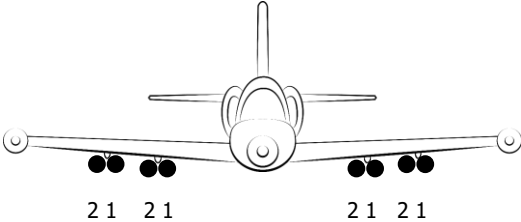
- Pylônes
- Bombes
- Système principal de commande de largage des bombes
- Système de secours de largage des bombes

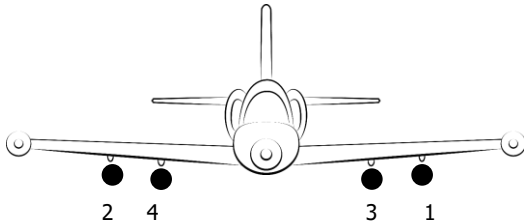
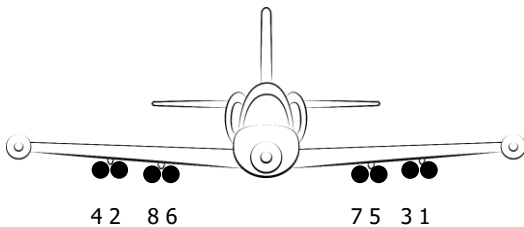
Les bombes sont emportées sur les pylônes.

Des racks jumelés L39-M559 (ci-après TR - "Twin Racks") peuvent être installés sur les pylônes pour emporter des bombes jusqu'à 100 kg.

Le système de commande principal est conçu pour le largage de bombe actives uniquement, à l'unité ou en grappe à partir des pylônes externes, uniquement en grappe à partir des pylônes internes et à une vitesse supérieure à 310 km / h (à une vitesse inférieure le système est bloqué).

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
Éléments de commande et de signalisation de bombardement dans l'habitacle avant		
Panneau principal des interrupteurs		
1	Disjoncteur ARMS	Alimentation du circuit de puissance des armes
Panneau d'armement		
2	Interrupteur BOMBS TRAIN. – 1 – SALVO	Sélection du mode de bombardement Mode 1 : - Pylônes extérieurs – Une bombe larguée, d'abord du pylône gauche puis du droit. - Pylônes intérieurs – en grappe.  - TR – une bombe larguée, d'abord du coté gauche puis du droit. 

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
		Mode SALVO : • Pylônes extérieurs et intérieurs - en grappe.  1 1 1 1 • TR – d'abord de tous les TR coté gauche, ensuite de tous ceux du coté droit (appuyer deux fois sur le bouton de déclenchement).  2 1 2 1 2 1 2 1

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
		Mode TRAIN (intervalle 0.15 s) : - Pylônes extérieurs et intérieurs - une bombe larguée, d'abord du côté gauche puis du droit.  Si des TR sont emportés la séquence de largage est la suivante : - La bombe gauche du TR du pylône gauche - La bombe gauche du TR du pylône droit - La bombe droite du TR du pylône gauche - La bombe droite du TR du pylône droit 

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
3	Boutons WEAPON CARRIER	Sélection et désélection des pylônes. Appuyez sur le bouton blanc gauche pour sélectionner les pylônes extérieurs et sur le droit pour les pylônes intérieurs. Appuyez sur les boutons marrons pour désélectionner les pylônes.
4	Interrupteur EMERGENCY	Largage de secours des bombes. L'interrupteur gauche sert au largage de secours des pylônes extérieurs, le droit pour les intérieurs. Les TR sont aussi largués en cas de largage de secours.
5	Interrupteur LIVE	Utilisé pour le choix active/à blanc lors du largage de secours des bombes.
Panneau central		
6	Interrupteur LAUNCH	Alimentation de la détente de tir
7	Disjoncteur BOMBS	Alimentation du système principal de commande de largage des bombes
8	Indicateur de charges externes	Indique l'empot de bombes ou de TR avec bombes sur les pylônes.
9	Voyant PUS-0	Indique que le système PUS-36 DM pour le mode de largage TRAIN est prêt.
Voyants		
10	STAND ALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt. S'allume si la vitesse est supérieure à 310 km/h.
11	EXPLOSIVE	Indique que l'interrupteur LIVE est en position LIVE (haute).
Éléments de commande et de signalisation de bombardement dans l'habitacle arrière		
12	Disjoncteur ARMS	Alimente le disjoncteur ARMS de l'habitacle avant. Ce disjoncteur surpasse celui de l'habitacle avant.
13	Interrupteur EMERG.JETTIS.	Largage d'urgence des bombes. Quand cet interrupteur est activé les bombes de tous les pylônes sont larguées simultanément.
14	Interrupteur BOMBS LIVE – BLANK	Sélectionne active/à blanc lors d'un largage bombe à partir du système de secours. L'interrupteur doit être en position neutre. Important : Ce commutateur surpasse celui de l'habitacle avant. S'il est réglé sur LIVE ou BLANK, les bombes seront larguées en mode actives ou à blanc, indépendamment de la position du commutateur de l'habitacle avant.
15	Indicateur de charges externes	Indique l'empot de bombes ou de TR avec bombes sur les pylônes.
16	Voyant ARMAMENT FIRE	Indique que la détente de tir est activée dans l'habitacle avant.
17	Voyant STAND ALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt. S'allume si la vitesse est supérieure à 310 km/h.
18	Voyant EXPLOSIVE	Indique que l'interrupteur LIVE est en position LIVE (haute) dans l'habitacle avant ou arrière.

Armement en roquettes

L'armement en roquettes comprend l'équipement suivant :

- Quatre paniers à roquettes type UB-16-57UMP
- 64 roquettes type S-5, calibre 57 mm
- Deux équipements de commande de tir type PUS-36 DM
- Pylônes
- Système de commande de tir électrique

Les paniers UB-16-57UMP sont montés sur les pylônes.

L'UB-16-57UMP est conçu pour la distribution de l'impulsion électriques de mise à feu des roquettes du panier. Le système électrique de tir autorise le tir à une vitesse supérieure à 310 km / h (en dessous le système est bloqué).

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
Éléments de commande et de signalisation des roquettes dans l'habitacle avant		
Panneau principal des interrupteurs		
1	Disjoncteur ARMS	Alimentation du circuit de puissance des armes
Panneau d'armement		
2	Boutons WEAPON CARRIER	Sélection et désélection des pylônes. Appuyez sur le bouton blanc gauche pour sélectionner les pylônes extérieurs et sur le droit pour les pylônes intérieurs. Appuyez sur les boutons marrons pour désélectionner les pylônes.
3	Interrupteur MISS. TRAIN. – 2 – 4	Sélection des options de tir. 2 – après chaque appui sur la détente de tir, deux roquettes sont tirés des paniers droit et gauche 4 – après chaque appui sur la détente de tir, quatre roquettes sont tirés des paniers droit et gauche TRAIN. – Toutes les 32/64 roquettes sont tirées lors d'un appui sur la détente de tir NOTE : Quand les quatre UB-16-57UMP sont sélectionnés, les 32 roquettes des paniers des pylônes extérieurs sont tirées avant les 32 des paniers des pylônes intérieurs.
4	Interrupteur EMERGENCY	Largue les paniers UB-16-57UMP L'interrupteur gauche sert au largage de secours des pylônes extérieurs, le droit pour les intérieurs.
Panneau central		
5	Disjoncteur LAUNCH	Alimentation de la détente de tir
6	Disjoncteur MISSILE	Alimente les PUS-36DM et les paniers UB-16, deux voyants PUS-0 s'allument après la fermeture du disjoncteur MISSILE.
7	Indicateur de charges	Indique l'emport des UB-16-57UMP sur les pylônes.

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
	externes	
8	Voyants PUS-0	Indique que le système PUS-36 DM est prêt pour le tir.
Voyants		
9	STAND ALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt. S'allume si la vitesse est supérieure à 310 km/h.
Éléments de commande et de signalisation des roquettes dans l'habitacle arrière		
10	Disjoncteur ARMS	Alimente le disjoncteur ARMS de l'habitacle avant. Ce disjoncteur surpasse celui de l'habitacle avant.
11	Interrupteur EMERG. JETTIS.	Largue les paniers UB-16-57UMP Quand cet interrupteur est activé, tous les UB-16-57UMP de tous les pylônes sont largués simultanément.
12	Indicateur de charges externes	Indique l'export des UB-16-57UMP sur les pylônes.
13	Voyant ARMAMENT FIRE	indique que la détente de tir est activée dans l'habitacle avant.
14	Voyant STANDALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt. S'allume si la vitesse est supérieure à 310 km/h.

Armement en missiles

L'armement en missile comprend

- Deux missiles R-60 (R-3S).
- Deux rails de lancement APU R-60 ZA (APU-13M 1).
- Les pylônes.
- Le capteur d'accélération MP-28A.
- Alimentation, système de commande de tir et de signalisation des missiles.
- Système de largage de secours des missiles.

Le système de tir ne permet le lancement des missiles qu'au delà de 310 km/h.

Les rails lance missile (ML "Missile Launcher") servent à fixer les missiles R-60 (R-3S) et à les alimenter.

Les rails ne peuvent se monter que sur les pylônes extérieurs.

le capteur d'accélération MP-28A est utilisé pour mesurer le facteur de charge et signaler quand il est supérieur à 2G.

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
Éléments de commande et de signalisation des missiles dans l'habitacle avant		
Panneau principal des interrupteurs		
1	Disjoncteur ARMS	Alimentation du circuit de puissance des armes

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
Panneau d'armement		
2	Boutons WEAPON CARRIER	Sélection et désélection des pylônes. Appuyez sur le bouton blanc gauche pour sélectionner les pylônes extérieurs et sur le droit pour les pylônes intérieurs. Appuyez sur les boutons marrons pour désélectionner les pylônes.
3	Interrupteur A-APORT. – STARB.	Sélection du missile à tirer. Les missiles ne sont tirés qu'indépendamment, en fonction de la position de l'interrupteur, le lancement simultané est impossible. PORT. – Le missile gauche est sélectionné pour le lancement STARB. – Le missile droit est sélectionné pour le lancement
4	Interrupteur EMERGENCY	Lancement de secours des missiles depuis le rail.
	Bouton AA MISSILE	Système de secours de lancement des missiles. Le ciblage en lancement de secours est impossible.
Panneau central		
5	Disjoncteur LAUNCH	alimente électriquement le bouton de tir
6	Disjoncteur MISSILE	Alimente le missile et son rail de lancement (ML).
7	Indicateur de charges externes	Indique l'emport des ML avec missiles sur les pylônes.
Panneau missiles et GS-23		
8	Disjoncteur HEATING	Alimente le circuit de chauffage de l'autodirecteur du missile et le voyant ROCKETS HEATING dans l'habitacle arrière
9	Disjoncteur GLOWING	Alimente le capteur de facteur de charge, le circuit infrarouge du missile et le voyant « GLOWING ON » de l'habitacle arrière.
10	Bouton VOLUME SS	Commande du volume du signal de verrouillage de cible par l'autodirecteur
Voyants		
11	STAND ALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt. S'allume si la vitesse est supérieure à 310 km/h.
12	NO LAUNCH	Indique que le facteur de charge maximal autorisé (2G) pour le tir est dépassé. Un ciblage précis des missiles est impossible à une telle accélération.
Éléments de commande et de signalisation des missiles dans l'habitacle arrière		
13	Disjoncteur ARMS	Alimente le disjoncteur ARMS de l'habitacle avant. Ce disjoncteur surpasse celui de l'habitacle avant.
14	Interrupteur EMERG. JETTIS.	Largage de secours des rails avec missiles. Quand cet interrupteur est activé, les ML avec missiles de tous les pylônes sont largués simultanément.
15	Indicateur de charges externes	Indique l'emport des ML avec missiles sur les pylônes.
16	Voyant STAND ALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt. S'allume si la vitesse est supérieure à 310 km/h.
17	Voyant NOLAUNCH	Indique que le facteur de charge maximal autorisé

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
		(2G) est dépassé.
18	Voyant ARMAMENT FIRE	indique que la détente de tir est activé dans l'habitacle avant.
19	Voyant GLOWING ON	Indique le statut de l'alimentation du capteur de facteur de charge et du circuit infrarouge du missile. S'allume après fermeture du disjoncteur GLOWING.
20	Voyant ROCKETS HEATING	Indique l'alimentation du circuit de chauffage de la tête chercheuse du missile. S'allume après fermeture du disjoncteur HEATING.

