



THE FIGHTER COLLECTION



Eagle Dynamics

DCS

L-39
ALBATROS



DCS: L-39 Albatros

Flughandbuch

Inhaltsverzeichnis

GESCHICHTE	8
Entwicklung der L-39	8
Weitere Entwicklung und Modernisierung der L-39.....	21
L-39ZO (X-09).....	21
L-39ZA (X-11).....	22
L-39C Die Fliegende Schulbank.....	24
L-39 In lokalen Konflikten	28
Aktuelle Entwicklung	29
Kunstflugstaffeln auf L-39C	31
Varianten	35
FLUGZEUGÜBERSICHT	40
Allgemeine Beschreibung der L-39C.....	40
Design	42
Flugzeugzelle.....	44
Cockpits	47
VS1-BRI-Schleudersitz.....	51
Hydrauliksystem	51
Haupthydrauliksystem	52
Steuerwerk.....	63
Bedienelemente und Anzeigen für die Trimmung im vorderen und hinteren Cockpit	65
Umgebungskontrollsystem	67
Klimaanlage.....	68
Treibstoffsystem.....	72
Reihenfolge der Treibstoffverwendung	73
Anzeiger	75
Feuerlöschsystem	75
Brandmelde- und Anzeigesystem	76
Feuerlöschsystem.....	77
Vereisungsschutzsystem.....	79
Bedienelemente und Signalleuchten des Vereisungsschutzsystem	80

AI-25TL-Triebwerk.....	81
Allgemeine Spezifikationen, Betriebsgrundlagen und Haupttriebwerksdaten	81
Hauptspezifikationen und Betriebsgrenzen des Triebwerks.....	94
Avionik-Ausrüstung	95
Elektrische Ausrüstung.....	95
Beleuchtungssystem	105
COCKPIT L-39C	117
Vorderes Cockpit.....	117
Instrumentenbrett	118
Linkes Bedienfeld	120
Rechtes Bedienfeld	122
Hinteres Cockpit.....	124
Instrumentenbrett	125
Linkes Bedienfeld	127
Rechtes Bedienfeld	129
Instrumente	131
Flug- und Navigationsinstrumente	131
FLUG-STANDARDVERFAHREN	168
STRUKTURELLE EINSCHRÄNKUNGEN DER L-39.....	168
Vorbereitungen für den Triebwerkstart.....	170
Kaltstart.....	170
Durchführung des Triebwerkstarts	172
Nachdem das Triebwerk gestartet wurde.....	177
Vorbereitung und Durchführung des Rollens.....	179
CIRCLE PATTERN TRAININGSFLUG.....	180
Start	180
Starts und Landungen mit Seitenwind	190
Abschalten des Triebwerks	190
CIRCLE PATTERN TRAININGSFLUG.....	191
Kunstflug.....	192
Allgemeine Informationen	192

Flugverhalten der L-39 bei minimaler Fluggeschwindigkeit.....	193
Trudeln	194
EINSATZ DES RSBN-5S («ISKRA-K») BEI DER NAVIGATION.....	196
«NAVIG» MODUS (Navigationsmodus)	196
Annäherung an den Flugplatz und Landeanflug mithilfe des RSBN-5S («ISKRA-K»).....	198
Landeanflug unter Zuhilfenahme des RKL-41.....	203
Kampfeinsatz	206
Bewaffnung.....	206
Bombenbewaffnung	206
Ungelenkte Waffen.....	207
Gelenkte Raketen.....	208
Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im vorderen Cockpit:	210
Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im hinteren Cockpit	211
Ziel- und Kameraausrüstung.....	212
ESKR-46-Signalfackeln	216
Flugvorbereitung für den Angriff auf Bodenziele	218
Formel zur Berechnung der fiktiven Zielgröße	218
Einsatz von Bomben	218
Ungelenkte Raketen.....	223
Kampfeinsatz gegen Luftziele	227
L-39ZA	232
Einführung	232
Allgemeine Beschreibung der L-39ZA	232
Betriebsgrenzen.....	235
Cockpitausrüstung	236
Vorderes Cockpit.....	236
Hinteres Cockpit.....	242
Flugzeug- und Triebwerksysteme.....	243
Treibstoffsystem	243
Das Triebwerk-Überhitzungsschutzsystem: PT-12.....	247
Flugzeugausrüstung	247

Bewaffnung und Kampfeinsatz.....	249
Bewaffnung	249
Bombenbewaffnung.....	249
Raketenbewaffnung.....	253
Raketenbewaffnung.....	255
GS-23L-Bordkanone.....	257
PK-3-Maschinenkanonenbehälter	259
Bedienungen und Signalleuchten im vorderen Cockpit.....	262
Waffenbedienfeld	262
Zentrales Bedienfeld	263
Bedienfeld für R-3S, R-60 und GS-23.....	264
Signalleuchtenfelder	265
Einsatz von un gelenkten Bomben.....	265
Einsatz un gelenkter Raketen.....	269
Luft-Luft-Raketen.....	272
Einsatz der GS-23-Bordkanone gegen Bodenziele.....	275
Einsatz der PK-3-Maschinenkanonenbehälter gegen Bodenziele	278
NOTFALLPROZEDUREN.....	283
Motorausfall.....	283
Triebwerkstart in der Luft	283
Unbeabsichtigte Veränderung oder unveränderliche Triebwerkdrehzahl	284
Feuer im Triebwerk	286
Verdichter-Pumpen.....	286
Fahrwerk-Ausfall und Notausfahren des Fahrwerks	287
Ausfall des ADI (Künstlicher Horizont)	288
Ausfall des GMK-1AE	288
Unbeweglichkeit der Landeklappen	288
Öldruckverlust im Triebwerk	289
Ausfall des Pitot-Systems.....	289
Bingo-Treibstoff	291
Ausfall des Hauptgenerators	291

Ausfall des Haupt- und Notgenerators.....	292
Zerstörung der Cockpithaube.....	292
Rauchentwicklung im Cockpit / Druckabfall im Cockpit	293
Notlandung	293
Landung ohne Antrieb.....	294
Bauchlandung ohne Antrieb.....	295
Typische Fluggeschwindigkeiten im Horizontalflug	299
Dienstgipfelhöhe.....	300
Flugzeugsteuerung	300
Flugzeugstabilität entlang der Längsachse im Horizontalflug.....	300
ZUSÄTZE	303
Flugplatzdaten Kaukasus-Karte.....	303
Flugplatzdaten der Nevada-Karte.....	304
Quellen	305
Eagle Dynamics	306
Management.....	306
Programmierer	306
Künstler.....	307
Sound	307
Qualitätssicherung.....	307
Wissenschaftliche Unterstützung	308
IT und Kundenbetreuung.....	308
Lokalisierung	308
Tester	309
Besonderer Dank an.....	310

GESCHICHTE



GESCHICHTE

Entwicklung der L-39

Die Entwicklung und Produktion von Flugzeugen waren schon immer ein hoch priorisiertes Betätigungsfeld der auf der Weltbühne führenden Länder. Allerdings gab es etliche kleinere Staaten, die ebenfalls Flugzeuge entwickelten und einen Ehrenplatz in der Geschichte der Luftfahrt einnahmen. Eines von ihnen ist die Tschechoslowakei. Am 1. Januar 1993 teilte sich das Land friedlich in die Tschechische und die Slowakische Republik. Dabei richtete sich die Luftfahrtindustrie unter anderem auf die Herstellung von Düsenflugzeugen zur Ausbildung ("Jet Trainer") aus. Die L-39C "Albatros" wurde einer der meistproduzierten Jet Trainer, direkt nach der amerikanischen T-33, der sowjetischen MiG-15UTI und ihres Landmanns L-29 "Dolphin" ("Delfin").



Abbildung 1: L-29 "Delfin"1

1956 entwickelt, setzte sich die L-29 "Delfin" in einem Wettbewerb gegen andere Jet Trainer des Warschauer Pakts durch. Sie markierte eine neue Ära in der Pilotenausbildung, war sehr einfach zu pilotieren, robust und anspruchslos in der Wartung. Gleichzeitig weist dieses Flugzeug etliche Nachteile auf und Versuche zur Weiterentwicklung des Flugzeugs zeigten, dass die L-29 nur ein sehr begrenztes Modernisierungspotential hat. Abgesehen davon entstanden durch die schnelle Evolution der Luftfahrt neue Anforderungen an die Ausbildung der Piloten. Daher bestand auch eine Notwendigkeit für einen neuen Jet Trainer.

Das Nationale Verteidigungsministerium (MND) der Tschechoslowakei bestellte das Flugzeug offiziell. Das MND begann 1963, die technischen Spezifikationen zu entwickeln. Die Arbeiten geschahen in Zusammenarbeit mit dem Hauptkunden, dem Nationalen Verteidigungsministerium der Sowjetunion. Insbesondere wurde gefordert, die positiven Eigenschaften der L-29 beizubehalten, das Schub-Gewicht-Verhältnis zu erhöhen und die Zuverlässigkeit beim Einsatz auf unbefestigten Startbahnen zu verbessern. Es wurde darauf hingewiesen, dass die Höchstgeschwindigkeit 700 km/h nicht überschreiten sollte. Besondere Aufmerksamkeit wurde den Kanzeln von Ausbilder und Auszubildendem zuteil. Sie sollten denen der Kampfflugzeuge gleichen.

Diese Aufgabe wurde an das von Jan Vlček vom Luftfahrtforschungsinstitut in Letňany (LVÚ, heute Luftfahrtforschungs- und Versuchsinstitut a.s. – VZLÚ) geleitete Team übergeben. Karel Dlouhý war der Chefentwickler des Projekts.

Am 15. Juli 1964 standen die abschließenden Spezifikationen des neuen Jet Trainers bereit und die Bezeichnung L-39C "Albatros" für das neue Flugzeug war abgenommen. Nach eineinhalb Jahren Arbeit wurden alle Konstruktionsaktivitäten an Aero Vodochody übergeben, wohin sich auch Jan Vlček und sein Team begaben.

Von Beginn an setzte Jan Vlček auf das Konzept eines klassisch freitragenden Tiefdeckers mit einziehbarem Dreipunkt-Fahrwerk und Tandem-Cockpit, in dem der Fluglehrer hinter dem Schüler sitzt. Für die L39C wurde eine trapezförmige Flügelform gewählt. Wie bei Jet Trainern üblich, wurde entschieden, die L-39C mit einem verstärkten Fahrwerk auszustatten. Um die Triebwerke vor losen Objekten zu schützen, wurden die Lufteinlässe an beiden Rumpfsseiten oberhalb der Tragflächen angeordnet. Für die Ausbildung an den Waffen konnten zwei Außenlaststationen installiert werden. Die Wartung des Flugzeugs am Boden war wohl durchdacht, insbesondere Größe und Lage verschiedener Inspektionsklappen wurden mit bedacht so gewählt, dass die Bodenwartung so weit wie möglich erleichtert wurde.

Sehr viel Aufmerksamkeit wurde der Wahl des Antriebs gewidmet. Aus Sicht der Zuverlässigkeit wären zwei Triebwerke vonnöten gewesen, doch diese hätten zu höherem Gewicht und Treibstoffverbrauch geführt. Diese Nachteile überzeugten den Chefkonstrukteur davon, dass ein Triebwerk ausreichte, insbesondere unter Berücksichtigung verbesserter Zuverlässigkeit von Strahltriebwerken. Hinsichtlich des Triebwerks war zunächst geplant, das tschechische M-270 Triebwerk mit bis zu 2.500 kgF (ca. 24,5 kN) Schub zu verwenden, an dem die Prager "Motorlet" Werke arbeiteten. Die sowjetische Seite bestand jedoch auf der Installation des AI-25 Mantelstromtriebwerks mit 1450 kgF (ca. 14,2 kN) Schub, das sich in der letzten Entwicklungsphase durch das "Progress" Konstruktionsbüro unter Leitung von A.G. Iwtschenko in Saporoschje befand. Schlussendlich wurde das AI-25 ausgewählt, weil das Prager Triebwerk etwas zu groß für den leichten Jet Trainer war. Abgesehen davon war nach

Prüfstandversuchen offensichtlich, dass die operative Entwicklung dieses Triebwerks nicht schnell abgeschlossen werden konnte.

Zwischen 1964 und 1966 wurden Modelle in den Maßstäben 1:4, 1:5 und 1:25 in den Windkanälen des LVÚ getestet. Auf Grundlage der Ergebnisse dieser Tests wurde die Form der Tragflächen, der Lufterlässe und zahlreicher anderer Komponenten fertig gestellt. Im Februar 1967 stand ein Holzmodell des Flugzeugs bereit und das Komitee zur Prototypenfertigung nahm seine Arbeit auf.

Im selben Jahr wurde ein in Letňany hergestelltes Modell in den Hochgeschwindigkeits-Windtunneln des "ZAGI" (Zentrales Aerohydrodynamisches Institut) in der Nähe von Moskau getestet. Ähnliche Tests wurden in der Tschechoslowakei fortgeführt. Bis Ende 1968 waren alle aerodynamischen Tests abgeschlossen.



Abbildung 2: Modell der L-39 im Maßstab 1:12

In der Zwischenzeit bereitete sich das Motorlet-Werk auf die Lizenzproduktion des sowjetischen Triebwerks vor, dem die lokale Bezeichnung AI-21W ("W" für "Walter", der ursprüngliche Name des Werks) zugewiesen wurde. Zu Beginn wurde entschieden, ein kleineres Los dieser Triebwerke zu produzieren. Zahlreiche Einheiten dieses Loses wurden auf dem Prüfstand in Prag und mit dem fliegenden Labor, einer Il-28 der LVÚ, getestet. Aufgrund der Tatsache, dass das AI-25 anfänglich nicht genügend Schub produzieren konnte, begannen die tschechischen Ingenieure mit seiner Modernisierung. Bald darauf wurde die Entscheidung gefällt, dass alle Maschinen der Serienproduktion das von den Progress Werken (heute Motor Sich Aktiengesellschaft) in Saporoschje gelieferte, verbesserte AI-25TL Triebwerk mit 1.720 kgF (ca. 16,9 kN) Schubkraft erhalten sollten.

Es war geplant, den von Jiří Matějček beim LVÚ entwickelten VS-1 Schleudersitz im Flugzeug zu verbauen. Abgesehen vom Ausschussmechanismus musste der Sitz noch mit Treibladungen für den Ausschuss des Sitzes am Boden ausgestattet werden. 1967 entwickelten die Konstrukteure

verschiedene Prototypen und begannen mit den Bodentests. Im darauffolgenden Jahr wurden zahlreiche Prototypen des VS-1B Schleudersitzes hergestellt. Diese verfügten aufgrund von Verzögerungen in der Entwicklung noch nicht über die benötigten Treibladungen. Gleichzeitig wurden diese Sitze mit einer MiG-15UTI als fliegendem Labor getestet. Es wurden ungefähr 50 Ausschüsse durchgeführt. Diese zeigten, dass der Pilot das Flugzeug in Höhen von nicht weniger als 300 m sicher verlassen und der Schleudersitz in den ersten L-39C Prototypen verwendet werden konnte. Darüber hinaus wurden ebenfalls verschiedene Systeme der L-39C getestet.