Canon GS-23L

Le GS-23L est un canon embarqué bi-tubes de 23-mm destiné au combat aérien et à l'attaque de cibles terrestres (marines) faiblement blindées.

L'armement canon comprend :

- La baie canon
- Le canon bi-tubes GS-23L
- Le système d'alimentation des obus et d'extraction des étuis
- Le système de commande de tir électrique

la cadence maximale de tir est de 3,400 coups/minute, l'emport de 150 obus. La portée effective de tir est de 2 km.

Les obus de 23mm suivants sont utilisés :

- BZT-23GS (perforant-incendiaire-traçant)
- OFZ-23-AM-GS (Hautement explosif-incendiaire)
- OFZT-23-AM-GS (Hautement explosif-incendiaire-traçant)
- FZ-23-GS (Hautement explosif-incendiaire)

Le tir au canon est possible dans les conditions suivantes :

- train avant rentré
- Vitesse non inférieure à 400 km/h
- Incidence n'excédant pas 6 degrees
- Facteur de charge compris entre +6 et -2

Le GS-23L est équipé d'un système de réarmement pyrotechnique à trois charges. L'actionnement de la charge déclenche le réarmement du canon. Un ensemble de trois charges permet de réarmer le canon à la suite de deux enrayements.



Figure 180 : Canon GS-23L

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
Éléments de commande et de signalisation du canon dans l'habitacle avant		
Panneau principal des interrupteurs		
1	Disjoncteur ARMS	Alimentation du circuit de puissance des armes
Panneau d'armement		
2	Bouton EXPL.CHARGE.GS	Déclenche la charge pyrotechnique d'armement du canon.
3	Interrupteur PYRO III-II-I	Sélection de charge pyrotechnique pour l'armement ou le réarmement du canon en cas d'enrayement. La position I sert à armer le canon. En cas d'enrayement, mettre l'interrupteur en position II et appuyer sur la touche EXPL.CHARGE.GS. En cas de nouvel enrayement, recommencer l'opération en position III.
4	Interrupteur PK3+GS	Tir simultané au canon et aux mitrailleuses en nacelles. Mettre l'interrupteur en position haute et appuyer sur la détente de tir. Quand cet interrupteur est activé l'utilisation des bombes, roquettes et missile est bloqué.
Panneau central		
5	Disjoncteur LAUNCH	alimente électriquement le bouton de tir
6	Bouton DEBLOCK.GUNS WING+GS	Libère le blocage empêchant le tir des PK-3 et du GS-23 au sol. Utilisé pour régler le canon et les nacelles de mitrailleuses au sol.
Panneau missiles et GS-23		

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
7	Disjoncteur CANNON GS	Active le canon.
Voyants		
8	STAND ALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt. S'allume si la vitesse est supérieure à 400 km/h.
9	"α" (Alpha)	Indique un dépassement de l'incidence autorisée et/ou une vitesse diminuant à moins de 400 km/h pendant le tir.
Éléments de commande et de signalisation du canon dans l'habitacle arrière		
10	Disjoncteur ARMS	Alimente le disjoncteur ARMS de l'habitacle avant. Ce disjoncteur surpasse celui de l'habitacle avant.
11	Voyant STANDALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt. S'allume si la vitesse est supérieure à 400 km/h.
12	Voyant ARMAMENT FIRE	indique que la détente de tir est activé dans l'habitacle avant.

Nacelle de mitrailleuses PK-3

L'armement en mitrailleuses comprend :

- Quatre nacelles PK-3 de mitrailleuses
- Douze mitrailleuses de 7,62mm
- Le système de commande de tir électrique
- Le système de commande de tir électrique

Les PK-3 peuvent être installées sur les pylônes intérieurs et extérieurs. Chacune contient trois mitrailleuses de 7,62 mm. Il n'y a pas de limite de vitesse pour le tir au PK-3. Il est possible de tirer simultanément avec les PK-3 internes et/ou externes.



Figure 181 : Nacelle de mitrailleuse PK-3

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
Éléments de commande et de signalisation des mitrailleuses dans l'habitacle avant		
Panneau principal des interrupteurs		
1	Disjoncteur ARMS	Alimentation du circuit de puissance des armes
Panneau d'armement		
2	Boutons WEAPON CARRIER	Sélection et désélection des pylônes. Appuyez sur le bouton blanc gauche pour sélectionner les pylônes extérieurs et sur le droit pour les pylônes intérieurs. Appuyez sur les boutons marrons pour désélectionner les pylônes.
3	Interrupteur EXPL.CHARGE GUNS OUTBC GUNS INNER	Charge les nacelles de mitrailleuses extérieures et intérieures.
4	Interrupteur PK3+GS	Tir simultané au canon et aux mitrailleuses en nacelles. Mettre l'interrupteur en position haute et appuyer sur la détente de tir. Quand cet interrupteur est activé l'utilisation des bombes, roquettes et missile est bloqué.
	Interrupteur EMERGENCY	Largage de secours des PK-3.
Panneau central		
5	A3C LAUNCH	alimente électriquement le bouton de tir
6	Indicateur de charges externes	Indique l'empot des PK-3 sur les pylônes.
7	Disjoncteur GUN WING	Alimente le système de commande de tir des PK-3

No.	Interrupteur (voyant)	Fonction
	OUTBCGUN WING INNER	extérieures et intérieures.
8	Bouton DEBLOCK.GUNS WING+GS	Libère le blocage empêchant le tir des PK-3 et du GS-23 au sol. Utilisé pour régler le canon et les nacelles de mitrailleuses au sol.
9	Interrupteur EMERG.FOTO GUNS WING INNER	Libère le blocage de tir du PK-3 interne et du PFK-3 en cas de défaut du générateur principal. PFK-3 (caméra d'évaluation de l'attaque) n'est pas implémenté dans le simulateur.
Voyants		
10	STAND ALERT	Indique que le système de commande d'armement est prêt.
Éléments de commande et de signalisation des mitrailleuses dans l'habitacle arrière		
11	Disjoncteur ARMS	Alimente le disjoncteur ARMS de l'habitacle avant. Ce disjoncteur surpasse celui de l'habitacle avant.
12	Indicateur de charges externes	Indique l'export des PK-3 sur les pylônes.
13	Voyant ARMAMENT FIRE	indique que la détente de tir est activée dans l'habitacle avant.

Commandes et signalisation armement dans l'habitacle avant

Panneau d'armement

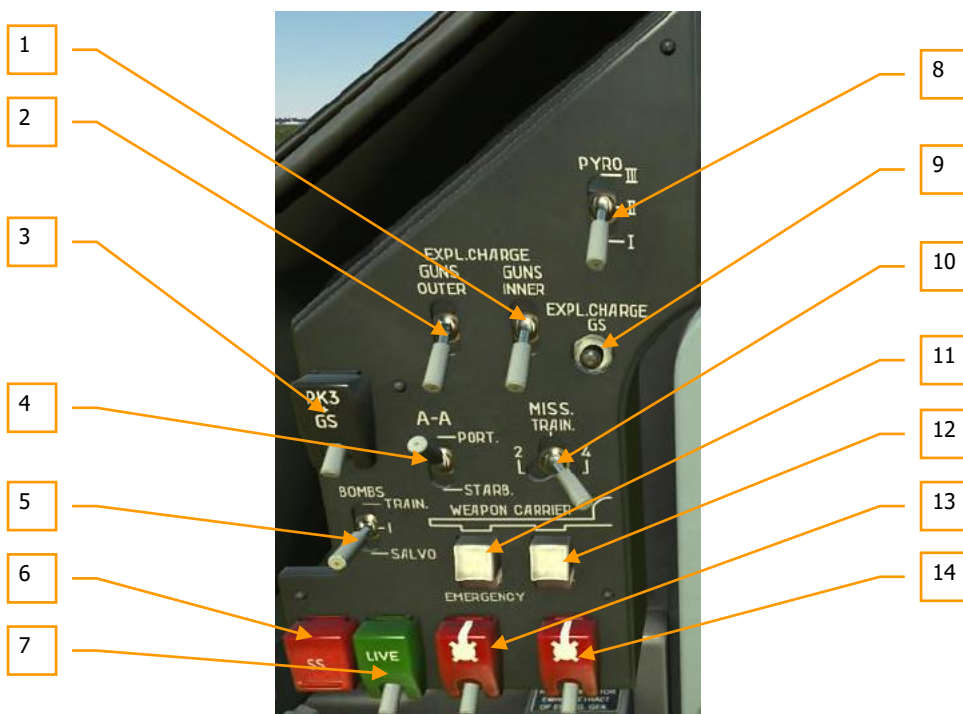


Figure 182 : Panneau d'armement

1. Interrupteur EXPL.CHARGE GUNS INNER
2. Interrupteur EXPL.CHARGE GUNS OUTBC
3. Interrupteur PK3+GS
4. Interrupteur deux positions A-A PORT. – STARB
5. Interrupteur trois position BOMBS TRAIN. – 1 – SALVO
6. Bouton AA MISSILE
7. Interrupteur LIVE

8. Interrupteur PYRO III-II-I
9. Interrupteur EXPL.CHARGE GS
10. Interrupteur trois position MISS. TRAIN. – 2 – 4
11. Bouton WEAPON CARRIER pour pylône extérieurs.
12. Bouton WEAPON CARRIER pour pylône intérieurs.
13. Interrupteur EMERGENCY pour pylônes extérieurs
14. Interrupteur EMERGENCY pour pylônes intérieurs

Panneau central

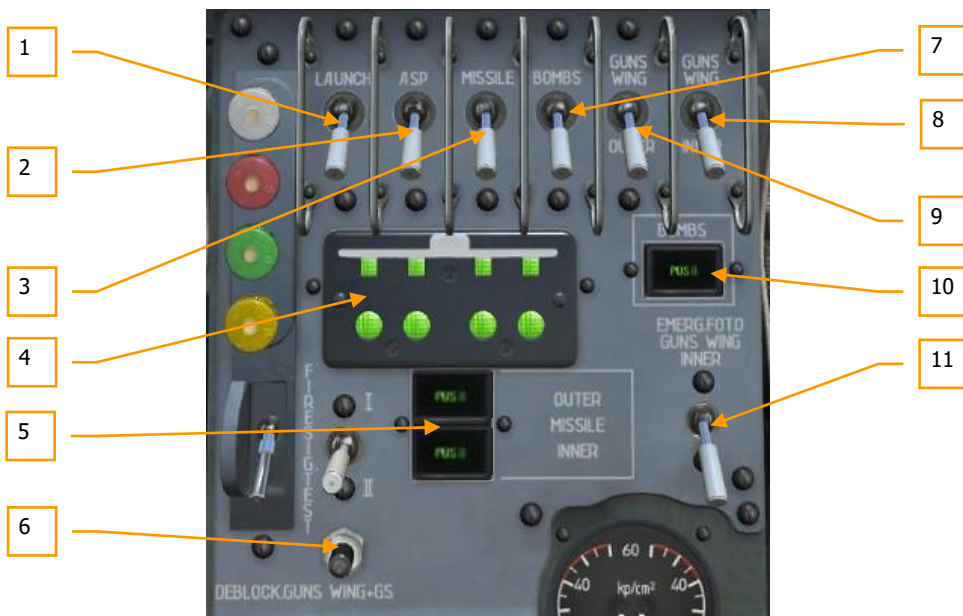


Figure 183 : Panneau central

1. Disjoncteur LAUNCH
2. Disjoncteur ASP pour activer le viseur ASP-3NMU-39 et l'appareil photo FKP-2-2
3. Disjoncteur MISSILE
4. Indicateur de charges externes
 - La ligne supérieure indique la présence de ML et TR
 - La ligne inférieure indique la présence de bombes, roquettes, mitrailleuses et réservoirs largables
5. Voyant PUS-0 pour panier UB-10 intérieurs et extérieurs