Für Testzwecke wurden sieben L-39C Prototypen in einem Los gebaut. Fünf von ihnen, X-02, X-03, X-05, X-06 und X-07, waren für die Flugerprobung bestimmt, während X-01 und X-04 jeweils für statische und Ermüdungstests vorgesehen waren. Aero Vodochody war das Hauptwerk. Hier wurden die Nase und der mittlere Abschnitt des Rumpfs gefertigt sowie die Endmontage durchgeführt. Let in Kunovice fertigte die Tragflächen und Rudy Letov in Prag das Heck und das Leitwerk.



Abbildung 3: Prototyp X-023

Im Frühjahr 1968 war die Zelle für den Prototypen X-02 fertig. Produktion und Montage der Ausrüstung für X-02 waren im Herbst abgeschlossen. Aufgrund einer Verzögerung bei der Auslieferung des AI-25TL Triebwerks wurde ein AI-25W Triebwerk verbaut. Am 25. Oktober 1968 konnte das Flugzeug erstmals den Hangar verlassen. Die Bodentests begannen auf dem Werksflugplatz, wobei besondere Aufmerksamkeit auf den Betrieb des Triebwerks, des Fahrwerks der Steuerung und der Tragflächenmechanik gelegt wurde. Die Tests wurden durch den Chefpiloten von Aero Vodochody, Rudolf Duchoň, ausgeführt. Am 28. Oktober 1968 beschleunigte das Flugzeug dreimal auf 175 km/h bei abhebendem Bugfahrwerk. Der Pilot notierte ein gutmütiges Verhalten des Flugzeugs, eine gute Bremswirkung und eine überraschend gute Sicht aus dem Cockpit.

Nach der Behebung kleiner Probleme wurde die L-39C für ihren Jungfernflug vorbereitet. Sie trug die zivile Registrierung OK-32 (später in OK-180 geändert) auf dem Rumpf. Am 4. November 1968 lies Duchoň das Flugzeug zum ersten Mal abheben. Dieser Start wurde ohne Klappen durchgeführt. Die Wirksamkeit der Klappen wurde in einer Höhe von 1000 m überprüft, wobei der Pilot schätzte, dass sich das Flugzeug mit ausgefahrenen Klappen bis zu einer Geschwindigkeit von gerade einmal 160

km/h in der Luft halten würde. Während des Jungfernflugs wurden die Luftbremsen, das Ausfahren und Einziehen des Fahrwerks und das Triebwerksverhalten in unterschiedlichen Betriebsmodi getestet. Das Flugzeug landete schließlich mit den Klappen in Startstellung. Die Dauer des Flugs betrug 35 Minuten.



Abbildung 4: Landung von X-02 nach dem Jungfernflug⁴

Buchstäblich 10 Minuten nach der Landung musste Duchoň erneut abheben. Hochrangige Funktionäre waren auf dem Werksflugplatz erschienen, woraufhin entschieden wurde, eine Flugschau mit Einzel- und Gruppenkunstflügen für sie zu veranstalten. Zuerst überflog X-02, begleitet von einer einsitzigen L-29A mit ausgefahrenen Luftbremsen und angeschaltetem Landelicht das Flugfeld. Später folgten Vorbeiflüge in hoher Geschwindigkeit, die mit spektakulären Steig- und Wendemanövern abgeschlossen wurden. Die Gäste waren von dieser improvisierten Flugschau beeindruckt.

Nach diesen Flügen kehrte X-02 in das Werk zurück, wo kleinere Verbesserungen des Steuersystems abgeschlossen wurden. Am 2. Dezember 1968 wurde das Flugzeug den Repräsentanten der Abnehmerstaaten vorgestellt.



Abbildung 5: Nach dem Jungfernflug von X-02 (v. l. n. r.): Jan Viček, Rudolf Duchoň, Karel Dlouhý.5

Überhaupt folgten die Tests einem geplanten Ablauf. Es wurden Flüge mit hohem Anstellwinkel, komplexe Kunstflugmanöver und zahlreiche experimentelle Flüge zur Erprobung des Anti-Trudel-Fallschirms durchgeführt. Dabei wurde nachgewiesen, dass ein solcher Fallschirm nur eine sehr geringe Wirksamkeit zeigte. Starts und Landungen wurden auf der unbefestigten Rollbahn des LVÚ in Letňany durchgeführt. Während eines dieser Tage wurde die gute Beherrschbarkeit der L-39C nachgewiesen, als das Flugzeug bei Querwinden von 10 m/s, in Böen bis 14 m/s, landete. Von Zeit zu Zeit wurden die Flüge für die weitere Entwicklung unterbrochen. Beispielsweise begann die Klimatisierung des Cockpits zu funktionieren und im Frühling 1969 wurden neue Flügelwurzelverkleidungen installiert.

Zu dieser Zeit verursachte das Triebwerk zunehmende Besorgnis. Während eines dieser Flüge kam es zu häufigem, kurzzeitigem Pumpen des Triebwerks und am 19. März 1969 schaltete sich während eines Sturzflugs nach einem beendeten Trudeln das Triebwerk spontan ab. Duchoň benötigte all seine Fähigkeiten, um das Flugzeug erfolgreich zu landen. Untersuchungen zeigten, dass einige der Turbinenblätter beschädigt waren. Ungeachtet dieses Zwischenfalls schrieb der Chefpilot in seinem Bericht, dass der Gesamteindruck des Flugzeugs sehr gut wäre. Vor allem vermerkte er die unkomplizierte Landung und die großartigen Flugeigenschaften und erwähnte, dass die Flugleistungen nach Abschluss der Entwicklungsarbeiten herausragend sein würden.



Abbildung 6: Vorbereitung von X-03 auf den Jungfernflug.6

Am 4. Mai 1969 ließ Duchoň X-03, mit einem AI-25W Triebwerk ausgestattet, abheben. Dieses Flugzeug wies zahlreiche Unterschiede zu den bisherigen Flugzeugen auf. Es hatte anders dimensionierte Flügelwurzelverkleidungen, zusätzliche "Fenster" an den Seiten der Lufterlässe und einstellbare Trimmklappen am Seitenruder. Anschließend wurde X-03 an das LVÚ zur Fortführung des Testprogramms übergeben. Später ereignete sich ein weiterer Zwischenfall: Während eines Testflugs wurde die hintere Kabinenhaube abgerissen und verfehlte nur knapp das Leitwerk.

X-03 wurde auch für Experimentalflüge in Vereisungsbedingungen und zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit des VS-1BRI Schleudersitzes eingesetzt.



Abbildung 7: Test des VS-1BRI Schleudersitzes7

Am 23. September 1969 hob X-05, gesteuert von Duchoň, ab. Das Flugzeug war mit dem gleichen Triebwerk wie die Vorgänger ausgerüstet, hatte jedoch anders geformte Lufteinlässe und Flügelwurzelverkleidungen sowie zwei Außenlaststationen. Während der ersten acht Flüge wurde besonderes Augenmerk auf das Triebwerk gerichtet. Später, im Oktober, wurde das Flugzeug bei minimalen Geschwindigkeiten getestet und die Ingenieure sahen sich erneut mit Triebwerkspumpen konfrontiert.



Abbildung 8: X-058

Im April 1970 wurde X-05 für Tests des Flugverhaltens im Kunstflug eingesetzt. Während eines dieser Flüge wurde das höchstzulässige Lastvielfache überschritten, was zu einer Verformung der oberen Tragflächenschale führte. Die Tragfläche wurde zur Reparatur an den Hersteller geschickt und das alte

Triebwerk mit 50 Betriebsstunden durch ein neues ersetzt. Im Juli 1970 wurden die Flüge wieder aufgenommen. Ende August wurde das Triebwerk erneut gewechselt. Zwischen Ende Oktober und Anfang November fanden 16 Testflüge zur Untersuchung des Trudelvehaltens statt. Nach insgesamt 78 Trudelumdrehungen kamen die Piloten zu dem Schluss, dass sich das Flugzeug mühelos und ohne Verzögerung aus dem Trudeln ausleiten ließe. Während dieses Programms wurde das Triebwerk zweimal aufgrund schwerwiegender Probleme ausgetauscht. Bis zum Ende des Jahres 1975 absolvierte X-05 159 Flüge.

Am 28. April 1970 hob X-06 ab. Das Flugzeug verfügte über neu gestaltete Lufteinlässe und eine neue, von der französischen Truboméca lizenzierte und der tschechischen PBS Velká Bíteš produzierte, Hilfsturbine (Auxiliary Power Unit, APU) "Saphir-5". Am 1. Juli 1970 ließ sich das Fahrwerk während eines Landeanflugs nicht erwartungsgemäß ausfahren. Vlastimil David versuchte mehrfach, das Fahrwerk ein- und wieder auszufahren, blieb dabei aber erfolglos und sah sich zu einer Bauchlandung gezwungen. Die Untersuchung des Unfalls ergab einen Werksfehler als Unfallursache.



Abbildung 9: X-06 nach der Bauchlandung

Am 15. Dezember 1970 hob X-07 ab. Die "Siebente" war ursprünglich zur Verwendung des AI-25TL Triebwerks vorgesehen, aber zunächst musste das AI-25W Triebwerk eingesetzt werden. Bei diesem Flugzeug war die Form der Flügelwurzelverkleidung erneut geändert worden, außerdem war der Übergang zwischen Flügelspitze und Flügelspitzentank nun ebenfalls verkleidet. Einige der aus dem Betrieb der vorherigen Prototypen hervorgegangenen Entwicklungen wurden an der X-07 nicht verwendet, so etwa die einstellbaren Leitwerksflossen. Im Juli 1971 wurde das Steuersystem modifiziert. Um den Kraftaufwand für einen Höhenruderausschlag von mehr als 28° zu reduzieren, wurde ein spezieller Federmechanismus installiert und um den Kraftaufwand an den Ruderpedalen zu verringern, wurde der Stellantriebsausgleich um ein Viertel verlängert. Dadurch wurde die Handhabung des Flugzeugs während des Starts verbessert.

Zwischen Spätsommer und Herbst 1971 bestanden X-05 und X-07 Tests durch das Militär und brachten es dabei auf insgesamt 115 Starts und Landungen. Das Ingenieurteam leistete in dieser Zeit 590

Personentage, was einem Verhältnis von 39 Arbeitsstunden pro Flugstunde entspricht. Tatsächlich sagen einige "Erfolg in der Luft wird auf dem Boden geschmiedet!"

Während dieser Tests wurde erwähnt, dass einige Eigenschaften der "Siebenten" aufgrund ihres erhöhten Gewichts etwas von denen der anderen Prototypen abwichen, aber im Allgemeinen noch auf einem akzeptablen Niveau blieben.

Ende 1971 kam das lang ersehnte AI-25TL aus Saporoschje an. X-02 war der erste Prototyp, der Anfang 1972 dieses Triebwerk erhielt. Die Flugzeugzelle wurde verstärkt und einige andere Verbesserungen durchgeführt. Ende März 1972 wurde das AI-25TL auch in X-07 installiert. Durch das höhere Gewicht des neuen Triebwerks verschob sich allerdings der Schwerpunkt des Flugzeugs. Diese führte zu Änderungen der Auslegung der elektrischen Anlage, so wurden etwa die Batterien in die Flugzeugnase verlegt. Nach kurzen Tests durch die Werkspiloten wurden die Prototypen an das Militär zur Abnahme übergeben, die Anfang 1973 abgeschlossen wurde. Versuchsflüge zeigten, dass der höhere Schub zu signifikanten Verbesserungen der Flugleistungen führte. Auch wies das neue Triebwerk eine bessere gasdynamische Stabilität auf. Allerdings sank die Flugzeit leicht, verblieb aber auf einem insgesamt akzeptablen Niveau. Mit einem einzigen vollen Tank konnte die L-39 vierzehn siebenminütige oder elf neunminütige Umläufe oder zwei Flüge von jeweils 40 Minuten zum Kunstfluggebiet durchführen. Die Militärpiloten testeten X-07 hinsichtlich ihres Überziehverhaltens. Ihre Ergebnisse wichen nur minimal von den mit X-05 erfliegenen ab. Vor der Überziehung begann das Flugzeug mit zuckendem Steuerknüppel zu rütteln, gefolgt von einem Durchsacken der Nase und einer sanften, langsamen Rolle.



Abbildung 10: X-0710

Außerdem wurden X-02 und X-07 im Laufe des Jahres 1972 für spezielle Tests verwendet. Insbesondere wurde die neue Turbokühlung der Kabinenklimateuerung zu Beginn des Herbstes auf der "Zweiten" getestet. Ein umfangreiches Testprogramm der elektronischen Ausrüstung wurde auf der "Siebenten" durchgeführt.

Zu Beginn des Jahres 1973 wurde X-07 für die Überführung in die UdSSR, an ein Testprogramm der sowjetischen Regierung am GK NII WWS (Staatliches Wissenschaftliches Forschungsinstitut der Luftstreitkräfte, Träger des Rotbanner-Ordens), vorbereitet. Zu diesem Zeitpunkt entsprach das Flugzeug vollständig der Variante L-39C (Cvičná - Lehrflugzeug). Es hatte eine neue Lackierung erhalten, trug die roten Sterne, die Flugzeugnummer № 07 und war mit zusätzlicher Testausrüstung ausgestattet. Die Tests durch die Regierungsstellen begannen im Mai 1973. Die sowjetischen Piloten bildeten sich eine vorteilhafte Meinung von dem Flugzeug. Sie hielten fest, dass die L-39C alle an ein Lehrflugzeug gestellten Anforderungen erfüllte. Von den positiven Qualitäten des Flugzeugs wurden die folgenden besonders hervorgehoben: Die Vergleichbarkeit beider Cockpits mit denen von aktuellen Kampfflugzeugen, die hervorragende Sicht auf beiden Plätzen, das robuste Notfallsystem, die Möglichkeit, das Flugzeug auch ohne den Einsatz bodengestützter Dienste zu starten, sowie die Einsatztauglichkeit für die Luftkampf-Grundausbildung und (mit eingefahrenen Klappen) die Simulation des Landeanflugs einer MiG-21.