6. Bouton DEBLOCK.GUNS WING+GS
7. Disjoncteur BOMBS
8. Interrupteur GUN WING OUTBC
9. Interrupteur GUN WING INNER
10. Interrupteur PUS-0 pour BA
11. Interrupteur EMERG.FOTO GUNS WING INNER

Panneau de commande R-3S, R-60 et GS-23



Figure 184 : Panneau de commande R-3S, R-60 et GS-23

1. Disjoncteur GLOWING ON
2. Disjoncteur HEATING ON
3. Bouton VOLUME SS
4. Disjoncteur CANNONGS

Panneau des voyants



Figure 185 : Panneau des voyants

1. Voyant EXPLOSIVE dans le L-39C, il est situé sur le panneau central
2. Voyant "α" (Incidence)

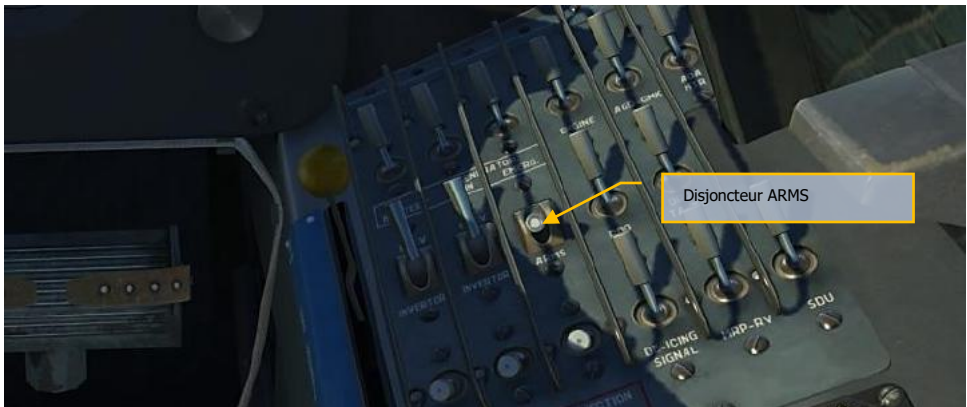
Largage des bombes

Avant le vol s'assurer que les disjoncteurs NETW, ARMS et SIGNAL sont activés dans l'habitacle arrière.

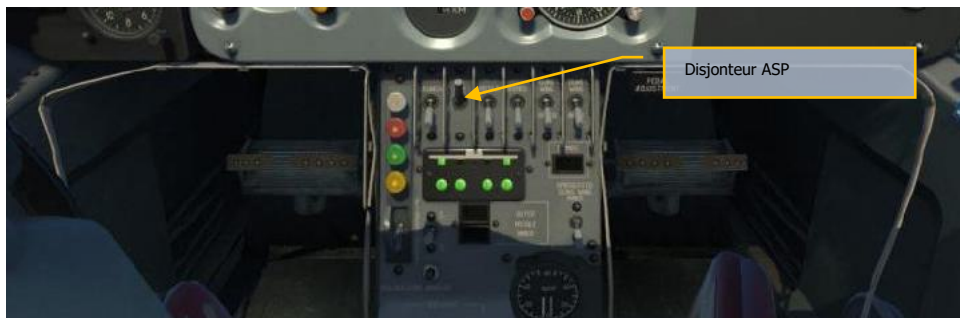
Les paramètres de bombardement du L-39ZA sont similaires à ceux du L-39C.

Avant l'approche de la cible

1. Activer le disjoncteur ARMS [CtrlD+3]



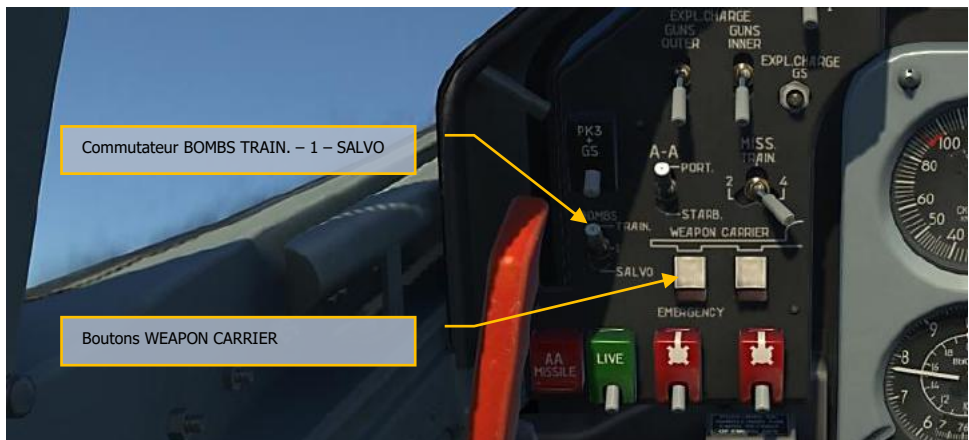
2. Activer le disjoncteur ASP [AltG+2]



3. Régler l'inclinaison du réflecteur de visée et monter le siège en position haute de façon à voir le point central du viseur et la partie supérieure du cercle de distance. Régler la taille fictive de la cible
4. Interrupteur GYRO-FIXED en position FIXED [MajG+J].
5. Entrer la distance minimale dans le viseur [.]
6. Activer le disjoncteur BOMBS [AltG+4]



7. Sélectionner le pylône avec les boutons WEAPON CARRIER.
[MajG+6] — intérieurs
[MajG+5] — extérieurs
8. Sélectionner le mode de bombardement avec l'interrupteur BOMBS TRAIN. – 1 – SALVO
[AltG+CtrlG+MajG+S] – haut.
[AltG+CtrlG+MajG+X] – bas.



Actions dans la zone de la cible :

1. Activer le disjoncteur LAUNCH [AltG+1]



2. Manœuvre en approche cible de sorte que la cible se trouve à l'angle de visée spécifié
3. Commencez un virage pour la passe de bombardement avec un roulis de 60-120° et un piqué simultané au moment où la cible approche l'angle de visée spécifié. Réglez la vitesse requise une fois le piqué établi
4. Terminez le virage et le piqué de sorte que le centre du réticule de visée se trouve sous la cible à la distance égale à un rayon du cercle du réticule de visée a diamètre constant
5. Soulevez la protection du TB [CtrlG + Espace], lorsque l'avion descend, le point central du réticule se déplacera vers la cible et la vitesse et l'altitude approcheront les paramètres nominaux de largage
6. Appuyer sur le TB [Espace] et larguer la bombe lorsque la vitesse et l'altitude spécifiées sont atteintes et que le point central de visée est aligné sur la cible

- Sortir du piqué avec un facteur de charge de 4 à 5g et accélérer simultanément jusqu'à la puissance de décollage

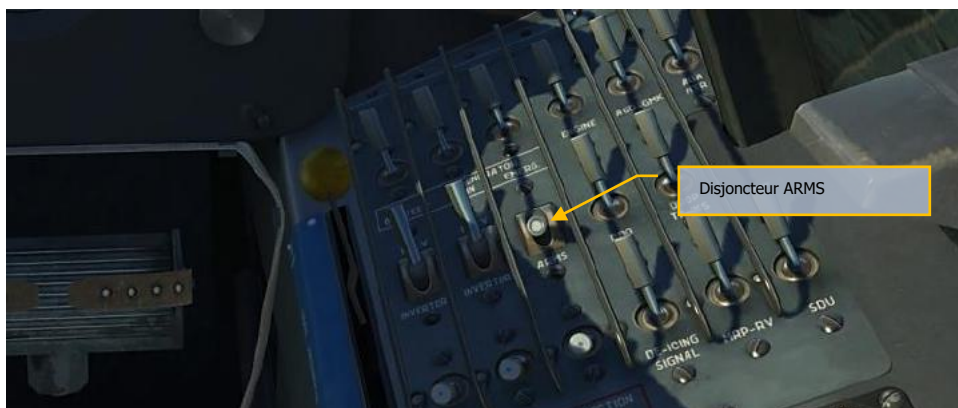
Tir des roquettes

Avant le vol s'assurer que les disjoncteurs NETW, ARMS et SIGNAL sont activés dans l'habitacle arrière.

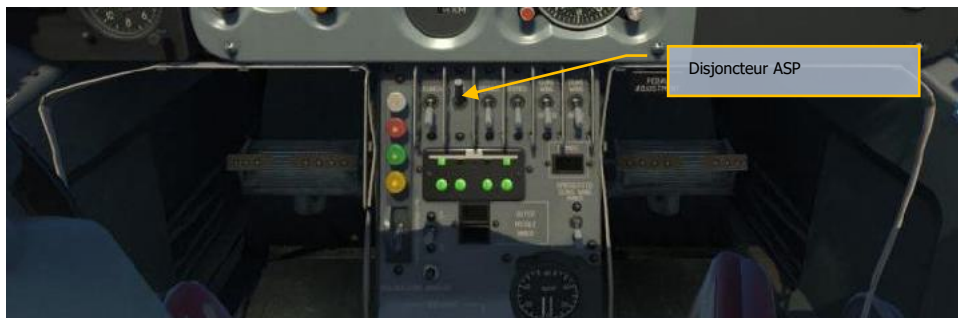
Les paramètres de tir du L-39ZA sont similaires à ceux du L-39C.

Avant l'approche de la cible

- Activer le disjoncteur ARMS [CtrlD+3]



- Activer le disjoncteur ASP [AltG+2]

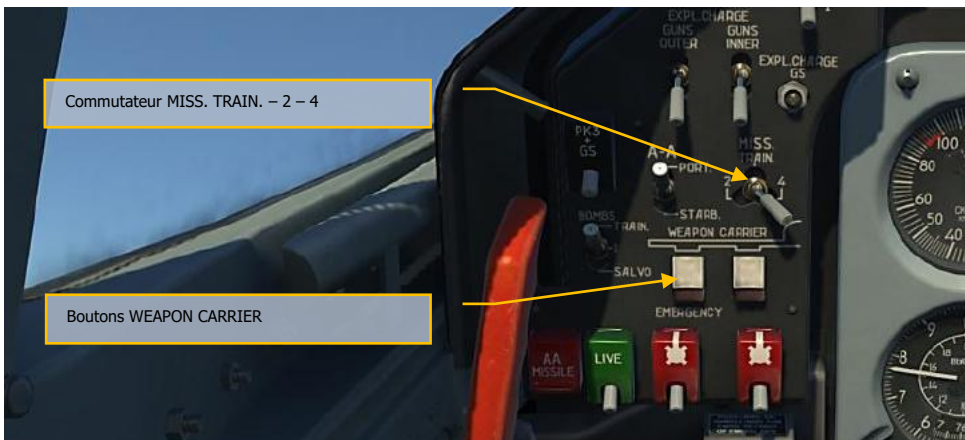


- Régler l'inclinaison du réflecteur

4. Régler la taille de la cible fictive,
5. Interrupteur GYRO-FIXED en position FIXED [MajG+J].
6. Entrer la distance minimale dans le viseur [.]
7. Activer le disjoncteur MISSILE [AltG+3].