Es wurden auch einige Nachteile vermerkt, so etwa eine geringere Reichweite als ursprünglich definiert, höhere Landegeschwindigkeiten und eine längere Landerollstrecke. Die sowjetischen und die tschechischen Piloten hatten eine stark voneinander abweichende Auffassung hinsichtlich des Trudelverhaltens. Nach der Testprozedur des GK NII WWS durchgeführten Trudeltests zeigten eine "instabile und ungleichmäßige" Trudelcharakteristik, und dass das Flugzeug üblicherweise nach der dritten Umdrehung aus dem Trudeln austrat. Trotz der gefundenen Mängel wurde die Empfehlung ausgesprochen, die L-39C in den Dienst der Luftstreitkräfte der UdSSR zu stellen und Flugschulen mit ihr auszustatten.

Sobald die Reklamationen des Kunden eintrafen, begannen die Ingenieure mit ihrer Bearbeitung. Besondere Aufmerksamkeit wurde auf die Verbesserung des Trudelverhaltens der L-39C verwendet. Die Arbeiten wurden im Verlauf des Jahres 1974 an den Prototypen X-02 und X-07 durchgeführt. Viele unterschiedliche Konstruktionsansätze wurden dazu erarbeitet, darunter auch spezielle Ausbuchtungen an der Nase der "Zweiten". Obwohl Tests bewiesen, dass sie das Flugverhalten verbesserten, wurde entschieden, diese Lösung nicht zu verwenden. Schlussendlich wurden Einschränkungen des Anstellwinkels eingeführt und besser wirksame Methoden zum Ausleiten des Trudels entwickelt.

Ursprünglich war der Produktionsbeginn der L-39C für das Jahr 1971 geplant, doch der Umsetzung der Planung standen zahlreiche schwerwiegende Probleme entgegen. Zuallererst waren die Prototypen noch in der Erprobung und die endgültige Serienkonfiguration des Flugzeugs noch nicht festgelegt. Außerdem lag die Auslieferung des AI-25TL Triebwerks weit hinter dem Zeitplan zurück.

Aufgrund dieser Umstände wurde entschieden, ein erstes Los von 10 L-39C zu produzieren und diese mit AI-25W Triebwerken auszustatten, die allerdings noch vom MND zu beziehen waren.

Am 7. Dezember 1971 hob das erste Flugzeug dieses Produktionsloses ab und am 28. März 1972 wurden fünf Flugzeuge an die Flugschule in Košice überführt.



Abbildung 11: L-39V (Vlečná - Schlepper) – Einsitziger Zielschlepper für das Luftziel KT-0411

Wie geplant, wurden die L-39C des ersten Produktionsloses am dem Ende der Lebensdauer der AI-25W mit AI-25TL Triebwerken ausgerüstet. Dies geschah 1974. Im selben Jahr begann die Serienproduktion der L-39C, die bis 1999 fortgeführt wurde. Insgesamt wurden, ohne die ersten sieben Prototypen mit einzurechnen, mehr als 2.950 Flugzeuge gebaut. Die L-39C Ausbildungsvariante wurde mit 2.280 Einheiten die am häufigsten produzierte Version. Die Luftstreitkräfte der UdSSR bezogen 2.080 Flugzeuge, die jüngste am 25. Januar 1991.

1970 begann die Entwicklung von X-08 als Prototypen der Variante L-39V (Vlečná - Schlepper), einem einsitzigen Zielschlepper Für das Luftziel KT-04. Dieses Flugzeug war vom MND beauftragt worden. Im Juli 1972 wurde der Prototyp X-08 gebaut. Im hinteren Cockpit befand sich eine Schleppwinde mit einer Kapazität von bis zu 1.700 Metern 5 mm Schleppseil. Sie wurde durch eine L-03 Staudruckturbine unterhalb des Rumpfs angetrieben. Diese Variante verfügte über keine Luftbremsen. Das KT-04 Luftziel wurde in den Rudy Letov Werken unter Leitung von Jan Franc hergestellt. Es war ein Flugzeug in Ganzmetallbauweise mit einem Gewicht von 110 kg, einer Länge von 4,9 m und einer Spannweite von 5,3 m und war für Schießübungen von Piloten und Flugabwehrmannschaften vorgesehen. Vor dem Start wurde das auf einem Startwagen montierte KT-04 mit einer speziellen Halterung am Schleppseil befestigt. Während des Starts befand sich das KT-04 in einer Entfernung von 100 m hinter der L-39V. Nach Erreichen einer Geschwindigkeit von 230 km/h und in einer Höhe von 5 m löste sich der Startwagen vom KT-04. Die Betriebshöhe des Luftziels lag zwischen 500 und 2.500 m. Die Schleppgeschwindigkeit betrug 500 km/h bei einer Höchstgeschwindigkeit von 600 km/h. Der Abstand zwischen Flugzeug und Luftziel während der Schießübung betrug ungefähr 1.500 m. Nach dem Übungsschießen wurde das KT-04 ausgeklinkt. Dabei öffnete sich ein Fallschirm, an dem das Schleppziel zu Boden sank. Die Landung wurde durch einen ballonartigen Landungsdämpfer abgefedert, der sich selbsttätig mit der Auslösung des Fallschirms aufblies. Nach dem Austausch der beschädigten Teile konnte das Schleppziel erneut eingesetzt werden.

Die Tests der X-08 starteten im Oktober 1972 und beinhalteten 45 Flüge, davon 30 mit Schleppziel. Später wurde die "Achte" für Untersuchungen des Flugverhaltens bei niedrigen Geschwindigkeiten und des Vereisungsschutzsystems mit dem RIO-3-Vereisungssignalisator verwendet. Von Juli bis September 1973 wurden die militärischen Tests von X-08 und KT-04 durchgeführt. Zu dieser Zeit war die Schleppwinde mit einem hydraulischen Kabelschneider ausgestattet. Ein kleines Los von acht L-39V wurde 1976 produziert. Sie alle wurden von der Tschechoslowakischen Luftwaffe in Dienst gestellt, allerdings wurden zwei von ihnen später an die LSK/LV der DDR übertragen.

Es wurden mehrere Versuchsflugzeuge auf Basis der ursprünglichen L-39C entwickelt. Eines von ihnen wurde von der Tschechoslowakischen Luftwaffe als Aufklärungsflugzeug erprobt. Das Flugzeug war mit lokal entwickelten Aufklärungsbehältern an den Außenlaststationen ausgerüstet, die mit vier AFA-39 Kameras ausgestattet waren. Diese Version wurde allerdings nicht weiterentwickelt.

Die Zelle einer weiteren L-39C war Gegenstand von Ermüdungstests, aufgrund derer die erwartete Lebensdauer von 3.000 auf 4.500 Stunden angehoben werden konnte.

In der Sowjetunion wurde eine L-39C an der Michail-Gromow-Hochschule für Flugforschung (LII M. M. Gromow) in Schukowski als fliegendes Labor für die Erprobung von Flügelspitzenprofilen eingesetzt. Die Ergebnisse dieser Arbeiten flossen in die Entwicklung der Il-96 und der Tu-204 ein.

Weitere Entwicklung und Modernisierung der L-39

L-39ZO (X-09)

1973 wurde anlässlich eines Auftrags der Libyschen Luftwaffe mit der Entwicklung einer kampftauglichen Variante, der L-39ZO (Zahraniční Obchod – bewaffnete Exportvariante), begonnen.



Abbildung 12: L-39ZO der Libyschen Luftwaffe¹²

Es war geplant, dieses Flugzeug sowohl für die Pilotenausbildung als auch als leichtes Kampfflugzeug einzusetzen. Die L-39ZO verfügte über vier Außenlaststationen, die eine Reihe von Waffensystemen aufnehmen konnten. Dabei waren die inneren Stationen für jeweils 500 kg, die äußeren für jeweils 250 kg Lasten vorgesehen, wobei das Flugzeug allerdings nicht mehr als 1100 kg Außenlasten tragen konnte. Die neue L-39ZO erhielt verstärkte Tragflächen sowie ein verstärktes Fahrwerk. Die Erprobungsflüge mit der X-09 starteten am 25. Juni 1975 durch Juraj Šouc. Dabei wurde vor allem besonderes Augenmerk auf die Reaktion des Flugzeugs beim Abfeuern von Raketen, die Auswirkungen der Raketenabgase auf das Triebwerk und die Auswirkungen des Überlastbetriebs auf das Fahrwerk gelegt. Insgesamt erbrachten die Erprobungsflüge gute Ergebnisse, gleichwohl sich die Flugleistungen durch das erhöhte Startgewicht der L-39ZO etwas verschlechterten. Die schwerwiegendsten Probleme während der Erprobungsflüge von X-09 traten im Zusammenhang mit dem Abwurf der 150 und 350 Liter Außenbordtanks auf. Man stellte fest, dass sie sich nach der Abtrennung aufgrund des Luftstroms um ihre Querachse zu drehen begannen, Geschwindigkeit und Drehrichtung hingen von den aerodynamischen Kräften und Momenten ab. Es gab mehrere sehr unangenehme Situationen, in denen die Abwurf tanks gewissermaßen an den Tragflächen kleben blieben, und in einem Fall sogar bis nach der Landung am Pylon verblieben und erst beim Rollen abfielen. Dieses Problem wurde durch die

Ausstattung der Abwurf tanks mit horizontalen Leitblechen, die ein abwärts gerichtetes Moment erzeugten, behoben. Die Erprobungsflüge wurden im Juni 1976 abgeschlossen. Insgesamt wurden 347 Exemplare dieser Variante gebaut.

L-39ZA (X-11)

1974 beauftragte das MND eine weitere Waffeneinsatztrainer-Variante der L-39 mit der Bezeichnung L-39ZA (die Bedeutung der Abkürzung "ZA" ist unbekannt und findet sich nicht in öffentlich zugänglichen Quellen).

Im Gegensatz zu ihrer Vorgängerin, der L-39ZO, war das Flugzeug mit einem zweiläufigen 23-mm-GSh-2-23-Geschütz im Vorderteil des Rumpfs, unterhalb des Cockpits, ausgestattet. Dadurch wurden zahlreiche Änderungen des Rumpfs notwendig, so etwa die Verlegung zahlreicher Antennen, die Beplankung der Bugfahrwerksklappen mit Edelstahl, zum Schutz vor den heißen Abgasen und die Ausstattung des Fahrwerks mit breiteren Reifen.



Abbildung13: X-11 L-39ZA auf der Pariser Luftfahrtausstellung (Salon international de l'aéronautique et de l'espace, Paris-Le Bourget), Juni 1977

Am 16. Mai 1977 ließ Testpilot Juraj Šouc X-11 von der Startbahn abheben. Im selben Jahr wurde das Flugzeug, in weiß-grauem Tarnanstrich und mit der zivilen Registrierung OK-HXA zur Pariser Luftfahrtausstellung in Le Bourget entsandt. Es wurde ohne Bordgeschütz und mit zwei 350 Liter Abwurf tanks an den inneren Pylonen oder mit einem Abwurf tank und dem PFK-5 Aufklärungsbehälter ausgestellt. Das Flugzeug wurde sowohl am Boden, als auch in der Luft bei der Ausführung komplexer Kunstflugfiguren gezeigt. Im Anschluss daran absolvierte X-11 die militärische Erprobung an der Flugschule in Košice. Die Serienproduktion der L-39ZA wurde 1980 aufgenommen.



Abbildung 14: L-39ZA der Tschechischen Luftwaffe14

Aero Vodochody erzielte nur bescheidene Erfolge im Verkauf der neuen L-39 Varianten. Hauptsächlich kann dies mit der großen Anzahl an bereits in Dienst gestellter L-39C mit ihren großen Modernisierungsmöglichkeiten erklärt werden. Darüber hinaus sind viele Eigentümer mit der erweiterten Lebensdauer der Zelle nach traditioneller Wartung und bei gleichzeitig minimalen Kosten zufrieden. Als Ergebnis wurden in vielen Ländern Programme zur Verlängerung der Lebensdauer der L-39C um mehrere Jahre aufgelegt.

Im Heimatland der L-39 unterzeichneten das MND und Aero Vodochody im Juni 1999 eine Übereinkunft zur Generalüberholung und Modernisierung von acht L-39 aus dem letzten Los der Tschechischen Luftwaffe. In Folge dieser Übereinkunft wurden die Nase und Teile des Hecks der Flugzeugzelle, der Tragflächen und weitere Teile der Ausrüstung und Systeme ausgetauscht. Die Lebensdauer der Flugzeugzelle wurde auf 4.500 Stunden verlängert. Vergleichbare Arbeiten führte Aero Vodochody auch an acht ungarischen Flugzeugen durch, die dem Kunden am 25. August 2005 übergeben wurden.

Die Modernisierung der slowakischen L-39 wurden durch die Flugzeugwerft in Trenčín durchgeführt. Von 1996 bis 1997 wurde die erste Stufe der Lebensdauerverlängerung an sechs L-39 aus den Produktionslosen 1 und 4 aus den Jahren 1973 bis 1975 durchgeführt. Die Flugzeuge erhielten neue Nasen von noch nicht fertiggestellten Exemplaren. In der Zeit von 1999 bis 2000 wurde ein ähnliches Verfahren an zwei L-39V durchgeführt. Im selben Jahr kamen alle L-39 für die zweite Stufe der Modernisierung nach Trenčín. Diesmal wurden die Tragflächen und das Heck ersetzt. Danach erhielten die Flugzeuge moderne Avionik und verschiedene Ausrüstungsteile. Darunter befanden sich das AN/ARN-153(V) TACAN Radionavigationssystem, der ProLine II ADF-462 Radiokompass und GPS Empfänger von Rockwell Collins. Die modernisierten Flugzeuge erhielten die Bezeichnung L-39CM. Das erste Flugzeug dieser Baureihe mit der Markierung 0111 flog am 26. August 2003 und wurde von J. Kello und R. Rosenberg pilotiert.

Russland entwickelte ein eigenes, mehrstufiges Modernisierungsprogramm für ihre L-39C. Vorgesehen war, die Flugzeugzellen zu verstärken und die Lebensdauer auf 10.000 Stunden zu erhöhen, sowie vier Außenlaststationen zur Aufnahme der von 250 kg auf 900 kg erhöhten Zuladung anzubringen. Das Flugzeug sollte mit dem K-93 Schleudersitz, neuer Funkkommunikationsausrüstung und neuer Avionik, einschließlich des NK-39-Navigationskomplex, des SVR-93-Videoaufzeichnungssystems und der SOI-39-Anzeige, ausgerüstet werden. Die Ersatzteile sollten in russischen Werkstätten hergestellt werden. Das neue Flugzeug erhielt die Bezeichnung L-39MT, jedoch wurde das Projekt wurde nie durchgeführt, da die Russischen Luftstreitkräfte ein Programm zum Ersatz der L-39C durch die neue Yak-130 aufsetzten.

L-39C Die Fliegende Schulbank

Die geografische Verbreitung der L-39 ist sehr groß. Sie wurde überwiegend ihrem Einsatzzweck entsprechend verwendet. Üblicherweise fanden sich sowjetische und tschechische Piloten in der Rolle der Ausbilder. So arbeiteten beispielsweise zehn Spezialisten aus der Tschechoslowakei (Piloten und Techniker) von April 1978 bis Juni 1981 in Libyen. Die Intensität ihrer Arbeit lässt sich anhand der Gesamtzahl an Flugstunden des Fluglehrers Štefan Župko ermessen. Während seiner Tätigkeit in Libyen führte er 1.302 Flüge mit einer Flugdauer von insgesamt 511 Stunden und 25 Minuten durch. Die L-39 zeigte sich unter den rauen Bedingungen Nordafrikas (hohe Temperaturen, Sandstürme, usw.) anspruchslos und überlebensfähig. Lediglich ein schwerer Unfall ereignete sich während dieser Zeit. Am 5. Juli 1979 kehrte ein Flugzeug nicht von einem Trainingsflug zurück, an Bord befanden sich der tschechische Fluglehrer und ein libyscher Kadett. Das Flugzeug wurde am darauffolgenden Tag in einem wassergefüllten Krater an der Küste gefunden. Nach Angaben von Zeugen ging das Flugzeug unvermittelt in einen Sturzflug über, aus dem es nicht wieder austrat. Sowohl die Unfallursache als auch die Frage, warum keiner der beiden Insassen versuchte, den Schleudersitz zu betätigen, blieb unklar.



Abbildung 15: L-39C der Russischen Luftstreitkräfte15

Sowjetische Instruktoeren nahmen an der Pilotenausbildung in Afghanistan teil. Die ersten L-39C erreichten Afghanistan am 2. Oktober 1977. Am 23. September 1977 starteten tschechische Piloten einen insgesamt 5.042 km langen Flug von Vodochody über Košice, Lwiw (Sknyliw), Kiew (Schuljany), Donezk, Krasnodar, Machatschkala (Uitasch), Krasnowodsk (heute Türkmenbasy), Aşgabat, Chardzhou (Türkmenabat) und Taschkent nach Mazār-i Scharif, wo sie am 2. Oktober eintrafen. Technische Experten begleiteten sie auf An-24. Die Reise verlief problemlos, ohne einen einzigen Zwischenfall, und dauerte 12 Stunden und 15 Minuten reine Flugzeit. Nach vorliegenden Informationen war dies der längste, jemals mit L-39C durchgeführte Gruppenflug.

Die Flugtechnische Schule in Mazār-i Scharif wurde 1957 gegründet, jedoch studierten lediglich 22 Offiziersanwärter dort, als die L-39C eintrafen. Fliegerische Praxiserfahrung sollten sie am 393. UAP (Luftwaffenausbildungsregiment) sammeln. Ein Jahr nach der Revolution transformierte die afghanische Regierung die Schule zur Hochschule der Luftwaffe und Luftverteidigungskräfte. Der Mangel an örtlichen Ausbildern wurde durch eine hohe Anzahl an sowjetischen Spezialisten ausgeglichen. Major W.A. Pechotin wurde Berater des Kommandeurs des 393. UAP. Es darf dabei nicht unerwähnt bleiben, dass sich das afghanische Ausbildungsprogramm der Piloten signifikant von der damaligen Ausbildung in der Sowjetunion unterschied. Nach dreijährigem Studium graduierten die jungen Piloten ihre Ausbildung an der L-39C. Anschließend wurden sie auf MiG-17, die damals als Zwischenstation vor der MiG-21 angesehen wurde, umgeschult. Dazu wurden die Piloten in die Sowjetunion entsandt. Die sowjetischen Offiziere schlugen vor, entsprechend dem Vorgehen in der Sowjetunion direkt nach der L-39C auf der MiG-21 zu lernen. Doch die Afghanen waren damit nicht einverstanden. Der frühere Militärberater des Stellvertretenden Schulleiters, W. I. Ablasow, schrieb darüber: Als der Kommandeur der Luftstreitkräfte der Demokratischen Republik Afghanistan, Mir

Gausuddin, einmal eine vorbeiziehende Karawane betrachtete, erinnerte er sich an das Angebot und sagte "Ihre Kinder werden zum Rauschen der Fernsehgeräte geboren; sie können noch nicht sprechen und doch wissen sie, wie man das Licht und den Kassettenrekorder anschaltet oder das Lenkrad eines Autos bewegt. Wenn sie aufwachsen, haben sie keine Probleme, einen Schalter loszulassen und einen anderen zu betätigen. Unsere Kinder hingegen lösen sich vom Schweif des Esels oder des Kamels, von der Glücke - und Sie wollen sie direkt in das Cockpit eines modernen Flugzeugs setzen? Nehmen Sie sich Zeit und überstürzen Sie nichts." Es war schwer, diesen Argumenten nicht zuzustimmen.



Abbildung 16: L-39C im Formationsflug16

In der Sowjetunion wurde die L-39C eines der beliebtesten militärischen Schulflugzeuge. Das Flugzeug schlug schnell Wurzeln und wurde "russifiziert". Das lateinische "L" seiner Typbezeichnung wurde umgehend durch das kyrillische "Л" ersetzt. Der den Ausbildungszweck anzeigende Buchstabe "C" verschwand vollständig, da in der UdSSR ausschließlich diese eine (Ausbildungs-) Variante eingesetzt wurde. Und anstelle des offiziellen Namens "Albatros" verwendeten die Piloten lieber den umgangssprachlichen Spitznamen "Elka" ("L-chen" - Diminutiv, f. von "L"). Das Flugzeug wurde in der Mehrzahl der Flugschulen eingesetzt: In Tschernihiw, Katschin und Charkiw, die sich auf die Ausbildung von Jagdpiloten im Fronteinsatz spezialisierten, in Armawir (Abfangjäger), in Jeisk und Borissoglebsk (Jagdbomber), in Barnaul (Frontlinien-Bomber), in Tambow (Fernfliegerkräfte) und in Krasnodar (Ausbildung von Piloten asiatischer und afrikanischer Staaten). Die Anzahl der Flugzeuge in den Ausbildungsregimentern war signifikant höher als in den Kampfbregimentern. Einige von ihnen verfügten über mehr als einhundert L-39C. L-39C standen auch in zahlreichen Zentren zur Kampfausbildung und Pilotenqualifizierung sowie am Ausbildungs- und Flugerprobungsregiment des Kosmonautentrainingszentrums „J. A. Gagarin“ am Militärflugplatz Tschkalowski sowie in Einheiten des GK NII WWS in Dienst. Sie wurde außerdem in verschiedenen Su-25 Regimentern eingesetzt, wo die L-39C bis zur Verfügbarkeit der Su-25B Schulflugzeuge als Zweisitzer diente. In dieser Rolle wurden etliche sowjetische L-39C während des Kriegs in Afghanistan eingesetzt. Eine kleinere Anzahl L-39C wurde Fliegerclubs und DOSAAF Ausbildungszentren übergeben. Auch verfügte die Michail-Gromow-

Hochschule für Flugforschung in Schukowski (nahe Moskau) über einige L-39C. Dort wurden die L-39C als fliegende Prüfstände und als Begleitflugzeuge (beispielsweise während der Erprobungsflüge des "Buran" Prototypen OK-GLI) sowie in der Ausbildung von Testpiloten eingesetzt.

In der Sowjetunion bekam das 105. Luftfahrt-Ausbildungsregiment (105th UAP) der gehobenen Militärluftfahrt-Schule in Tschernihiw (ChVVAUL), welches sich da auf dem Konotops-Flugplatz befand, unter der Führung von Oberst D.I. Boryakov die Pionierarbeit zur Adaption der L-39C.

Am 20. Oktober 1973 reiste eine Gruppe von acht Offizieren, angeführt vom stellvertretenden Regimentskommandeur Major S.N. Shamsutdinov, in die Tschechoslowakei, um die neuen Maschinen zu studieren. Tschechische Piloten flogen die Maschinen nach Ivano-Frankovsk und von dort aus flogen sie weiter zur Basis des 105. Luftfahrt-Ausbildungsregiment, gesteuert durch Piloten dieses Regiments. Die erste L-39 landetet in Konotop am 29. April 1974.

Unter den ersten Fluglehrern, die auf die L-39C umgeschult wurden, befanden sich: P.A. Leontiev, N.S. Saponchik, A.P. Holupov, I.P. Fedorenko, und A.T. Filichkin.

Unter den ersten Flugzeugwarten befanden sich: V.I. Basco, V.P. Gardens, N.K. Panyuta, und A.I. Yakovina. Die Umschulung wurde Ende des Jahres ohne Unfälle vollendet.

Dieses Flugzeug übertraf dessen Vorgänger, die L-29, in allen Belangen und gewann schnell die Sympathien von Flug- und Bodenpersonal. Die neue "Elka" bot eine exzellente Sicht aus dem Cockpit, komfortable Sitze, eine exzellente Klimaanlage, eine nette Lackierung und eine komfortable Ergonomie.

L-39 In lokalen Konflikten

Der Krieg in Afghanistan brachte Änderungen in den Alltag des 393. Ausbildungsregiments. Hin und wieder waren L-39C, geflogen durch afghanische und sowjetische Ausbilder, in Kampfmissionen involviert. Vom 24. bis 30. August 1979 flogen diese zum Beispiel elf Kampfeinsätze, um Bodenziele mit Raketen und Bomben anzugreifen. Sehr häufig wurden Trainingsflüge mit Aufklärungsflüge in der Nachbarschaft von Mazar-i-Sharif kombiniert. Die erste Graduierung von L-39C Piloten fand im August 1979 statt. Fünfzehn Piloten wurden promoviert. Die durchschnittliche Flugzeit jedes Piloten betrug ungefähr 77 Stunden (22 davon Solo) mit 308 Landungen.



Abbildung 17: L-39C der Afghanischen Luftstreitkräfte

Äthiopien besaß zwei L-39C Geschwader, inklusive des 16. Ausbildungsgeschwaders, welches regelmäßig an Kampfeinsätze beteiligt war. Zuerst kämpften diese in Eritrea, und danach nahmen sie am Bürgerkrieg in Äthiopien teil. Als sich im Mai 1991 Rebellen, die gegen das Mengistu-HaileMariam-Regime kämpften, Addis Abeba näherten, verteidigten L-39C Piloten die Hauptstadt bis das Regime unterlag. Danach flogen ungefähr 50 Flugzeuge und Hubschrauber ins benachbarte Djibouti, darunter eine L-39C. Im Jahr 1993 wurde Eritrea ein unabhängiger Staat und Äthiopiens neue Regierung half ihren früheren Verbündeten im Kampf gegen das Diktatorregime, in dem es deren Piloten auf der L-39C ausbildete. Doch bald darauf, im Jahr 1998, begann der Krieg zwischen den Nachbarn wegen territorialer Streitigkeiten. L-39C wurden aber nicht in den Kämpfen gesichtet. Trotzdem wurden L-39 regelmäßig von der eigenen Luftabwehr während den Trainingsflügen beschossen, da diese von Bodenbeobachtern mit italienischen Flugzeugen vom Typ MB-339 verwechselt wurden, die die eritreische Luftwaffe flog. Solch ein Zwischenfall ereignete sich am 13. November 1998, in der Nähe des Flugplatzes Mekele: Eine L-39C, mit dem äthiopischen Flugkapitän Endegena Tadesse und einem russischen Ausbilder, dessen Name nicht in der Presse genannt wurde, wurde abgeschossen.

Aktuelle Entwicklung

Die L-39 verbleibt im Dienst in mehr als 30 Ländern, inklusive der Russischen Luftstreitkräfte. In der Militär-Luftfahrtschule in Krasnodar wird sie als primärer Jet-Trainer für die Fluggrundausbildung genutzt. Aktuell wird die L-39C allerdings schrittweise durch die Yak-130 ersetzt.



Abbildung 18: L-39C der Russischen Luftstreitkräfte¹⁸

Ein neues Phänomen in der Geschichte dieses Flugzeuges war der private Besitz von L-39 Flugzeugen. In Tschechien hob die erste in privatem Besitz befindliche L-39 am 13. August 2004 ab. Das Flugzeug wurde in der Ukraine gekauft und war vorher in der Flugschule von Chernihiv im Einsatz. Außenlaststationen und diverse militärische Systeme wurden entfernt und Ausrüstung, die nach den Standards der internationalen Luftfahrt notwendig ist, wurde eingebaut. Dieses Flugzeug wurde schwarz lackiert und erhielt die zivile Luftfahrtkennung: OK-JET auf dem Rumpf.



Abbildung 19: Tschechische L-39 in Privatbesitz19

Kunstflugstaffeln auf L-39C

"Rus" ist eine Kunstflugstaffel, welche am Luftfahrtbildungszentrum Viazemsky DOSAAF (russ.: ДОСААФ) im Jahr 1987 gebildet wurde. Diese Staffel fliegt L-39C Jet-Trainer.



Abbildung 20: Russische Kunstflugstaffel "Rus"20

"Belaya Rus" ist eine Kunstflugstaffel der weißrussischen Luftstreitkräfte, welche Kunstflug mit dem Kampfrainer L-39C "Albatros" betreibt.



Abbildung 21: Weißrussische Kunstflugstaffel "Belaya Rus"21

"Baltic Bees" ist eine Kunstflugstaffel aus Lettland, mit Sitz in der Stadt Tukums. Die Piloten fliegen L-39C Jet-Trainer.



Abbildung 22: Lettische Kunstflugstaffel "Baltic Bees"22

"Patriots Jet Team" ist eine private Kunstflugstaffel, die von Fry's Electronics gesponsert wird. Der Gründer und Vorsitzende des Teams ist Randy Howell, ein ehemaliger United Airlines Pilot.



Abbildung 23: Patriots Jet Team23

"Breitling" ist eine private Kunstflugstaffel, die von der Firma Breitling gesponsert wird. Breitling ist durch seine Uhren bekannt.



Abbildung 24: Breitling Kunstflugstaffel24

Das Breitling-Team ist die größte zivile Kunstflugstaffel Europas. Es ist auf einer Militärbasis in Dijon, Frankreich beheimatet und setzt sieben L-39C ein.

"Black Diamond Jet Team" ist eine private Kunstflugstaffel mit fünf L-39C und eine T-33. Alle Flugzeuge haben eine arktische Bemalung und werden durch ehemalige Militärjetpiloten der US Navy und Air Force geflogen.



Abbildung 25: Black Diamond Jet Team25

Varianten

Die L-39C ist eine Standardmodifikation des Jet-Trainers für die Fluggrundausbildung. Für Standardmodifikationen wird gewöhnlich der Buchstabe "C" im Namen weggelassen.



Abbildung 26: L-39C26

Die L-39ZO ist eine Modifikation des Trainers für leichte Kampfeinsätze. Zu diesem Zweck besitzt sie vier Außenlaststationen.