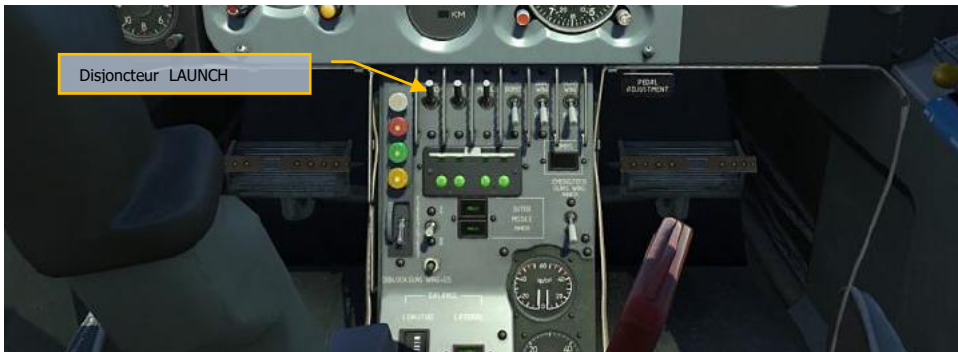


8. Sélectionner l'option de tir par l'interrupteur MISS. TRAIN. – 2 – 4 [MajD+V] — [AltD+V] — [CtrlD+V]
9. Sélectionner les pylônes avec les boutons WEAPON CARRIER.
 [MajG+6] — intérieurs
 [MajG+5] — extérieurs



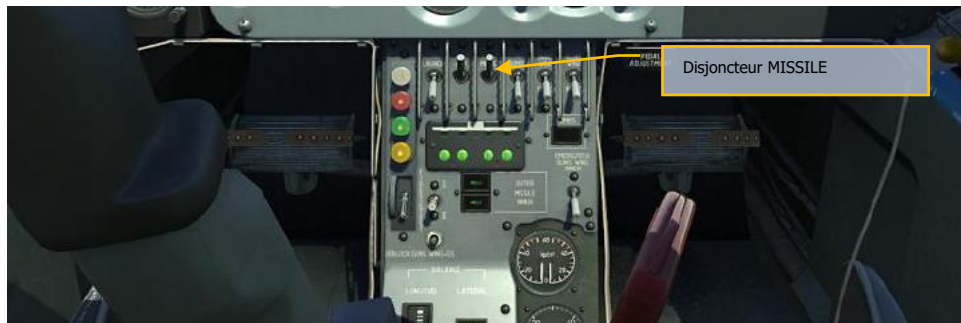
Actions dans la zone de la cible :

1. Activer le disjoncteur LAUNCH [AltG+1]

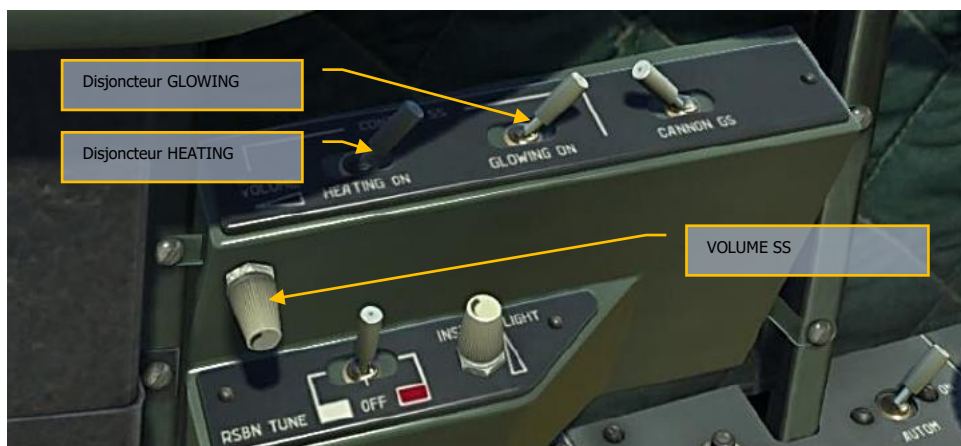


2. Mettre l'interrupteur GYRO-FIXED en position GYRO [MajG+J].
3. Manœuvrer en approche cible de sorte que la cible se trouve à l'angle de visée spécifié (point de début de virage)
4. Commencer le virage vers le cap d'attaque avec un roulis de 60 à 120° et un piqué simultané quand la cible approche l'angle de visée spécifié. Pendant le piqué, régler la vitesse du moteur au ralenti pour l'angle de piqué de 30° et à 90-92% pour l'angle de piqué de 20°
5. Terminez le virage et le piqué de sorte que le centre du réticule de visée se trouve sous la cible
6. Basculer la protection de la détente de tir [CtrlG+Espace], régler la distance maximale dans le viseur [;]. Aligner le centre du réticule du viseur avec le centre de la cible.
7. Maintenez le centre du réticule de visée sur la cible pendant le piqué
8. Dès que le cercle, formé par les losanges, circonscrit la cible appuyez sur le TB [Espace] et tirer
9. Sortir du piqué avec un facteur de charge de 3 à 3.5g et accélérer simultanément jusqu'à la puissance de décollage
10. Après la passe, régler la distance minimale sur le viseur et commencer la manœuvre d'attaque suivante

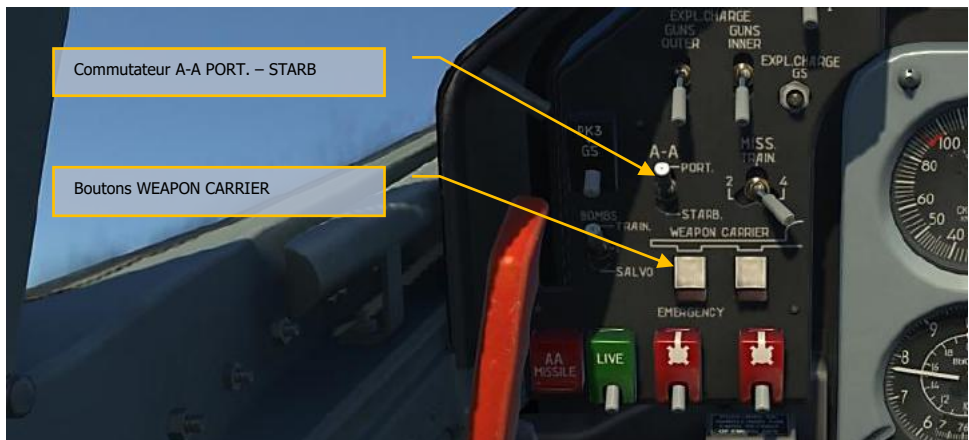
7. Activer le disjoncteur MISSILE [AltG+3].



1. Activer le disjoncteur GLOW SS [MajG + 9].
2. Activer le disjoncteur HEAT SS [MajG + 8].
3. Régler VOLUME SS au maximum



4. Sélectionner le missile à tirer par l'interrupteur A-A PORT. – STARB [AltD+CtrlD+MajD+R].
5. Appuyer sur le bouton gauche WEAPON CARRIER pour sélectionner le pylône extérieur [MajG+5].



Combat aérien.

1. Localisez la cible et prenez la position d'attaque initiale, portée 2000 m, angle de visée vers la cible 50 - 60°, différence d'altitude de 300 à 400 m. Soulever la protection du TB
2. Activer le disjoncteur LAUNCH [AltG+1]



3. Virer vers la cible avec un angle de roulis de 50-60°, quand elle est dans le réflecteur du viseur arrêter de virer
4. Effectuer la visée, rechercher le signal acoustique maximal en manoeuvrant l'avion.
5. NO LAUNCH éteint
6. Lancer le missile en appuyant sur le TB au moment où la taille apparente de la cible est 3-2 fois inférieure au diamètre du cercle
7. Récupérer de l'attaque
8. Commencer l'attaque suivante

Tir au canon GS-23 sur les cibles au sol

Avant le vol s'assurer que les disjoncteurs NETW, ARMS et SIGNAL sont activés dans l'habitacle arrière.

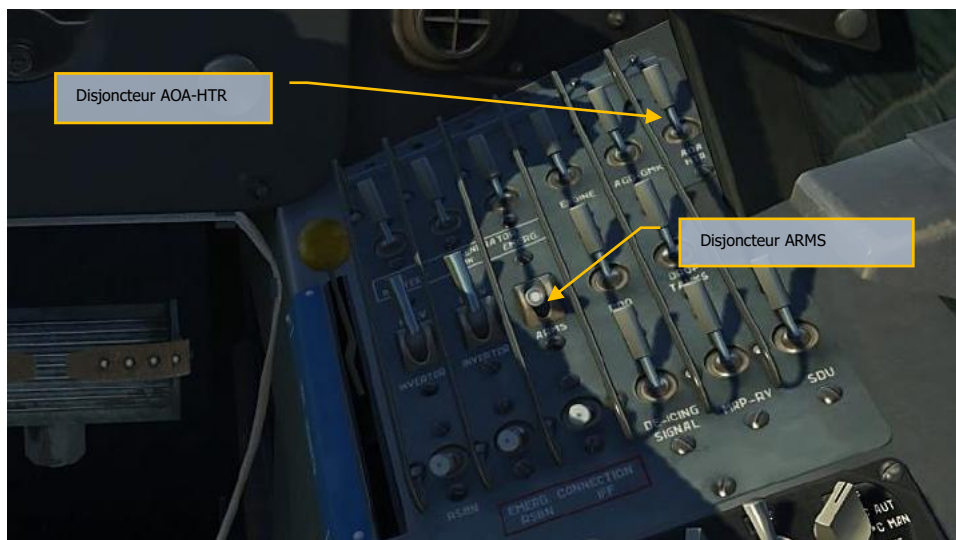
Tirer au canon avec un angle de 20-30° suivant les conditions listées table 3.

Table 3

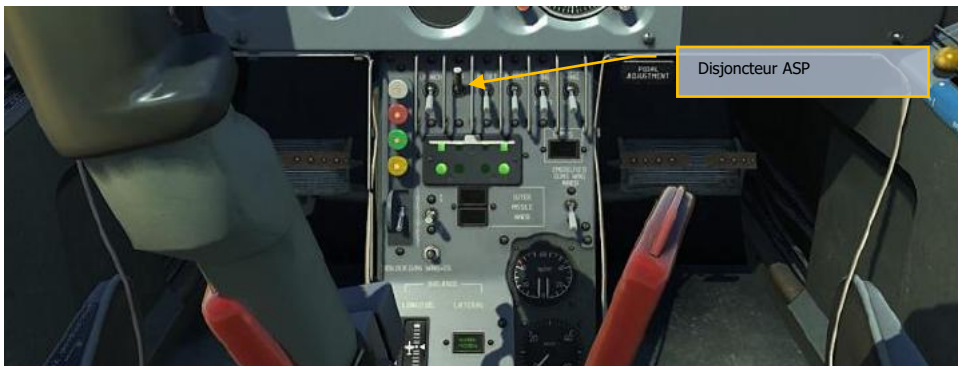
No.	Paramètres	30°	20°
1	Angle d'inclinaison du réflecteur, degrés	1.38	1.51
2	Altitude d'approche de la cible et de piqué, m	1200	1200
3	Vitesse d'approche de la cible et de piqué, km/h	400	400
4	Altitude de tir, m	600	500
5	Vitesse pendant le tir, km/h	600	600
6	Portée de tir, m	1200	1460

Avant l'approche de la cible :

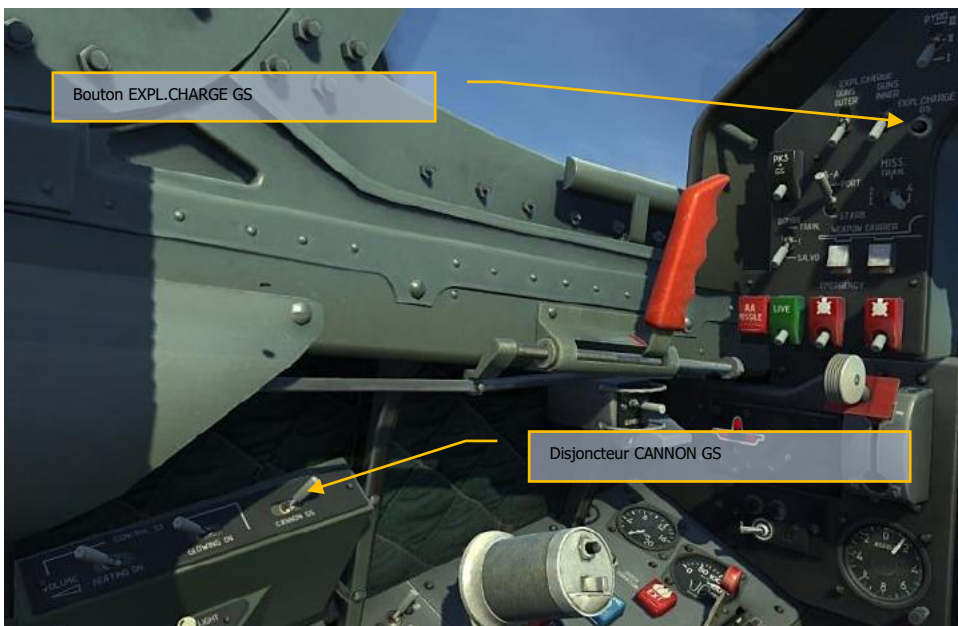
1. Activer le disjoncteur ARMS [CtrlD+3]
2. Activer le disjoncteur AOA-HTR [MajD+6]



3. Activer le disjoncteur ASP [AltG+2]

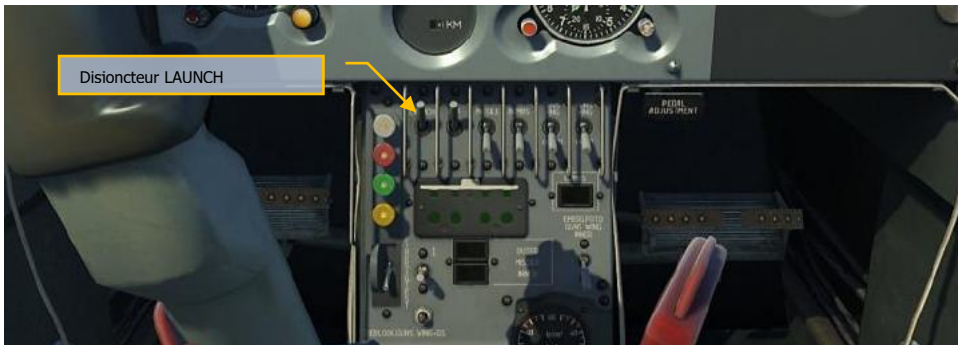


4. Régler l'inclinaison du réflecteur
5. Régler la taille de la cible fictive,
6. Interrupteur GYRO-FIXED en position FIXED
7. Entrer la distance minimale dans le viseur [.,].
8. Activer le disjoncteur CANNON GS [MajG+0]
9. Appuyer sur le bouton EXPL.CHARGE GS pour charger le canon [AltG+CtrlG+MajG+S]



Actions dans la zone de la cible :

1. Approcher la cible à la vitesse et à l'altitude requise
2. Activer le disjoncteur LAUNCH [Alt+1]



3. Mettre l'interrupteur GYRO-FIXED en position GYRO [MajG+J].
4. Manœuvrer en approche cible de sorte que la cible se trouve à l'angle de visée spécifié (point de début de virage)
5. Commencez un virage vers le cap d'attaque avec un roulis de 60 à 120° et un piqué simultané quand la cible approche l'angle de visée spécifié. Pendant le piqué, ne pas diminuer la vitesse du moteur sous 90%
6. Terminez le virage et le piqué de sorte que le centre du réticule de visée se trouve sous la cible
7. Basculer la protection de la détente de tir [CtrlG+Espace], entrer la distance maximale dans le viseur [;]. Aligner le centre du réticule du viseur avec le centre de la cible.
8. Maintenez le centre du réticule de visée sur la cible pendant le piqué
9. Dès que le cercle formé par les losanges circonscrit la cible, appuyez sur le TB [Espace] et tirer
10. Sortir du piqué avec un facteur de charge de 3 à 3.5g et accélérer simultanément jusqu'à la puissance de décollage
11. Après la passe, régler la distance minimale sur le viseur et commencer la manœuvre d'attaque suivante

Tir aux mitrailleuses en nacelle PK-3 sur les cibles au sol

Avant le vol s'assurer que les disjoncteurs NETW, ARMS et SIGNAL sont activés dans l'habitacle arrière.

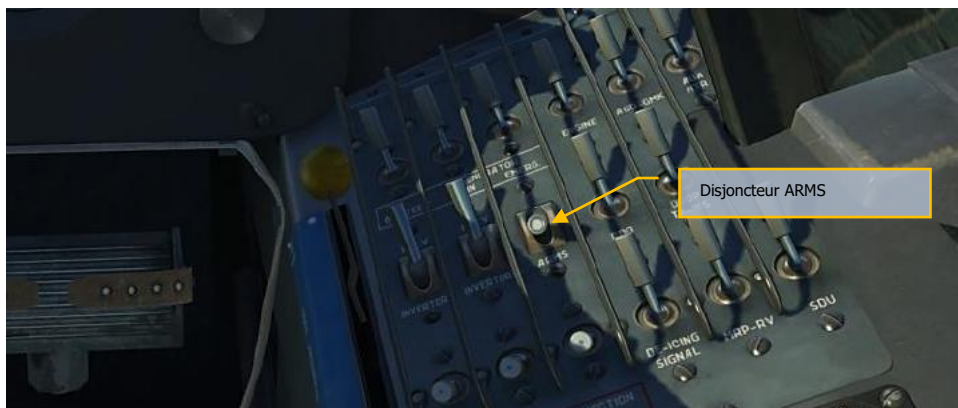
Tirer aux mitrailleuses PK-3 avec un angle de 20-30° suivant les conditions listées table 4.

Table 4

No.	Paramètres	30°	20°
1	Angle d'inclinaison du réflecteur, degrés	1.38	1.51
2	Altitude d'approche de la cible et de piqué, m	1200	1200
3	Vitesse d'approche de la cible et de piqué, km/h	400	400
4	Altitude de tir, m	600	500
5	Vitesse pendant le tir, km/h	600	600
6	Portée de tir, m	1200	1460

Avant l'approche de la cible

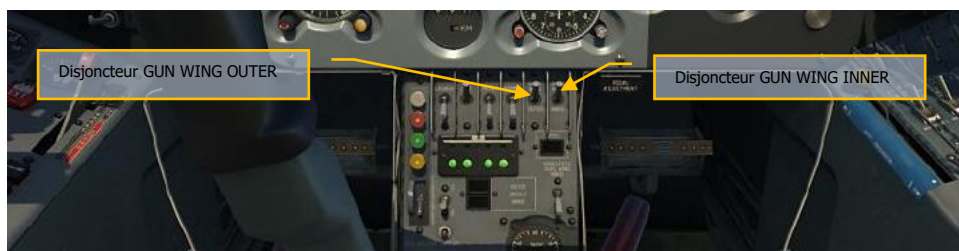
1. Activer le disjoncteur ARMS [CtrlD+3]



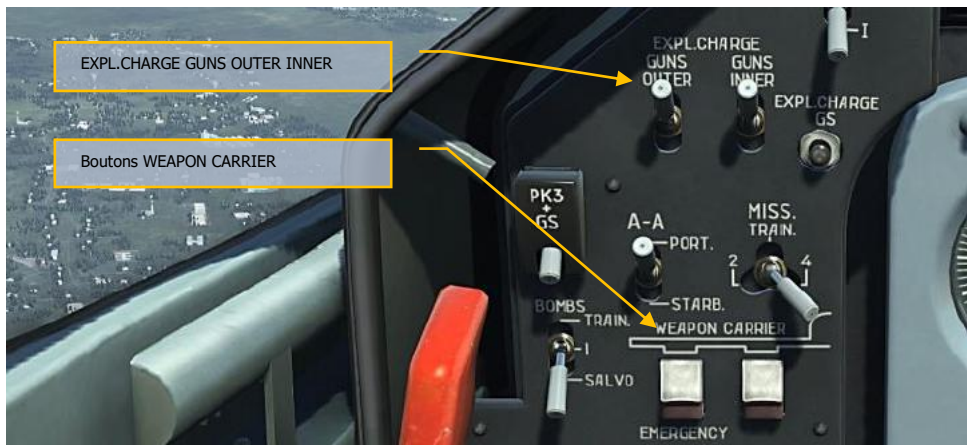
2. Activer le disjoncteur ASP [AltG+2]



3. Régler l'inclinaison du réflecteur
4. Régler la taille de la cible fictive,
5. Interrupteur GYRO-FIXED en position FIXED [MajG+J].
6. Régler la distance maximale dans le viseur [;]
7. Activer le disjoncteur GUN WING OUTER [MajG+5]
8. Activer le disjoncteur GUN WING INNER [MajG+6]



9. activer l'interrupteur EXPL.CHARGE GUNS INNER [AltG+CtrlG+MajG+E]
10. Activer l'interrupteur EXPL.CHARGE GUNS OUTER [AltG+CtrlG+MajG+W]
11. Selectionner les pylônes avec les boutons WEAPON CARRIER.
 [MajG+6] — intérieurs
 [MajG+5] — extérieurs



Actions dans la zone de la cible :

1. Approcher la cible à la vitesse et à l'altitude requise
2. Activer le disjoncteur LAUNCH [AltG+1]



3. Manœuvrer en approche cible de sorte que la cible se trouve à l'angle de visée spécifié (point de début de virage)
4. Commencez un virage vers le cap d'attaque avec un roulis de 60 à 120° et un piqué simultané quand la cible approche l'angle de visée spécifié. Pendant le piqué, réglez la vitesse du moteur à 90-92%
5. Terminez le virage et le piqué de sorte que le centre du réticule de visée se trouve sous la cible
6. Basculer la protection de la détente de tir [CtrlG+Espace], aligner le centre du réticule du viseur avec le centre de la cible.
7. Maintenez le centre du réticule de visée sur la cible pendant le piqué

8. Dès que le cercle formé par les losanges circonscrit la cible, appuyez sur le TB [Espace] et tirer
9. Sortir du piqué avec un facteur de charge de 3 à 3.5g et accélérer simultanément jusqu'à la puissance de décollage

PROCÉDURES D'URGENCE



PROCÉDURES D'URGENCE

En cas de situation d'urgence pendant le vol, le pilote doit vérifier qu'il n'y a pas eu d'erreur dans l'utilisation de l'équipement de l'habitacle. Prêter une attention particulière à la vérification des disjoncteurs et des commutateurs relatifs au problème en particulier. Si les disjoncteurs et les commutateurs ne sont pas en bonnes positions, les mettre immédiatement dans les positions appropriées, vérifier si le problème est réglé et continuer le vol. Si une urgence survient en raison d'une défaillance ou d'un dommage en combat, il faut utiliser les symptômes externes et la signalisation pour identifier la cause du problème et le résoudre, en suivant la procédure appropriée.

Panne de moteur

Symptômes :

- changement du bruit de fonctionnement du moteur,
- baisse rapide des RPM et de l'EGT,
- baisse de la vitesse,
- voyant ENG. MIN. OIL PRESS allumé,
- voyant GENERATOR allumé et RAT sortie,
- voyant MASTER CAUTION allumé

Actions :

- mettre la manette en position « STOP »,
- vérifier constamment la vitesse et l'altitude
- virer vers le terrain
- démarrer le moteur

Redémarrage moteur en vol

Le démarrage fiable du moteur est effectué jusqu'à des altitudes de 6000m.

Si les RPM d'autorotation du moteur sont inférieurs à 15% (indicateur n1), l'utilisation du démarreur pour faire tourner le compresseur haute pression (HPC) est nécessaire.

Si les RPM d'autorotation du moteur sont supérieur à 15% (indicateur n1), l'utilisation du démarreur pour faire tourner le compresseur haute pression (HPC) n'est pas nécessaire.

Démarrage moteur avec lancement du HPC (démarrage en vol assisté par l'APU)

- Voler à 300 – 350 km/h
- vérifier que les RPM en autorotation sont inférieurs à 15 %,
- appuyer sur le bouton TURBO durant 1-2 secondes,
- quand le voyant TURBINE STARTER s'allume, appuyer sur le bouton ENGINE durant 1-2 secondes
- après 3-6 secondes d'appui sur ENGINE, déplacer la manette de la position STOP à la position IDLE,
- les RPM moteur et l'EGT doivent commencer à augmenter
- après le démarrage moteur les RPM doivent être à plus de 54,5%, l'EGT – au maximum à 600°C, la pression d'huile à l'entrée moteur au moins à 2 kg/cm²
- quand le moteur à démarré augmenter les RPM et vérifier qu'il fonctionne correctement.