Abbildung 27: L-39ZO27

Die L39ZA ist eine mit einer zweiläufigen 23-mm-Maschinenkanone ausgestattete Weiterentwicklung der L-39ZO.



Abbildung 28: L-39ZA28

Die L-39V ist ein einsitziger Zielschlepper.



Abbildung 29: L-39V29

Die L-39D ist eine Modifikation mit installiertem BUR "Test-1"-Flugdatenschreiber, anstelle des SARPP-12. BUR "Test-1" kann zusätzlich Audio-Informationen fünf Stunden lang aufzeichnen und ist mit zusätzlichem Speicher ausgerüstet.

Die L-39MS (L-59 Super Albatros) ist eine Modifikation mit dem neuen modularen DV-2 Jet-Triebwerk, das 2200 kgF Schub erzeugt; mit "0-0"-Schleudersitze und neuer Elektronikausrüstung. Der Jungfernflug fand 1986 statt. Achtzig L-39MS wurden hergestellt.



Abbildung 30: L-39MS30

Die L-39M1 ist eine ukrainische Modernisierung der L-39. Das AI-25TL-Triebwerk wurde durch das verbesserte Triebwerk AI-25TSLH (Schub wurde von 1720 auf 1850 kgF erhöht und die Triebwerksreaktionszeit von 8 - 12 Sekunden auf 5 - 6 Sekunden reduziert) ersetzt und wird mittels eines neuen Triebwerksteuersystems geregelt. Außerdem besitzt die L-39M1 ein neues Bordnotfallsystem und einen neuen Flugdatenschreiber mit zusätzlichen Sensoren und Geräten.



Abbildung 31: L-39M131

Die Aero L-159 "ALCA" ist ein Tschechischer Jet-Trainer (Leichtkampfflugzeug). Sie basiert auf der L-59 und ist eine Weiterentwicklung der L-39 "Albatros".



Abbildung 32: L-159 ALCA32

Die L-39 steht in mehr als 30 Ländern im Dienst. Die vielen Einsatzjahre beweisen, dass ein erfolgreicher Flugzeug entwickelt wurde. Tausende von Piloten lieben die L-39, weil sie mit diesem Flugzeug ihre fliegerischen Grundkenntnisse erlangten und zu Piloten wurden. Sie wird zu Recht fliegende "Schulbank" genannt. Dieses Flugzeug hat zudem Modernisierungspotential. Seine Systeme und das Triebwerk werden kontinuierlich verbessert. Das erlaubt der L-39 noch für lange Zeit in vielen Ländern im Dienst zu stehen.

Die Geschichte der L-39 geht weiter!

FLUGZEUGÜBERSICHT



FLUGZEUGÜBERSICHT

Allgemeine Beschreibung der L-39C

Dieses doppelstizige Übungsflugzeug mit dem AI-25TL-Turbostrahltriebwerk ist für die erweiterte Ausbildung von Piloten entwickelt. Der Flugschüler soll damit folgende Fähigkeiten verbessern und trainieren: seine fliegerischen Fähigkeiten, die Flugnavigation sowohl bei guten als auch bei schlechten Wetterbedingungen und bei Tag und Nacht, Kampfeinsatztraining, den Angriff auf Luftziele in Sichtentfernung, Luftbildaufnahmen von Luftzielen, Sturzbomben mit 50 - 100 kg Bomben und das Abfeuern von S-5-Raketen auf Bodenziele.

Bei der DCS: L-39C ist das Abfeuern von hitzesuchenden Luft-Luft-Raketen vom Typ R-3S auf Luftziele unter klaren Flugsichtbedingungen implementiert.

Abmessungen der L-39C:

- Länge: 12,13 m
- Flügelspanweite: 9,12 m
- Höhe: 4,47 m
- Spurbreite des Fahrwerks: 2,44 m

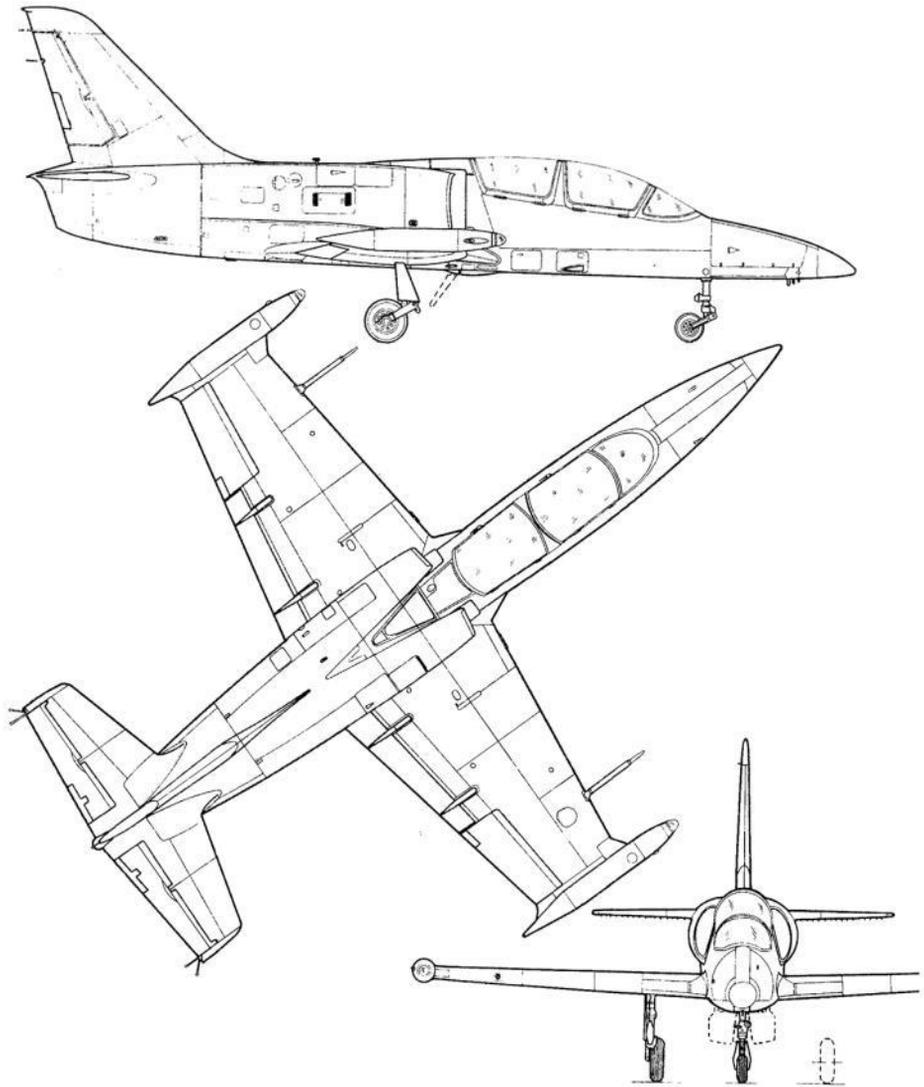


Abbildung 33: Zeichnungen der L-3933

Design

Die L-39C ist ein konventioneller, freitragender Tiefdecker mit trapezförmigen Tragflächen. Das Leitwerk besteht aus einem trapezförmigen Seitenleitwerk mit Seitenrudder und horizontalem Leitwerk mit Höhenrudder. Das Flugzeug besitzt ein Hauptfahrwerk mit zwei Rädern und ein Bugfahrwerk mit einem Rad. Das Hauptfahrwerk wird in die Tragflächen und das Bugfahrwerk in den Rumpf eingefahren.

Das AI-25TL-Turbostrahltriebwerk wurde unter der Leitung von V.A Lotarev entwickelt und produziert einen Schub von maximal 1720 kg und ist im mittleren Teil des Rumpfes angebracht.

Der Treibstoff ist in fünf Tanks untergebracht. In Tanks hinter dem hinteren Cockpit und in Flügelspitzentanks.

Es gibt zwei druckbelüftete Cockpits im vorderen Teil des Rumpfes. Diese Cockpits sind mit einem Umweltkontrollsystem ausgestattet, welches für ein angenehmes Klima und für komfortable Bedingungen in großen Höhen sorgt. Jeweils ein Druckanzug kann pro Cockpit angeschlossen werden, mit dem der Pilot dann die betriebsbedingten g-Kräfte überstehen kann.

Jeweils ein Schleudersitz vom Typ VS1-BRI ist in beiden Cockpits eingebaut. Sie ermöglichen es den Piloten, im Notfall das Flugzeug zu verlassen.

Die Cockpithauben sind druckdicht und können im Notfall abgeworfen werden.

Die Tragflächen sind am Rumpfboden angebracht. Querruder und ausfahrbare Doppelspaltklappen sind an den Tragflächen angebracht.

Verschiedene Ausrüstungsgegenstände ermöglichen es, bei Tag und Nacht und bei gutem und schlechten Wetterbedingungen zu fliegen.

Das Flugzeug kann gelenkte und un gelenkte Raketen und Bomben tragen, und es ist mit einer Zielvorrichtung und einer Fotoausrüstung ausgestattet.

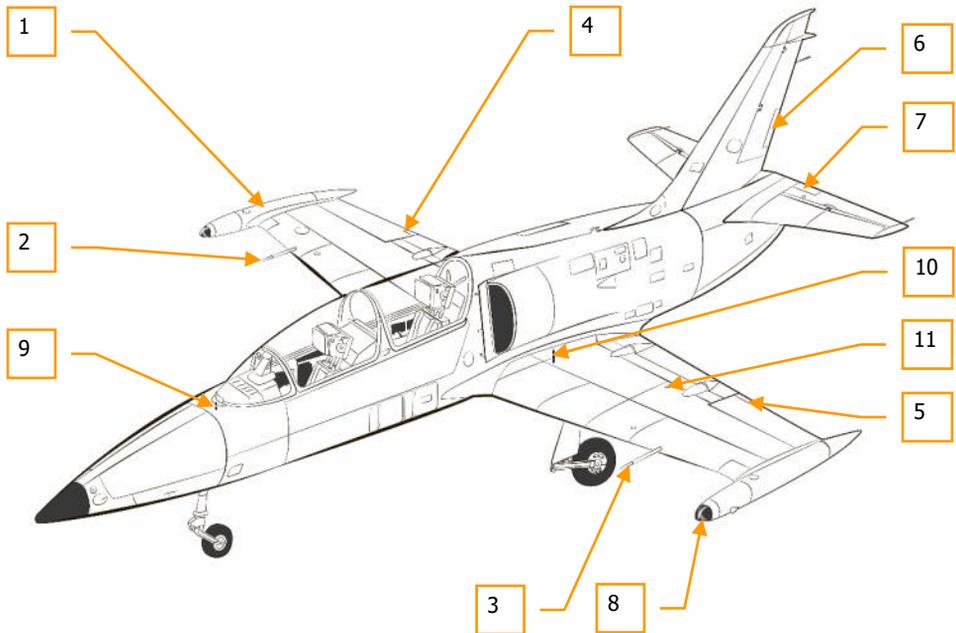


Abbildung 34: Flugzeugdetails34

1. Flügelspitzentanks
2. Primäres Pitotrohr
3. Ersatz-Pitotrohr
4. Querruder-Trimfläche
5. Querruder
6. Querruder
7. Querruder
8. Lande- und Rölllichter
9. Mechanische Anzeige für Bugfahrwerk
10. Mechanische Anzeige für Hauptfahrwerk
11. Mechanische Anzeige für Landeklappenstellung

Flugzeugzelle

Die Zelle besteht aus Rumpf, Tragflächen und Leitwerk.

Der Rumpf ist eine Halbschalen-Rahmenkonstruktion.

Für eine einfache Wartung besteht der Rumpf aus zwei Teile: dem vorderen und dem hinteren Teil.

Der vordere Teil besteht aus drei Abschnitten: Rumpfnase, ein versiegelter Abschnitt mit den Cockpits und ein Abschnitt wo die Treibstofftanks untergebracht sind. In der Rumpfnase befinden sich Funkelektronik und Spezialausrüstung wie: die SBN-5S-Antennen, die SRO-2M-IFF-Transpondereinheiten, das R-832M-Funkgerät, das RKL-41-ADF, die RSBN-5S -Einheit, die Sauerstofftanks und die 12SAM-28-Batterien. In der Unterseite befindet sich der Radkasten für das Bugfahrwerk. Unter der unteren Abdeckung der Rumpfnase befinden sich die SRO-2M-Antenne für den Frequenzbereich III und der Enteisungssensor RIO-3.

Im versiegelten Cockpit-Abschnitt sind folgende Geräte untergebracht: die RSBN-5S-Einheit, der RV-5-Radarhöhenmesser und der MRP-56P-Funkfeuerempfänger und die Antennen für das RKL-41 ADF.

Im hinteren Teil des Rumpfes ist u.a. das AI-25TL-Triebwerk eingebaut.

Das Leitwerk dient zur Richtungsstabilität und der Steuerbarkeit um die Hoch- und Querachse des Flugzeugs. Es ist ein klassisches, trapezförmiges Design mit senkrechten und waagerechten Flossen und ist an das hintere Teil des Rumpfes angebracht.

Es beinhaltet Seiten- und Höhenruderflächen.

Der senkrechte Teil ist eine Flosse und ein Ruder.

Die Flosse sorgt für Richtungsstabilität und das Ruder für die Richtungssteuerung.

Das Ruder kann 30 Grad in beide Richtungen gelenkt werden und enthält ein Trimmruder.

Das weiße Navigationslicht ist oben an der Hinterkante der Flosse angebracht.

Der waagerechte Teil besteht aus horizontalen Flossen und dem Höhenruder. Er sorgt für Stabilität in Längsrichtung und Richtungssteuerung.

Das Höhenruder besteht aus zwei getrennten Ruderflächen. Es kann 30 Grad nach oben und 20 Grad nach unten gelenkt werden.

Die Flügel erzeugen den Auftrieb, sorgen für Richtungsstabilität und Steuerung der Querlage. Es befinden sich außerdem verschiedene Einheiten und Ausrüstung darin. Die Flügel sind trapezförmig, nicht schwenkbar und enthalten Flügelspiztentanks, die nicht entfernt werden können. Am Flügel befinden sich die Querruder und Landklappen. Die Querruder können ± 160 Grad gelenkt werden.



Abbildung 35: Aerodynamische Steuerflächen³⁵

1. Landeklappen
2. Querruder
3. Seitenflosse
4. Seitenruder
5. Höhenflosse
6. Höhenruder

Die Hauptfahrwerksbeine befinden sich an den Tragflächen und fahren in die Radkästen der Tragfläche in Richtung Rumpf ein.