Démarrage moteur sans lancement du HPC (Démarrage en vol "moulin à vent")

- voler à 430 km/h au minimum
- s'assurer que les RPM d'autorotation sont supérieurs à 15 %
- appuyer sur le bouton ENGINE durant 1-2 secondes,
- après 3-6 secondes d'appui sur ENGINE, déplacer la manette de la position STOP à la position IDLE
- les RPM moteur et l'EGT doivent commencer à augmenter
- après le démarrage moteur les RPM doivent être à plus de 54,5%, l'EGT – au maximum à 600°C, la pression d'huile à l'entrée moteur au moins à 2 kg/cm²
- quand le moteur à démarré augmenter les RPM et vérifier qu'il fonctionne correctement

Remarque : Si le démarrage du moteur n'a pas réussi, évaluer la situation et décider d'un atterrissage d'urgence ou d'une éjection.

Changement spontané ou blocage du régime moteur

En cas de changement ou de blocage spontané du régime moteur (moteur ne réagissant pas aux mouvements de la manette), basculer le moteur en mode d'alimentation d'urgence en carburant (EFS).

Actions :

- Mettre la manette des gaz sur la position IDLE.
- Activer l'interrupteur SEC. REG, le voyant FUEL EMERG. DELIVERY s'allume.
- par un mouvement doux de la manette des gaz, pas plus de 2% par seconde, régler le mode de fonctionnement

Quand le moteur fonctionne sous EFS :

- le régulateur automatique de carburant et l'électrovanne d'arrêt ne fonctionnent pas.
- Ne pas laisser le régime moteur chuter à moins de 56% à des altitudes supérieures à 2000 m. Et 60% en dessous
- jusqu'à 2000 m. les RPM moteur ne doivent pas excéder 103%, et au dessus, jusqu'à 8000m – 99%
- le changement de mode depuis « IDLE » jusqu'à « NOM » ne doit pas durer moins de 15 secondes

REMARQUES :

si durant l'activation du SEC. REG. (Carburant de secours) la manette est en dans un mode au delà de l'IDLE le moteur peut s'arrêter de lui même.

Si lors de l'activation du SEC. REG. (Carburant de secours) ou pendant le fonctionnement en EFS, le moteur s'arrête de lui même, le redémarrage doit se faire en EFS.

Démarrage moteur en EFS avec lancement du HPC (démarrage en vol en EFS assisté par l'APU)

- Voler à 300 – 350 km/h
- vérifier que les RPM en autorotation sont inférieurs à 15 %
- appuyer sur le bouton « TURBO » durant 1-2 secondes
- quand le voyant TURBINE STARTER s'allume, appuyer sur le bouton ENGINE durant 1-2 secondes
- après 10 secondes d'appui sur ENGINE, déplacer la manette de la position STOP à la position indiquée par un triangle
- quand l'EGT commence à augmenter, réguler l'alimentation en carburant avec la manette, les RPM moteur doivent rester supérieur à 56% jusqu'à 2000m et supérieurs à 60% au dessus
- quand les RPM du HPC atteignent 41,5 – 44,5% couper le Sapphire-5 par l'interrupteur TURBO STOP
- après le démarrage moteur l'EGT ne doit pas dépasser 600°C, la pression d'huile à l'entrée moteur au moins à 2 kg/cm²,
- quand le moteur à démarré augmenter les RPM et vérifier qu'il fonctionne correctement

Démarrage moteur en EFS sans lancement du HPC (Démarrage en vol "moulin à vent")

- voler à 450 km/h au minimum
- s'assurer que les RPM d'autorotation sont supérieurs à 15 %
- appuyer sur le bouton ENGINE durant 1-2 secondes,
- après 3 - 6 secondes d'appui sur ENGINE, déplacer la manette de la position STOP à la position indiquée par un triangle
- quand l'EGT commence à augmenter, réguler l'alimentation en carburant avec la manette, les RPM moteur doivent rester supérieur à 56% jusqu'à 2000m et supérieurs à 60% au dessus
- après le démarrage moteur l'EGT ne doit pas dépasser 600°C, la pression d'huile à l'entrée moteur au moins à 2 kg/cm²
- quand le moteur à démarré augmenter les RPM et vérifier qu'il fonctionne correctement

Feu moteur

Symptômes :

- voyant FIRE allumé,
- voyant MASTER CAUTION allumé
- voyants J.P.T. 700°C et J.P.T. 730°C allumés,
- Fumée derrière l'avion (peut être détectée pendant un virage)

Actions :

- mettre la manette en position STOP
- fermer la vanne de coupure carburant
- appuyer sur le bouton EXT
- après l'extinction, évaluer la situation et décider d'un atterrissage d'urgence ou d'une éjection

Poussée moteur

Symptômes :

- bruits d'explosions périodiques dans le compartiment moteur
- Oscillations des RPM et de la pression de carburant
- augmentation de l'EGT, les voyants J.P.T. 700°C et J.P.T. 730°C s'allument
- possibilité d'arrêt moteur inopiné

Actions :

- déplacer la manette des gaz pour faire baisser les RPM moteur jusqu'à disparition des symptômes

Panne des trains d'atterrissage (Sortie de secours des trains)

Symptômes :

- une (ou plusieurs) des trois lampes vertes de sortie des trains est(sont) éteinte(s)
- les indicateurs mécaniques ne sont pas complètement sortis

Actions :

- Voler horizontalement à 300 – 320 km/h
- Abaisser la poignée de sortie de secours du train d'atterrissage sur le panneau de droite de l'habitacle avant ou arrière
- S'assurer que les trains sont sortis en vérifiant que les trois lampes vertes indiquent une sortie complète, confirmer par les phares et les indicateurs mécaniques

Si la sortie de secours a échoué, placez la poignée des trains en position rentrés, la poignée de secours de sortie de train complètement vers l'avant. Larguer tous les emports et effectuer un atterrissage sur le ventre (trains rentrés) sur piste non revêtue.

- À une altitude d'au moins 100 m. Mettre la manette sur STOP, fermer la vanne d'arrêt de carburant, désactiver les disjoncteurs BATTERY, (NETW dans l'habitacle arrière) et GENERATOR EMERG.

Panne ADI

Symptômes :

- Les indications de l'ADI ne correspondent pas au vol
- Le bouton lumineux « APPETIP » (Cage) est allumé

Actions :

- voler à 350 km/h

- Si les conditions météorologiques du vol sont favorables, piloter en utilisant l'horizon naturel comme référence
- Si les conditions sont défavorables, piloter en utilisant l'indicateur T/S pour l'évaluation du roulis et la vitesse verticale pour celle de l'assiette
- approcher du terrain et atterrir
-

Panne GMK-1AE

Symptômes :

- Les indications du GMK-1AE ne correspondent pas au cap courant
- L'échelle du cap est fixe ou oscille d'un côté à l'autre

Actions :

- approcher le terrain en utilisant les RKL-41 et KI-13
- en conditions météorologiques défavorables l'approche est faite à l'aide des RKL-41 et KI-13

Non extension des volets

Symptômes :

- voyants de sortie des volets éteints
- le bouton de sortie des volets ne revient pas en position initiale

Actions :

- vérifier si la vitesse n'excède pas 310 km/h (au delà de 310 km/h la sortie des volets est bloquée)
- voler horizontalement à 280 km/h
- baisser la poignée de sortie de secours des volets sur le panneau droit de l'habitacle avant ou arrière

Si, quelle que soit la raison, la sortie des volets a échoué (pannes des systèmes principal et de secours, dommages de combat), atterrir avec les volets rentrés. La vitesse sur le plan de descente doit être de 250 - 270 km/h avec une pente faible.

Baisse de pression huile moteur

Symptômes :

- voyant ENG. MIN. OIL PRESS allumé,
- la pression d'huile est inférieure à 3 kg/cm² à 95% de RPM et au delà
- la pression d'huile est inférieure à 2 kg/cm² dans les autres modes

Actions :

voler à 300 km/h et poser l'appareil dès que possible,

en cas d'arrêt inopiné du moteur, faire un atterrissage forcé ou s'éjecter

Panne du système Pitot

Symptômes :

- les valeurs VD-20, KUSM-1200, VAR-80, UVPD ne correspondent pas au vol réel (par exemple l'avion monte et les jauges indiquent une descente ou vice versa, augmentation ou baisse de la vitesse en vol stable)

Actions :

- mettre l'interrupteur PITOT TUBE MAIN STBU en position STBY
- si les valeurs des jauges redeviennent correctes, poursuivre le vol

En cas de défaillance du système principal et de secours, il est nécessaire de :

- Se mettre en vol horizontal à l'aide de l'ADI, l'assiette doit être de +2°, le régime moteur de 92-96% à des altitudes de 1000 à 5000m et de 95 à 99% à des altitudes de 5000 à 10 000 m. Ces paramètres correspondent à une vitesse de 400 km/h
- descendre avec une assiette de -2° (ADI) en mode ralenti
- Estimer l'altitude actuelle, en utilisant le fait que, dans ce mode descendre de 1000m dure environ 2min30s
- utiliser le RV-5M à partir de 750m d'altitude
- Faire le circuit d'atterrissage trains rentrés, assiette de +2° (ADI) et RPM à 90%, ce qui correspond à une vitesse de 350 km/h
- Sortir les trains et les volets à 25° après le troisième virage avec des RPM à 85%, une assiette de -2°, ce qui correspond à une vitesse de 280 km/h
- sortir les volets à 44° au dessus du NDB extérieur, mettre 90% de RPM avec une assiette de -4°

- contrôler l'altitude au dessus des balises extérieure et intérieure du NDB en utilisant le RV-5M

NOTE : L'UVPD peut servir au pilote pour estimer l'altitude en cas de panne de l'altimètre VD-20. Jusqu'à 2000m, les valeurs UVPD sont égales à l'altitude, au-dessus de 2000m elle peut être estimée en utilisant l'équation suivante

Équation de l'altitude : $H = H_{UVPD} - 2000 / 2 + 2000$.

Altitude UVPD	Altitude VD-20
2500 m.	2250 m.
3000 m.	2500 m.
3500 m.	2750 m.
4000 m.	3000 m.
4500 m.	3250 m.
5000 m.	3500 m.

Bingo Fuel

Symptômes :

- Voyant 150 KG FUEL allumé
- voyant MASTER CAUTION allumé

Actions :

- Évaluer la possibilité d'atterrir sur l'aérodrome le plus proche, sachant que 150 kg de carburant permettent 17 min de vol à une altitude de 1000m et une vitesse de 400 km/h.

Panne du générateur principal

Symptômes :

- Voyant GENERATOR allumé, voyant EMERGENCY GENERATOR allumé peu de temps après (quand la RAT est sortie)
- bruit distinctif de la sortie de la RAT (le voyant EMERGENCY GENERATOR s'éteint)
- Le RSBN-5S se désactive automatiquement, si nécessaire il peut être activé à l'aide du disjoncteur EMERG. CONNEXION RSBN.

Actions :

- vérifier que le générateur fonctionne correctement et que la tension est entre 27-29 V
- approcher du terrain et atterrir

REMARQUE : Si la RAT n'est pas sortie, elle doit l'être manuellement. Mettre la vanne de sortie RAT en position arrière sur le panneau de droite dans l'habitacle avant ou arrière. Après l'atterrissage et le contact de la roue avant, la RAT se rétracte automatiquement.

Panne des générateurs principal et de secours

Symptômes :

- les voyants GENERATOR et EMERGENCY GENERATOR s'allument
- la tension est entre 23-24 V
- Le RSBN-5S et le SRO se désactivent automatiquement

Actions :

- désactiver les disjoncteurs 115V INVERTOR I, 115V INVERTOR I et MRP-RV
- atterrir dès que possible

REMARQUE : Si les consommateurs ont été désactivés à temps, la batterie peut fournir l'alimentation du matériel restant pendant 15 min de jour et 10 min. de nuit. Si nécessaire, les disjoncteurs « EMERG. CONNECTION RSBN » et « EMERG. CONNECTION IFF » peuvent être activés un court laps de temps. Si la tension descend à 22-21 V sortir les trains et les volets manuellement.