Abbildung 36: L-39 Fahrwerk³⁶

Die Luftbremsen befinden sich auf der Unterseite der Tragflächen und des Rumpfes. Diese können vom Piloten ausgefahren werden. Wenn eine Geschwindigkeit von Mach $0,78 + 0,02$ erreicht wird, fahren die Luftbremsen automatisch aus. Der maximale Öffnungswinkel beträgt 55 Grad.



Abbildung 37: Luftbremsen37

Universelle Außenlaststationen befinden sich an der Unterseite der Tragflächen. An der Vorderkante jeder Tragfläche ist ein Pitotrohr angebracht. Dabei befindet sich das primäre Pitotrohr am rechten und das Notfall-Pitotrohr am linken Flügel.



Abbildung 38: Pylon, Pitotrohr und Flügelspitzentank38

Nicht entfernbare Treibstofftanks mit je 100 Liter Fassungsvermögen sind an den Flügelspitzen befestigt. Am vorderen Teil der Tanks sind Lande- und Rolllichter installiert.

Der Automatikschalter befindet sich auf der linken Seite des Cockpits unter dem Gashebel.

Cockpits

Die beiden Cockpits dienen dazu, die Piloten aufzunehmen und verschiedene Ausrüstung und Geräte unterzubringen, wie z.B.: zwei Schleudersitze, Notfallausrüstung, verschiedenen Blöcke, Komponenten und Geräte, die zur Steuerung und Bedienung des Flugzeuges, der Triebwerke und verschiedener anderer Geräte notwendig sind. Die Cockpits sind durch eine Haube bedeckt.

Beide Cockpits sind als Druckkabinen ausgelegt.

Die Hauben sorgen für die notwendige Sicht aus dem Cockpit heraus, sie machen das Cockpit aerodynamisch und versiegeln es. Beide Hauben zusammen bestehen aus diesen Teilen: Windschutzscheibe, ein öffnbarer Teil am vorderen Cockpit, Mittelsteg, und öffnbarer Teil am hinteren Cockpit.

Bedienelemente und Signalleuchten des Vereisungsschutzsystems



Abbildung 39: Die Hauben in geöffneter Position.39

Um das Fliegen unter Instrumentenflugbedingungen (IFR) zu üben, ist im vorderen Cockpit, am beweglichen Teil der Cockpithaube eine undurchsichtige Stoffhaube angebracht. Diese IFR-Haube kann von beiden Cockpits aus bewegt werden. Normalerweise öffnet und schließt der Pilot im vorderen Cockpit die IFR-Haube mit der linken Hand (in DCS mittels eines Knopfes). Im hinteren Cockpit befindet sich auf der linken Seite ein spezieller Griff zu diesem Zweck.



Abbildung 40: Frontcockpit mit geschlossener IFR-Haube40



Abbildung 41: Bedienelemente und Anzeigen für die Trimmung, im hinteren Cockpit41

Wichtig: Wenn die IFR-Haube vom hinteren Cockpit geöffnet wurde, dann kann sie auch nur wieder vom hinteren Cockpit aus geschlossen werden!

Die Verriegelung der Cockpithaube wird mittels eines Griffs, der sich auf der linken Seite des Cockpits befindet, geöffnet oder geschlossen. Wird der Griff nach vorne bewegt, schließt die Verriegelung, nach hinten öffnet die Verriegelung. Die Signalleuchte für "Haube entriegelt" signalisiert, dass die Haube entriegelt ist. Ist der Griff hinter der roten Markierung und die Haube ist verriegelt, so erlischt die Leuchte: "CANOPY UNLOCKED" (Haube unverriegelt).



Abbildung 42: Haubengriff42

Die öffnaren Teile der Haube sind mit Treibsätzen ausgerüstet, welche die Haube im Notfall abwerfen, ohne Auslösen des Schleudersitzes oder mit ihm. Wenn die Haube ohne Schleudersitzbetätigung abgeworfen werden soll, muss der Hebel für den Haubenotabwurf, wovon sich jeweils einer rechts in beiden Cockpits befindet, nach unten bewegt werden. Die Verriegelung wird somit geöffnet und die Haube vom Cockpit abgeworfen. Wird an der Schleudersitzbetätigung gezogen, wird die Haube zuerst abgeworfen und dann erst zündet der Treibsatz des Schleudersitzes.



Abbildung 43: Hebel für Haubennotabwurf

VS 1-BRI-Schleudersitz

Der VS1-BRI-Schleudersitz befindet sich im Cockpit und befördert den Piloten im Notfall aus dem Cockpit heraus. Damit der Pilot hinausgeschleudert wird, muss er die Zweihand-Schleudersitzbetätigung, die sich vorne mittig des Sitzes befindet, ziehen. Danach werden alle Vorgänge automatisch ausgelöst, bis sich der Fallschirm öffnet. Die Piloten können in beliebiger Reihenfolge "ausgestoßen" werden. Wenn es allerdings notwendig wird, nach dem Abwurf der Cockpithaube/n, "auszusteigen", so betätigt der Pilot im hinteren Cockpit zuerst seinen Schleudersitz, um Verletzungen durch die Treibsatzabgase des vorderen Schleudersitzes zu vermeiden.

Wenn einer der Piloten, aus irgend welchen Gründen, nicht "ausgestiegen" ist, kann der andere Pilot das Blockiersystem durch den Schleudersitz-Entsperrschalter übersteuern. Solch einen Schalter gibt es jeweils rechts auf dem Bedienfeld in beiden Cockpits. Diese sind in DCS nicht benutzbar.

Hydrauliksystem

Das Hydrauliksystem besteht aus dem Haupthydraulik- und Nothydrauliksystem.

Das Haupthydrauliksystem treibt folgende Funktionen an:

- das Aus- und Einfahren des Fahrwerks
- das Aus- und Einfahren der Landeklappen
- das Aus- und Einfahren des Fahrwerks
- das Bremsen des Hauptfahrwerks

Das Haupthydrauliksystem wird durch Knöpfe, Schalter und Hebel, verfügbar in beiden Cockpits, bedient. Dabei können aber die Bedienelemente des Haupthydrauliksystems im hinteren Cockpit die Stellungen der Bedienelemente im vorderen Cockpit übersteuern.

Das Nothydrauliksystem treibt folgende Funktionen an:

- das Notausfahren des Fahrwerks
- das Notausfahren der Landeklappen in die Landeposition
- das Notausfahren der Staudruckturbine
- Notbremsung
- Noteinfahren des Fahrwerks im Falle eines Triebwerk-Selbststopps

Das Nothydrauliksystem wird durch Hebel auf den rechten Bedienfeldern beider Cockpits gesteuert. Die Hebel beider Cockpits sind dabei gleichrangig.

Der Solldruck sowohl im Haupt- als auch im Nothydrauliksystem ist 150 kg/cm².



Abbildung 44: Hydraulik-Manometer44

Der Druck im Haupt- und Nothydrauliksystem wird mittels Hydraulik-Manometer mit Doppelzeiger und einer Skala von 0-200 kg/cm² überwacht. Es befindet sich jeweils eines auf dem rechten Bedienfeld in beiden Cockpits. Der linke Zeiger steht für den Druck im Haupthydrauliksystem und der rechte Zeiger für den im Nothydrauliksystem.

Haupthydrauliksystem

Fahrwerk

Das Fahrwerk dient zum Rollen, Abheben und Landen. Das Bugfahrwerk ist in der Rumpfnase eingebaut und fährt nach vorne in den Radkasten ein. Die zwei Hauptfahrwerksbeine befinden sich unten an den Tragflächen und fahren komplett in in Richtung Rumpf in die mittlere Sektion der Tragflächen ein. In ausgefahrener Stellung sind alle Radkästen des Fahrwerks durch die Fahrwerksklappen abgedeckt.

Die Räder des Hauptfahrwerks werden beim Einfahren automatisch abgebremst. Das Rad des Bugfahrwerks hat keine Bremsen und kann sich in beide Richtungen um jeweils 60 Grad frei drehen.

Eine Sperre verhindert das versehentliche Einfahren des Fahrwerks am Boden.

Das Bugradbein besitzt einen Endschalter, der den Stromkreis für das Einfahren unterbricht, wenn es unter Last steht.

Wichtig: Wenn sich der Fahrwerkshebel in der oberen Position (für Einfahren) befindet, wird das Fahrwerk nicht eingefahren, solange wie sich das Flugzeug am Boden befindet. Nach dem Abheben, wenn das Bugradbein entlastet wird, fährt das Bugrad ein.

Das Aus- und Einfahren des Fahrwerks wird durch den Fahrwerkshebel elektrisch gesteuert, der sich in beiden Cockpits auf dem linken Bedienfeld befindet. Im vorderen Cockpit hat der Hebel zwei Stellungen: zum Einfahren in die obere Stellung und zum Ausfahren in die untere Stellung.

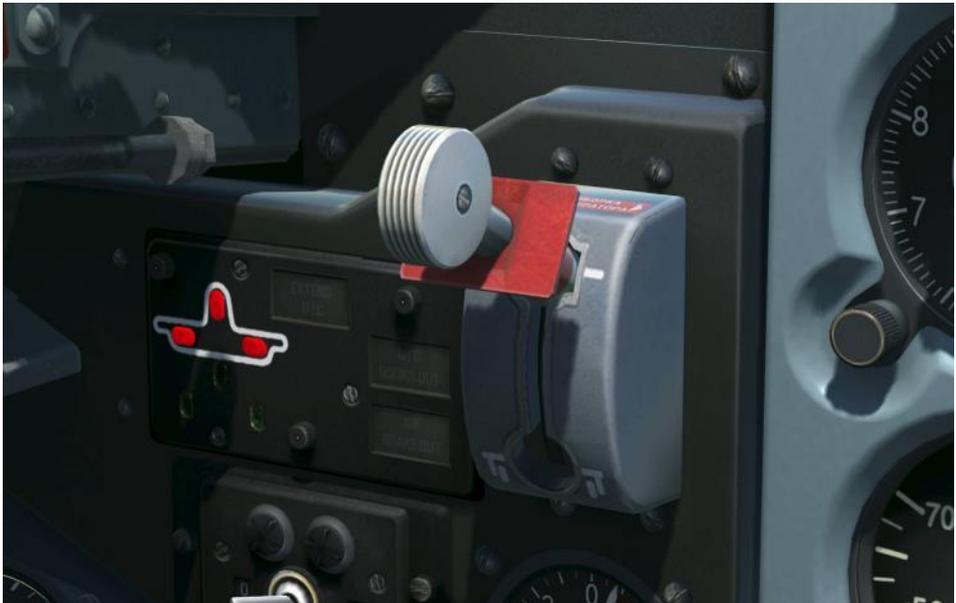


Abbildung 45: Fahrwerkshebel, vorderes Cockpit45

Der selbe Hebel hat im hinteren Cockpit drei Stellungen. Zusätzlich zur oberen (Einfahren) und unteren (Ausfahren) hat er eine mittlere Stellung (Neutralstellung).

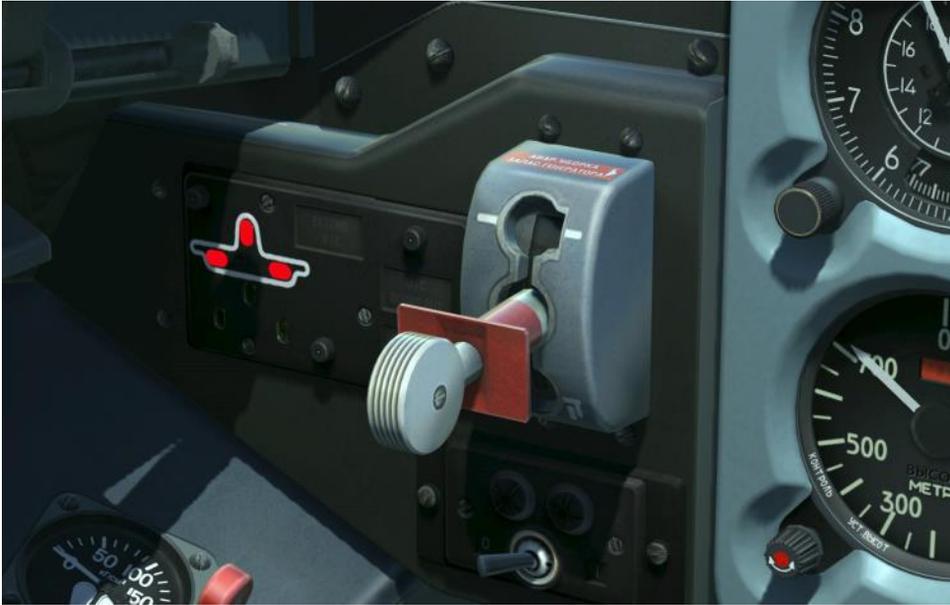


Abbildung 46: Fahrwerkshebel, hinteres Cockpit46

Wichtig: Der Fahrwerkshebel im hinteren Cockpit übersteuert die Einstellung im vorderen Cockpit. Außerdem kann das Fahrwerk nur mit dem Hebel im vorderen Cockpit gesteuert werden, wenn sich der Hebel im hinteren Cockpit in der Neutralstellung befindet.

Die Anzeige für Fahrwerks- und Fahrwerksklappenstellung ist identisch für beide Cockpits. Es gibt jeweils eine Fahrwerksanzeige links neben dem Fahrwerkshebel und mechanische Zeiger außerhalb des Cockpits. Der mechanische Zeiger für das Bugrad befindet sich auf der Rumpfnase vor der Windschutzscheibe und der für das Hauptfahrwerk auf der rechten Tragfläche. Wenn das Fahrwerk ausgefahren ist, stehen die Zeiger ganz heraus. Ist das Fahrwerk eingefahren, sind die Zeiger nicht zu sehen bzw. sind komplett im Rumpf bzw. Tragfläche verschwunden.

Hauptfahrwerks-Bremssystem

Dieses System sorgt für simultanes oder separates Bremsen der Fahrwerksräder und zum Lösen einer Blockierung während des Bremsens oder wenn das Flugzeug beim Rollen ins Schleudern gerät.

Die Räder des Hauptfahrwerks werden gleichzeitig gebremst, wenn der Bremshebel, der sich jeweils an den Steuerknüppeln in beiden Cockpits befindet, betätigt wird.

Um die Bremsen separat zu bedienen, muss der Bremshebel gezogen und das entsprechende Pedal von 18 ± 2 bis 40 ± 2 Grad getreten werden. Unter 18 ± 2 Grad tritt keine Bremsung ein.

Die Bremsen werden gelöst, wenn der Bremshebel losgelassen wird.

Wichtig: Der Bremshebel im hinteren Cockpit übersteuert die Eingaben im vorderen Cockpit. D.h. wenn der Bremshebel hinten gezogen wird, können die Bremsen von vorne nicht mehr betätigt werden.

Der verfügbare Bremsdruck der Bremsen beider Räder wird in einem Manometer separat angezeigt. Normalerweise sollte das Manometer den gleichen Bremsdruck für die Bremsen beider Räder anzeigen.

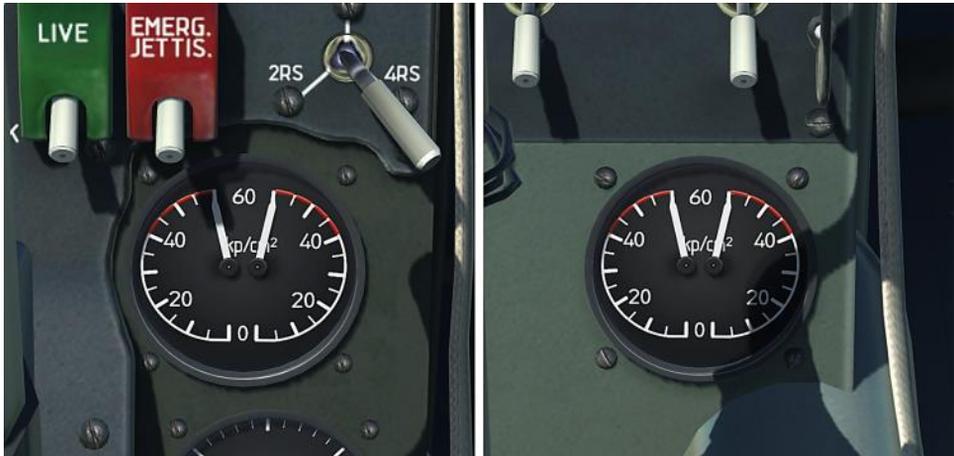


Abbildung 47: Manometer mit zwei Zeigern im vorderen Cockpit (links) und hinteren Cockpit (rechts)47

Es gibt auch eine Parkbremse, welche die Räder des Hauptfahrwerkes blockiert, wenn das Flugzeug geparkt wird. Der Hebel für die Parkbremse befindet sich am linken Bedienfeld, und ist nur im vorderen Cockpit vorhanden. Um die Parkbremse einzuschalten, muss der Hebel ganz nach vorne bewegt werden, bis er stoppt. Um die Parkbremse zu lösen, muss der Hebel in die Mittelposition bewegt werden. Die Parkbremse bezieht den Druck vom Nothydrauliksystem.

Landeklappen

Die L-39C besitzt mächtige Doppelspalt-Landeklappen. Sie sollen die Charakteristiken beim Abheben und Landen verbessern indem sie den Auftrieb erhöhen und die Flügelfläche aufteilen.

Die Landeklappen werden mit Hilfe von drei Knöpfen gesteuert, die sich jeweils auf dem linken Bedienfeld in beiden Cockpits befinden. Der obere Knopf stellt die Klappen in die Flugposition auf 0

Grad, der mittlere Knopf stellt sie in die Abhebeposition auf 25 Grad, und der unterste Knopf stellt sie in die Landeposition auf 44 Grad.

Die Klappenstellung wird durch drei Signalleuchten angezeigt, welche sich links neben den Knöpfen befinden. Sind die Klappen eingefahren, so leuchtet die erste Signalleuchte, sind sie in Abhebeposition leuchtet die mittlere und wenn die Landeklappen ganz ausgefahren sind, so leuchtet die unterste Signalleuchte. Der jeweilige Knopf bleibt solange eingedrückt, bis die Klappen in der gewünschten Stellung sind. Erreichen die Klappen die gewünschte Position springt der Knopf wieder heraus.

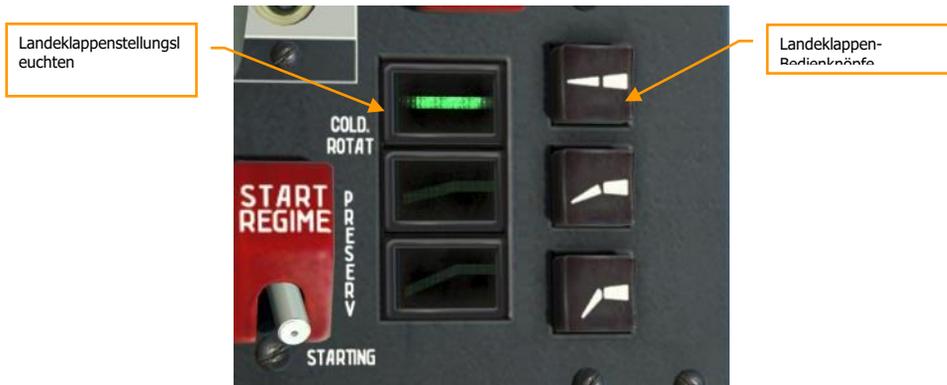


Abbildung 48: Landeklappenstellungsleuchten und Landeklappen-Bedienknöpfe

Wichtig: Die Landeklappen-Bedienknöpfe im hinteren Cockpit können die Knöpfe im vorderen Cockpit übersteuern.

Es gibt auch einen mechanischen Anzeiger für die Klappenstellung. Dieser befindet sich auf der linken Tragfläche. Sind die Klappen eingefahren, so ist der Anzeiger ganz in der Tragfläche versenkt; erreichen sie die Abhebeposition, so ist der Anzeiger halb draußen und erreichen die Klappen die Landestellung, so guckt der Anzeiger komplett heraus.

Die Ausfahrzeit von der "Flug"- (0 Grad) zur "Abhebe"-Stellung beträgt 3 ± 1 Sekunden.

Die Ausfahrzeit von der "Flug"- bis zur "Lande"-Stellung (44 Grad) beträgt 5 ± 1 Sekunden. Das Einfahren benötigt die gleiche Zeit. Führt der Pilot die Klappen nicht manuell ein, so werden sie spätestens ab einer Geschwindigkeit von mehr als 310 km/h automatisch eingefahren.

Luftbremsen

Durch das Ausfahren der Luftbremsen wird das Flugzeug durch den erhöhten Luftwiderstand gebremst.

Das Aus- und Einfahren der Luftbremsen wird jeweils über einen Schalter am Schubregler in beiden Cockpits gesteuert.

Im vorderen Cockpit hat der Schalter zwei feste Stellungen: Aus- und Einfahren. Vom vorderen Cockpit aus, ist es möglich, die Luftbremsen für einen kurzen Moment auszufahren, indem der Schalter wie ein Knopf eingedrückt wird. Wird der Schalter nicht mehr eingedrückt, so werden die Luftbremsen wieder eingefahren. Sollen die Luftbremsen für einen längeren Zeitraum auszufahren werden, so muss der Schalter in die hintere Stellung gebracht werden, in die vordere Stellung zum Einfahren.



Abbildung 49: Fahrwerkshebel, vorderes Cockpit49

Im hinteren Cockpit hat der Schalter drei Stellungen: nach vorne (Luftbremsen einfahren), Mitte (Neutral) und nach hinten (Luftbremsen ausfahren).

Wichtig: Der Luftbremsen-Schalter im hinteren Cockpit übersteuert die Stellung des Schalters im vorderen Cockpit. Außerdem können die Luftbremsen vom vorderen Cockpit aus nur gesteuert werden, wenn sich der Schalter im hinteren Cockpit in der Mittelstellung befindet.

Fahren die Luftbremsen aus, geht die Signalleuchte "AIR BRAKE OUT" auf der Fahrwerksanzeige an.

Wenn das Flugzeug eine Geschwindigkeit von Mach $0,78 \pm 0,02$ erreicht, werden die Luftbremsen automatisch auszufahren.

Bedienungen und Signalleuchten des Haupthdrauliksystems in beiden Cockpits

Vorderes Cockpit



Abbildung 50: Die Bedienungen und Signalleuchten des Haupthdrauliksystems im vorderen Cockpit

Hinteres Cockpit



Abbildung 51: Die Bedienungen und Signalleuchten des Haupthdrauliksystems im hinteren Cockpit

hinteren Cockpit51

1. Fahrwerkshebel
2. Fahrwerksanzeige
3. Parkbremshebel
4. Landeklappen-Bedienknöpfe und Landeklappenstellungsleuchten
5. Luftbremsenschalter
6. Manometer mit zwei Zeiger
7. Bremshebel

Fahrwerksanzeige

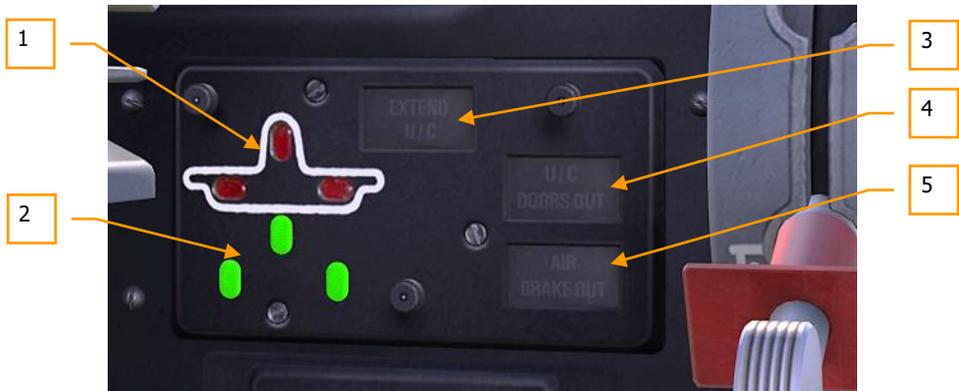


Abbildung 52: Fahrwerksanzeige52

1. Drei rote Lichter – das Fahrwerk ist eingefahren (Oben).
2. Drei grüne Lichter – das Fahrwerk ist ausgefahren (Unten).
3. Die Leuchte "EXTEND UC" geht an, wenn die Landeklappen in Landstellung sind, aber das Fahrwerk nicht ausgefahren ist. Es ertönt außerdem ein akustisches Signal.
4. Die Leuchte "UC DOORS OUT" geht an, während das Fahrwerk aus- oder einfährt. (Nach dem Ausfahren des Fahrwerks im Notfall, schließen sich die Fahrwerksklappen nicht, deshalb bleibt die Leuchte "UC DOORS OUT" dann an.)
5. Die Leuchte "AIR BRAKE OUT" geht an, sobald die Luftbremsen ausfahren.

Nothydrauliksystem

Wenn das Triebwerk läuft und das Fahrwerk ausgefahren ist, wird automatisch Druck im Nothydrauliksystem aufgebaut (das Nothydrauliksystem wird quasi mit Druck aufgeladen). Um das Nothydrauliksystem im Flug mit eingezogenem Fahrwerk mit Druck zu versorgen, muss ein Hahn geöffnet werden, um das Haupthydrauliksystem mit dem Nothydrauliksystem zu verbinden. Dieser Hahn befindet sich auf dem rechten Bedienfeld.

Während des Fluges ist es sinnvoll, den Druck im Nothydrauliksystem regelmäßig zu prüfen, und wenn notwendig, den Druck auf 150 kg/cm² zu erhöhen, indem der Hahn zum Verbinden der beiden Hydrauliksysteme geöffnet wird. Sowohl das Fahrwerk, die Landeklappen als auch die Staudruckturbine können im Notfall ausgefahren werden, wenn der Druck im Nothydrauliksystem wenigstens 105 kg/cm² beträgt. Fällt der Druck auf 100±5 kg/cm², fängt die Leuchte: "HYD. SYST. FAIL" auf dem Warnleuchtenfeld an zu blinken.

Um einen Druckverlust im Nothydrauliksystem zu vermeiden, falls der Druck im Haupthydrauliksystem abfällt, sollte der Hahn für die Not-/Haupthydrauliksystem-Verbindung geschlossen sein in beiden Cockpits.



Abbildung 53: Hähne für das Notfallhydrauliksystem

1. Hahn für das Notausfahren des Fahrwerks.
2. Hahn für das Notausfahren der Landeklappen.
3. Hahn für das Notausfahren der Staudruckturbine (RAT).
4. Hahn für die Not-/Haupthydrauliksystem-Verbindung.

Für das Notausfahren der Landeklappen muss der entsprechende Hahn ganz nach hinten bewegt werden. Das Notausfahren des Fahrwerks wird mittels der Leuchten und der Zeiger (auf der Tragfläche) überwacht. Im Falle des Notausfahrens des Fahrwerks bleiben die Fahrwerksklappen offen, deshalb bleibt auch die Leuchte "U/C DOORS OUT" an.

Mit der Hilfe des Nothydrauliksystems fahren die Landeklappen nur in die Landeposition (44 Grad) aus. Wenn die Landeklappen Notausgefahren wurden, wird die Trimmklappe am linken Höhenruder nicht automatisch verstellt.

Ein Landeanflug mit eingefahrenem Fahrwerk, aber ausgefahrenen Landeklappen in der Landeposition (44 Grad), wird durch das Leuchten der "EXTEND U/C"-Leuchte und einem akustischen Signal begleitet.

Für das Notausfahren der Staudruckturbine muss der Hahn für das Notausfahren der Staudruckturbine ganz nach hinten bewegt werden, bis er stoppt, im vorderen oder hinteren Cockpit.

Um das Fahrwerk im Notfall bei Triebwerksstillstand einzufahren, muss der Fahrwerkshebel (im vorderen oder hinteren Cockpit) in die obere Position gebracht und für ein bis zwei Sekunden nach rechts gedrückt werden.

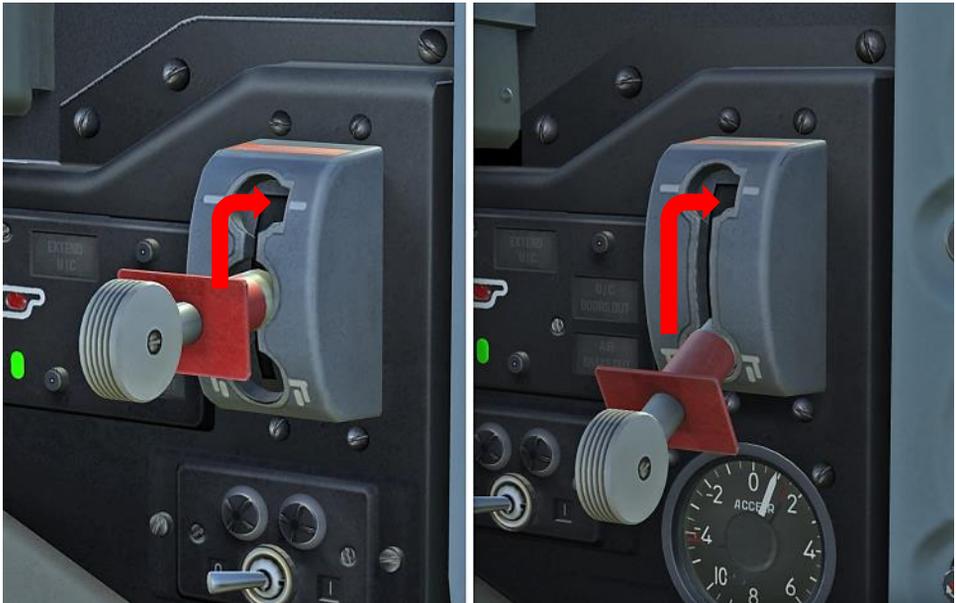


Abbildung 54: Notfalleinfahren des Fahrwerks, im hinteren Cockpit (links) und im vorderen Cockpit (rechts)54

Notbremsung des Hauptfahrwerks

Um eine Notbremsung vorzunehmen, muss der Notbremshebel, der sich jeweils auf dem linken Bedienfeld in beiden Cockpits befindet, nach hinten bewegt werden. Bei einer Notbremsung ist es unmöglich, die Räder separat zu bremsen, um z.B. eine Kurve zu machen. Außerdem wird eine Blockierung der Räder nicht aufgehoben, wenn man ins Schleudern gerät.