Destruction de la verrière

- ralentir à 270 km/h
- descendre une altitude inférieure à 4000 m
- atterrir

Fumée — Dépressurisation habitacle

- basculer sur oxygène pur en mettant la vanne « 100% O2 – NORMAL » en position 100% O2
- descendre une altitude inférieure à 4000 m
- dépressuriser l'habitacle
- atterrir

Atterrissage forcé

Pour effectuer un atterrissage forcé, le pilote doit d'abord estimer la plage de vol plané, en tenant compte de l'altitude et de la distance à l'aérodrome d'atterrissage.

<i>Configuration de l'appareil</i>	<i>V km/h</i>	<i>Ratio portance/trainée</i>	<i>Vitesse verticale m/s</i>
<i>Trains rentrés, volets 0°</i>	<i>300</i>	<i>10</i>	<i>10</i>
<i>Trains sortis, volets 0°</i>	<i>300</i>	<i>7</i>	<i>11</i>
<i>Trains sortis, volets 25°</i>	<i>280</i>	<i>5,5</i>	<i>13</i>
<i>Trains sortis, volets 44°</i>	<i>260</i>	<i>3,6</i>	<i>15-17</i>

Il faut savoir qu'en planant en configuration de vol à 300 km/h, la perte d'altitude (en l'absence de vent) est de 100 m par km. La perte d'altitude pour un virage à 180° à 30° d'inclinaison est de 450 m et avec 45° d'inclinaison de 350 m.

Pour l'évaluation, l'altitude au dessus du point de contrôle doit être prise en compte. Le point de contrôle d'un aérodrome est le NDB extérieur. Utilisez l'équation suivante pour l'évaluation :

Lvol plané = (Hvol.-HNDBextérieur)*ratio portance/trainée

Exemple : L'avion est à 15 km, à l'altitude de 2000m

Lvol plané = (2-1)*10=10 km

En se basant sur ces calculs le pilote sait si l'atterrissage est possible

Si le NDB extérieur est approché à 90° ou en sens opposé à l'atterrissage (en vent arrière), il faut prendre en compte la perte d'altitude due au virage vers le sens d'atterrissage. Dans ce cas, la perte d'altitude du virage doit être ajoutée à l'altitude au dessus du point de contrôle.

Atterrissage en vol plané

- Larguer tous les emports
- garder une IAS de 300 km/h en vol plané
- virer vers le terrain
- évaluer constamment la possibilité de survoler le NDB extérieur à une altitude comprise entre 600 et 900m
- Si l'altitude estimée au dessus du NDB extérieur est de 1000 à 1500m, effectuer des manœuvres en zigzag. Aux inclinaisons en zigzag de 15, 30 et 45°, la perte d'altitude supplémentaire est de 20, 50 et 100 m. Et l'avion parcourt respectivement 1,2 et 3 km
- lors du survol du NDB extérieur à l'altitude de 1500-1800 m, virer avec 30° d'inclinaison
- Lorsque le NDB extérieur est approché à des altitudes de 1900 m et plus, tourner à 180°, puis à nouveau dans le sens d'atterrissage

L'altitude pour effectuer le retour vers le sens d'atterrissage peut être estimée en utilisant l'équation suivante :

H=H NDBextér/2+500m.

Exemple : le NDB extérieur est survolé à l'altitude de 1900m.

**Altitude à laquelle le virage vers le sens d'atterrissage doit être fait :
H=1900/2+500=1450m.**

- Lorsque l'altitude estimée est atteinte, tourner dans le sens d'atterrissage
- avant le NBD extérieur sortir le train et régler la vitesse à 280 km/h
- La décision de sortir ou non les volets est basée sur l'altitude de survol du NDB extérieur (si l'altitude est de 600m l'atterrissage est fait volets rentrés ou en position de décollage)
- Après avoir dépassé le NDB extérieur, sortir les volets à 25° et maintenir la vitesse de 280 km/h
- Si la confiance en une correcte évaluation est totale et que l'atterrissage sur la piste est toujours possible, sortir les volets à 44°, régler la vitesse à 260 km/h
- Le point de fin de descente pour la pente calculée est situé à une distance de 100-200 m du début de la piste
- L'approche finale est effectuée en fonction de la vitesse verticale, si elle est de 10 à 15 m/s, l'approche est faite en deux temps. À l'altitude de 50 m faire un premier arrondi qui va ramener le point de descente finale au début de la piste et diminuer la vitesse verticale à 3-5 m/s. Le deuxième arrondi s'effectue de façon normale à une altitude de 8 à 10 m. Si l'altitude au-dessus du NDB externe est de 600 m, l'approche finale est effectuée de façon standard.

Atterrissage en vol plané sur le ventre

Si l'atterrissage ne peut pas être effectué sur l'aérodrome, le pilote doit choisir une zone appropriée pour un atterrissage forcé. L'atterrissage sur une surface inconnue se fait tous emports largués, trains rentrés et volets sortis.

Lorsque la surface appropriée est trouvée, régler la vitesse à 300 km/h, faire l'approche initiale, l'estimation et l'atterrissage.

- Si la confiance en une correcte évaluation est totale et que l'atterrissage sur la zone choisie est toujours possible, sortir les volets à 25° puis 44°, régler la vitesse sur la pente à 250 - 260 km/h
- vérifier que la manette est en position « STOP »
- À une altitude d'au moins 100 m., fermer la vanne d'arrêt de carburant, désactiver les disjoncteurs BATTERY, (NETW dans l'habitacle arrière) et GENERATOR EMERG.
- L'approche finale est effectuée en fonction de la vitesse verticale, si elle est de 10 à 15 m/s, l'approche est faite en deux temps. À l'altitude de 50 m faire un premier arrondi qui va ramener le point de descente finale au début de la piste et diminuer la vitesse verticale à 3-5 m/s. Le deuxième arrondi s'effectue de façon normale à une altitude de 8 à 10 m. Si l'altitude au-dessus du NDB externe est de 600 m, l'approche finale est effectuée de façon standard.

Si pendant la descente :

- La vitesse est constante, alors l'évaluation est correcte

- La vitesse est croissante, mais l'atterrissage sur la piste (surface choisie) est possible, malgré une altitude plus élevée que nécessaire devant être réduite à une valeur permettant un vol à vitesse constante (effectuer des glissements ou des virages consécutifs d'un côté à l'autre)
- La vitesse diminue, alors l'avion n'atteindra pas la piste (surface choisie)

CARACTÉRISTIQUES DE VOL



CARACTÉRISTIQUES DE VOL DU L-39C

Specifications principales

1. Vitesse air vraie maximale autorisée en vol horizontal (masse en vol de 4000 kg) :

a) moteur fonctionnant à la poussée maximale (N1hpc =106,8±1%)

au niveau du sol	km/h	702*
à 5000 m	km/h	757*
à 6000 m	km/h	760*
à 10000m	km/h	737

b) moteur fonctionnant à la poussée nominale (N1hpc =103,2±1%)

au niveau du sol	km/h	640*
à 5000 m	km/h	712*
à 6000 m	km/h	720*
à 10000m	km/h	694*

2. Vitesse verticale maximale (À la masse de décollage de 4300 kg) :

a) moteur fonctionnant à la poussée maximale (N1hpc =106,8±1%)

au niveau du sol	m/s	22
à 6000 m	m/s	10,8
à 10000m	m/s	3,4

b) moteur fonctionnant à la poussée nominale (N1hpc =103,2±1%)

au niveau du sol	m/s	16,3
à 6000 m	m/s	8
à 10000m	m/s	2,6

3. Plafond pratique (conditions standards, masse au décollage 4300 kg)

	m	11 500
--	---	--------

4. Temps minimal requis pour atteindre l'altitude de (conditions standards, masse au décollage 4300 kg)

a) moteur fonctionnant à la poussée maximale (N1hpc =106,8±1%)

6000 m	min	6,4
10000 m	min	16,9
Plafond pratique, quand depuis 10000m le moteur fonctionne à la poussée nominale	min	40

b) moteur fonctionnant à la poussée nominale (N1hpc =103,2±1%)

6000 m	min	8,6
10000 m	min	22,4
plafond pratique	min	40,8

5. Autonomie et durée de vol maximales, en vol à 5000 m avec 5% de réserve de carburant

- avec les réservoirs d'ailerons vides, 850 km ou 2 h 11 min
- avec les réservoirs d'ailerons pleins, 1015 km ou 2 h 35 min.

6. Roulage au décollage sur piste revêtue pour atteindre la vitesse de décollage de 185-190 km/h à la poussée moteur maximale, 480-530 m.

7. Roulage à l'atterrissage sur piste revêtue pour une vitesse IAS d'atterrissage de 180 km/h avec utilisation des freins, 650-690 m.

* : Les vitesses indiquées ici le sont pour des conditions standards (ISA)

Vitesses typiques en palier

- minimale (vitesse de décrochage)
- Croisière
- Maximale

La vitesse minimale (vitesse de décrochage) est celle à laquelle la portance est maximale (Cy-1.31). En configuration de vol au poids de 4100 kg elle est de 180 km/h, en configuration de décollage -165 km/h, et en configuration d'atterrissage - 145 km/h. Pour des raisons de sécurité, le vol est autorisé à partir d'une vitesse légèrement supérieure à la vitesse minimale appelée vitesse d'évolution, égale à 200 km/h.

La vitesse de croisière est celle à laquelle la traînée aérodynamique est minimale. Le vol horizontal à la vitesse de croisière est effectué à l'incidence optimum de 7° quand le coefficient aérodynamique (ratio portance - traînée) est au maximum. En configuration de vol à la masse de 4100 kg cette vitesse est de 300 km/h à $\alpha_{opt} - 7^\circ$.

La vitesse maximale en vol horizontal est atteinte lorsque le moteur produit la poussée maximale

La vitesse maximale autorisée ne doit jamais être dépassée en raison des limites structurelles de l'avion, de sa maîtrise et de sa stabilité.

En configuration de vol à la masse de 4100 kg cette vitesse au niveau du sol est de 900 km/h.

Pour des raisons de maîtrise et de stabilité (pour éviter d'être entraîné dans un piqué), la vitesse maximale est limitée par le nombre de Mach.

En configuration de vol à la masse de 4100 kg en conditions standard M.autorisé = 0,8, correspondant à une vitesse au niveau de la mer de 900 km/h.

Jusqu'à l'altitude de 1300m la vitesse maximale est principalement limitée par la limite structurelle de l'avion, le pilote doit contrôler l'IAS.

À des altitudes supérieures à 1300 m, la vitesse maximale est limitée par la stabilité et le contrôle, le pilote doit surveiller le nombre de Mach.

La vitesse maximale autorisée diminue avec l'augmentation de l'altitude,

Le L-39C en vol horizontal ne peut pas dépasser la limite de vitesse, mais il peut le faire en descente. Par conséquent, lorsque $Mach = 0,78 \pm 0,02$ est atteint les aérofreins sortent automatiquement. Ils créent un couple obligeant l'avion à sortir d'un piqué.

Pendant l'accélération, l'avion est stable et n'a aucune tendance au roulis. Lorsque la vitesse augmente, l'avion a tendance à sortir d'un piqué.

Plafond opérationnel

Le plafond pratique est l'altitude maximale utilisable par un aéronef.

Le plafond pratique du L-39C est l'altitude à laquelle la vitesse verticale est de 0,5 m/s, il est de 11500m.

méthode pour atteindre le plafond pratique :

après le décollage maintenir l'IAS à 400 km/h jusqu'à l'altitude à laquelle la TAS atteint 500 km/h, maintenir cette vitesse (TAS = 500 km/h) constante jusqu'à atteindre le plafond pratique.

Maniabilité de l'avion

Le mouvement du manche nécessaire pour changer le facteur de charge dépend de la vitesse : plus elle est élevée, plus l'avion est sensible.

Lorsque la vitesse augmente de 300 à 600 km/h, le mouvement du manche nécessaire pour créer le même facteur de charge est divisé par 4.

Les ailerons sont efficaces jusqu'à la vitesse de décrochage.

Le taux de roulis maximal lorsque les ailerons sont entièrement déviés à la vitesse de 380 km/h est de 140°/s.

Il n'y a pas d'inversion de commande de gouverne quelle que soit la vitesse.

L'angle de glissement maximal atteint lorsque le palonnier est en butée est de 10°.

Lorsque le palonnier est en butée, le roulis d'équilibrage requis à une vitesse de 230 km/h est d'environ 10°, à 280 km/h - 15°.

Équilibre de l'avion en vol horizontal

En configuration de vol à la masse de 4100 kg, avec le trim de l'élévateur à 0° et le manche au neutre l'avion est équilibré à la vitesse de 380 km/h avec un très faible effort de poussée sur le manche.

Lorsque la vitesse est supérieure à 380 km/h l'effort de poussée sur le manche augmente pour équilibrer l'avion.

Lorsque la vitesse est inférieure à 380 km/h pour équilibrer l'avion, le manche doit être poussé légèrement vers l'avant et au fur et à mesure de la baisse de vitesse tiré vers le pilote.

Pour supprimer les forces aérodynamiques sur le manche le trim doit être utilisé. L'avion en configuration de vol peut être équilibré à l'aide du trim dans toute la plage de vitesse en vol horizontal constant.

Changement d'équilibre en fonction de la configuration :

- Durant la sortie des trains et des volets à 25° un couple à piquer devant être compensé en tirant sur le manche se produit
- Lors de l'extension des volets à 44° se produit un autre couple à piquer qui devrait normalement être compensé en tirant sur le manche, mais simultanément le servo-compensateur d'extension se déclenche compensant totalement ce couple (effort de traction sur le manche), le pilote doit donc pousser le manche
- Pendant la sortie des aérofreins, un couple à monter se produit, ce qui devrait être compensé en poussant le manche vers l'avant

Lorsque le régime du moteur augmente de IDLE à TAKE OFF, un couple à monter apparaît, donc le manche doit être légèrement poussé.

SUPPLÉMENTS



SUPPLÉMENTS

Données des terrains d'atterrissages (Caucase)

Aérodrome	Piste	TACAN, canal	ILS	RSBN canal		NDB extérie ur, kHz	NDB intérieur , kHz	Fréquences communication de la tour, MHz
				N	P			
UG23 Gudauta - Bambora (Abkhazie)	15-33, 2500m						395 (33)	209.00/130.0/40.20 /4.20
UG24 Tbilisi - Soganlug (Géorgie)	14-32, 2400m							218.0/139.0/42.0 /4.65
UG27 Vaziani (Géorgie)	14-32, 2500m	22X (VAS)	108.75					219.0/140.0/42.20 /4.70
UG5X Kobuleti (Géorgie)	07-25, 2400m	67X (KBL)	07 ILS - 111.5			870	490	212.0/133.0/40.80 /4.35
UGKO Kutaisi - Kopitnari (Géorgie)	08-26, 2500m	44X (KTS)	08 ILS - 109.75				477 (08)	213.0/134.0/41.0 /4.40
UGKS Senaki - Kolkhi (Géorgie)	09-27, 2400m	31X (TSK)	09 ILS - 108.9			335	688	211.0/132.0/40.60/ 4.30
UGSB Batumi (Géorgie)	13-31, 2400m	16X (BTM)	13 ILS - 110.3				430 (31)	210.0/131.0/40.40 /4.25
UGSS Sukhumi - Babushara (Abkhazie)	12-30, 2500m					489	995	208.0/129.0/40.0 /4.15
UGTB Tbilisi - Lochini (Géorgie)	13-31, 3000m		13 ILS - 110.3 31 ILS - 108.9			342 (13) 211 (31)	923 (13) 435 (31)	217.0/138.0/41.80 /4.60
URKA Anapa - Vityazevo (Russie)	04-22, 2900m					443	215	200.0/121.0/38.40/ 3.75
URKG Gelendzhik (Russie)	04-22, 1800m						1000	205.0/126.0/39.40/ 4.00
URKH Maykop - Khanskaya (Russie)	04-22, 3200m			34	36 (04)	288	591	204.0/125.0/39.20 /3.95
URKI Krasnodar - Centre (Russie)	09-27, 2500m			40	38 (09)	625	303	201.0/122.0/38.60 /3.80
URKK Krasnodar - Pashkovsky (Russie)	05-23, 3100m					493	240	207.0/128.0/39.80 /4.10
URKN Novorossiysk (Russie)	04-22, 1780m							202.0/123.0/38.80 /3.85

URKW Krymsk (Russie)	04-22, 2600m			28	26	408	803	203.0/124.0/39.0/3 .90
URMM Mineralnye Vody (Russie)	12-30, 3900m		12 ILS - 111.7 30 ILS - 109.3			583	283	214.0/135.0/41.20/ 4.45
URMN Nalchik (Russie)	06-24, 2300m		24 ILS - 110.5			718 (24)	350 (24)	215.0/136.0/41.40/ 4.50
URMO Beslan (Russie)	10-28, 3000m		10 ILS - 110.5			1050 (10)	250 (10)	220.0/141.0/42.40/ 4.75
URSS Sochi - Adler (Russie)	06-24, 3100m		06 ILS - 111.1				761 (06)	206.0/127.0/39.60/ 4.05
XRMF Mozdok (Russie)	08-27, 3100m			20	22	525	1065	216.0/137.0/41.60/ 4.55

Données des terrains d'atterrissage (NTTR)

Aérodroma	Piste	TACAN, canal	ILS	Fréquences communication de la tour, MHz
KXTA Groom Lake AFB (USA)	14L-32R 3500m	18X (GRL)	32 ILS - 109.30 (GLRI)	252.0/123.0/38.8
KINS Creech AFB (USA)	13-31 1500m, 08-27 2700m	87X (INS)	13 ILS - 108.5 (ICRS)	251.0/122.0/38.6
KLSV Nellis AFB (USA)	03L-21R 3000m, 03R-21L 3000m	12X (LSV)		254.0/125.0/39.2
KLAS McCarran International (USA)	07R-25L 3100m, 07L-25R 3300m, 01R-19L 2500m, 01L-19R 2500m	116X (LAS)	25 ILS - 111.75 (IRLE)	253.0/124.0/39.0

Sources

1. Самолёт Л-39 Руководство по лётной эксплуатации. Москва, Военное издательство, 1988.
2. Самолёт Л-39 Часть 1 Самолёт и двигатель. Москва, Военное издательство, 1980.
3. Самолёт Л-39 Часть 2 Авиационное и радиоэлектронное оборудование. Москва, Военное издательство, 1990.
4. Самолёт Л-39 Часть 3 Вооружение и его боевое применение. Москва, Военное издательство, 1988.
5. Практическая аэродинамика учебных реактивных самолётов Часть 2 Практическая аэродинамика самолёта Л-39. Под. ред. Н.М. Лысенко. Москва, Военное издательство, 1985.
6. Техническая документация самолёта Л-39. Книга 1, Лётные характеристики, 1974.
7. Техническая документация самолёта Л-39. Книга 14, Инструкция лётчику, 1976.

- <http://www.l-39.cz>
- <http://www.airliners.net>
- <http://www.airwar.ru>
- <http://theworldofmark.com>
- <http://aerobaticteams.net>
- <http://letaem-vmeste.livejournal.com>
- <http://airspotter.eu>
- <http://www.razlib.ru>

Eagle Dynamics

Gestion

Nick Grey	Project Director, Director of The Fighter Collection
Igor Tishin	Project Development Manager, Director of Eagle Dynamics, Russia
Andrey Chizh	Assistant Development, Producer, technical documentation, game design
Matt "Wags" Wagner	Producer, game and technical documentation, game design
Matthias "Groove" Techmanski	European Manager
Alexander Pidchenko	Project Manager

Programmeurs

Alexander Oikin	Lead programmer
Dmitry Baikov	System, multiplayer, sound engine
Ilya Belov	GUI, map, input
Maxim Zelensky	AC, AI AC, flight dynamics, damage model
Andrey Kovalenko	AI AC, avionics
Evgeny Pod'yachev	Plugins, build system
Timur Ivanov	Effects, graphics
Oleg "Olgerd" Tischenko	Avionics
Konstantin Tarakanov	GUI, mission editor
Eugeny Panov	AI
Michael Ershov	AI
Alexey Saenko	Graphics
Alexey Militov	Effects

Grigory Manukyan

Graphics

Roman "Made Dragon" Deniskin

Aircraft systems, flight dynamics

Alexander Mishkovich

AC systems, avionics, failures, damages, incockpit helper

Artistes

Pavel "DGambo" Sidorov

Lead artist

Alexander "Skylark" Drannikov

GUI graphic, AC models

Timur Tsigankov

AC, vehicles, ships, weapons models

Eugeny "GK" Khizhnyak

AC, vehicles

Maxim Lysov

AC models

Son

Konstantin "btd" Kuznetsov

Sound Engineer, Music Composer

Assurance Qualité

Valery "USSR_Rik" Khomenok

Lead Tester

Ivan "Frogfoot" Makarov

Essais

Alexander "BillyCrusher" Bilievsky

Essais

Nikita "Nim" Oprelidenkov

Essais

Oleg "Dzen" Fedorenko

Essais

Support scientifique

Dmitry "Yo-Yo" Moskalenko

Modèles mathématiques de la dynamique de vol, des systèmes et de la balistique

IT et support clients

Konstantin "Const" Borovik

Administrateur système et réseau, WEB, forum

Andrey Filin

Administrateur système et réseau, support client

Konstantin "MotorEAST" Kharin

Support clients

Localisation

Alexey "Mode" Chistyakov

Gestionnaire de localisation

Vitaliy "Zulu" Marchuk

Traduction anglaise

Julia "Umka" Marchuk

Traduction anglaise

Équipe testeurs

Anthony "Blaze" Echavarria

Christopher "Mustang" Wood

Daniel "EtherealN" Agorander

Danny "Stuka" Vanvelthoven

Darrell "AlphaOneSix" Swoap

Dmitry "Laivynas" Koshelev

Dmity "Simfreak" Stupnikov

Edin "Kuky" Kulelija
Erich "ViperVJG73" Schwarz
Evan "Headspace" Hanau
Gareth "Maverick" Moore
Gavin "159th_Viper" Torr
George "GGTharos" Lianeris
Grayson "graywo1fg" Froberg
Jeff "Grimes" Szorc
John "Speed" Tatarchuk
Jurgen "lion737" Dorn
Kairat "Kairat" Jaksbaev
Matt "mdosio" Dosio
Matthias "Groove" Techmanski
Norm "SiThSpAwN" Loewen
Peter "Weta43" McAllister
Phil "Druid_" Phillips
Philippe "Phil06" Affergan
Raul "Furia" Ortiz de Urbina
Roberto "Vibora" Seoane Penas
Scott "BIGNEWY" Newnham
Serge "eekz" Goretsky
Stephen "Nate--IRL--" Barrett
Steve "joyride" Tuttle
Vadim "Wadim" Ishchuk
Valery "=FV=BlackDragon" Manasyan
Victor "vic702" Kravchuk

Werner "derelor" Siedenbourg

William "SkateZilla" Belmont

Zachary "Luckybob9" Sesar

Crédits : Traduction française

Clément "**Azrayen**" Bakès

Gaëtan "**Cameleon33**" Delaporte

Marc "**Marsupilami**" Michault

Bruno "**caramel**" Pelfort

Erwan "**Erforce**" Quémé

Remerciements

Oleg K – Subject Matter Expert

Rudolf Andoga - Subject Matter Expert

Andrey "d3m0" Mogila – for help with manuals

Shelby Stricklen – for L-39 photos

Макс Скрябин – for L-39 photos

Ястреб – for L-39 photos

Photos du L-39 - Andriy Pilschikov