Abbildung 55: Notbremshebel im vorderen und hinteren Cockpit55

Der ausgeübte Bremsdruck wird auf einem Manometer angezeigt, der sich auf der Mittelkonsole im vorderen Cockpit befindet.

Steuerwerk

Das Steuerwerk umfasst alle Elemente/Systeme zur Steuerung des Flugzeuges: Steuerung der Querruder, der Höhenruder und des Seitenruders sowie die Steuerung der Trimmruder.

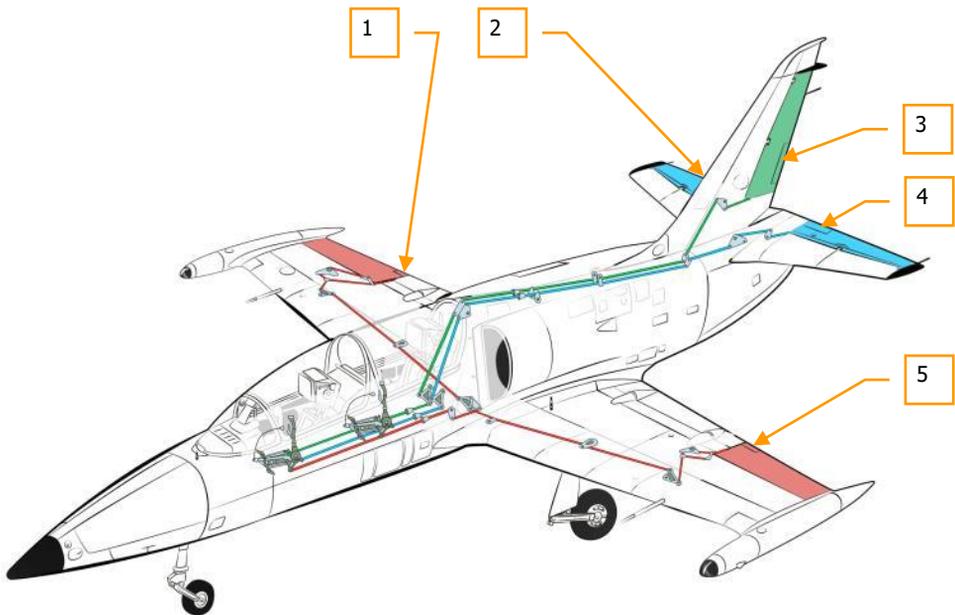


Abbildung 56: Steuerwerk56

1. Querruder
2. Höhenruder-Trimmruder (nicht sichtbar)
3. Querruder
4. Querruder
5. Querruder-Trimmruder

Die Höhen- und Querruder werden mittels Steuerknüppel bewegt, wovon sich jeweils einer im vorderen und im hinteren Cockpit befindet. Die Steuerknüppel sind über Rohrstangen, Zwischenhebeln und Wippen mit den Höhen- und Querrudern verbunden. Das Seitenruder wird mittels Pedale gesteuert, welche auch über Rohrstangen, Zwischenhebeln und Wippen mit dem Seitenruder verbunden sind.

Die Höhen- und Querruder werden mittels Steuerknüppel bewegt, wovon sich jeweils einer im vorderen und im hinteren Cockpit befindet. Die Steuerknüppel sind über Rohrstangen, Zwischenhebeln und Wippen mit den Höhen- und Querrudern verbunden. Das Seitenruder wird mittels Pedale gesteuert, welche auch über Rohrstangen, Zwischenhebeln und Wippen mit dem Seitenruder verbunden sind.

Das Trimmruder am Seitenruder besitzt keinen Elektromotor und verstellt sich in Abhängigkeit zum Ablenkwinkel des Seitenruders.

Die Trimmruder am rechten und linken Höhenruder haben jeweils einen Elektromotor. Der Trimmruder-Motor des rechten Höhenruders wird durch einen Drucktaster am Steuerknüppel gesteuert. Deshalb dient das Trimmruder der Höhenruder-Trimmmung.

Das Trimmruder des linken Höhenruders wird automatisch 15 Grad nach unten abgelenkt, wenn die Landeklappen in die Landstellung ausfahren.

Höhenruder- und Querruder-Trimmer werden mit Hilfe von Elektromotoren ferngesteuert. An jedem Steuerknüppel befindet sich dafür ein Drucktaster. Anzeigen für die Trimmpositionen der Querruder und der Höhenruder befinden sich jeweils in beiden Cockpits auf der Mittelkonsole. Im hinteren Cockpit befindet sich statt einem Zeiger für die Höhenruder-Trimmmung eine Signalleuchte für die Neutralstellung.

Bedienelemente und Anzeigen für die Trimmung im vorderen und hinteren Cockpit

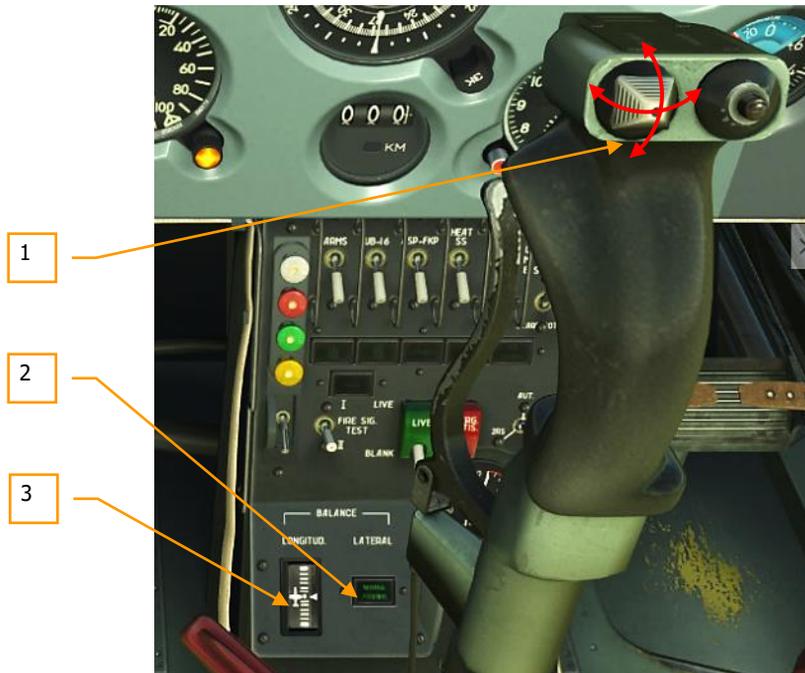


Abbildung 57: Bedienelemente und Anzeigen für die Trimmung, im vorderen Cockpit57

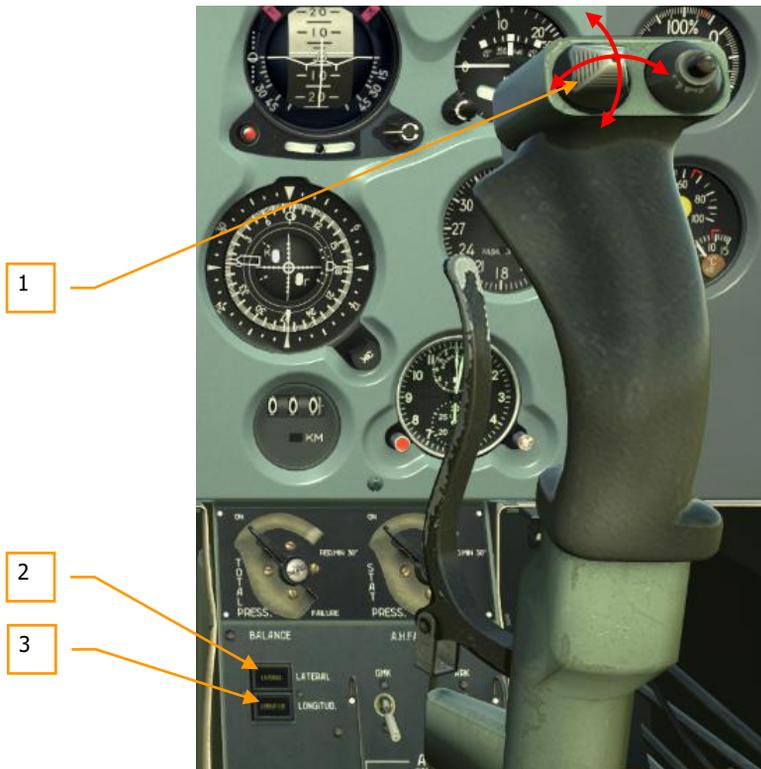


Abbildung 58: Bedienelemente und Anzeigen für die Trimmung, im hinteren Cockpit

1. Trimmknopf
2. Neutralstellung: Querruder
3. Neutralstellung: Höhenruder (im vorderen Cockpit mit Stellungsanzeige, im Hinteren nur eine Neutralleuchte)

Umgebungskontrollsystem

Das Umgebungskontrollsystem sorgt für die Druckversiegelung des Cockpits.

Die Druckversiegelung wird mittels dem ECS-Hebel durchgeführt. Die Cockpits werden druckversiegelt, indem jeweils der ECS-Hebel ganz nach vorne bewegt wird. Durch Bewegen des Hebels in umgekehrte Richtung wird die Versiegelung aufgehoben. Der ECS-Hebel befinden sich jeweils auf dem rechten Bedienfeld in beiden Cockpits.

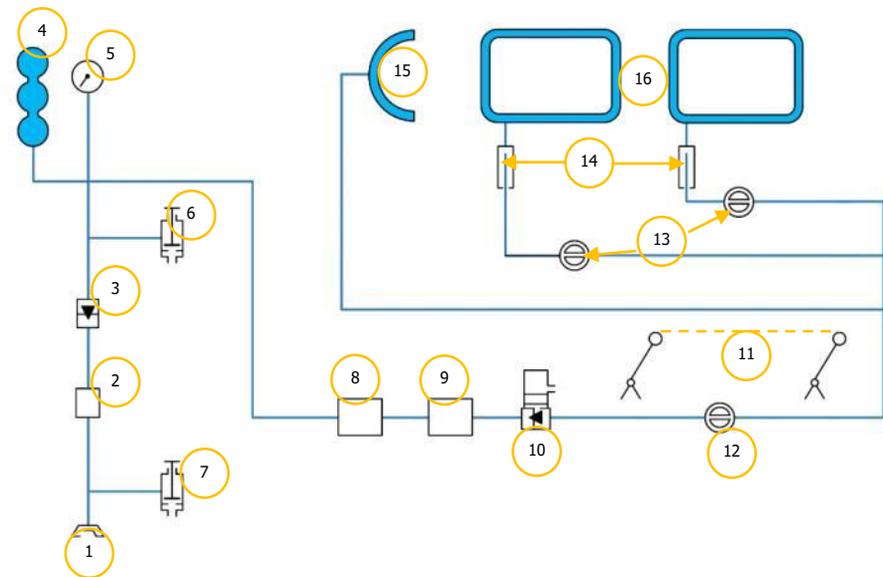


Abbildung 59: Diagramm des Umgebungskontrollsystems59

1. Druckanschluss
2. Filter
3. Rückstoßventil
4. Tank
5. Manometer
6. Entlüftungsventil, lässt die Luft aus dem System
7. Entlüftungsventil, lässt die Luft aus dem System

8. Druckminderer
9. Druckminderer
10. Kombiventil
11. Cockpit-Druckbeaufschlagung und ECS-Einstellhebel
12. Dichtventil
13. Dichtventil für die öffenbaren Haubenteile
14. Teleskopverbindungen
15. Dichtschauch Windschutzscheibe
16. Dichtschläuche für die öffenbaren Haubenteile

Im Fall, dass die Haubenverriegelung ohne vorherige Entsiegelung geöffnet wird, oder beim Ausstieg durch den Schleudersitz, entweicht der Druck aus den Schläuchen automatisch. Das Öffnen der Haube ohne vorherige Druckentlastung ist nicht empfehlenswert, da sich die Haube dadurch von den Scharnieren lösen könnte.

Klimaanlage

Die Klimaanlage sorgt für das Halten der notwendigen Temperatur, des Drucks und dient zur Belüftung des Cockpit. Die Klimaanlage, zusammen mit dem Druckcockpit und der Sauerstoffversorgung formen die Ausrüstung für Höhenflüge.

Das gesamte Cockpit der L-39 ist eine sogenannte Druckkabine. Für den notwendigen Luftdruck sorgt die Druckluft, die vom Triebwerkskompressor erzeugt wird. Durch die Belüftung findet ein Luftaustausch statt, der entweder wärmt oder kühlt. Das Druckversiegeln und Belüften der Cockpits findet nach dem Bewegen des ECS-Hebels nach vorne statt. Nach 30 Sekunden erlischt dann die Leuchte: "AIR CONDIT OFF" auf dem rechten Warn- und Hinweisleuchtenfeld in beiden Cockpits aus. Außerdem blinkt diese Leuchte auch in gewissen Situationen. Sie informiert den Piloten über die Stellung des Absperr- und Luftzuführungsventils. Blinkt die Leuchte, ist das Ventil geschlossen. Ist die Leuchte aus, ist das Ventil geöffnet. Das Absperr- und Luftzuführungsventil wird durch den ECS-Hebel gesteuert. Das Ventil kann nur dann gesteuert werden, wenn der Schalter: "AIR COND" auf dem Sicherungsfeld im hinteren Cockpit in der Neutralstellung steht.

Wenn der Temperaturregler im Notmodus läuft, geht die Leuchte: "AIRCONDIT EMERG" auf dem Warn- und Hinweisleuchtenfeld an. Der Notmodus des Temperaturreglers ist nicht in DCS implementiert und die Warnleuchte geht nur an, wenn der "Check"-Knopf gedrückt gehalten wird.

Die Differenz zwischen der Druckhöhe im Cockpit und dem äußeren Umgebungsdruck wird auf der Differenzanzeige für Höhe und Luftdruck dargestellt. ("UVPD" in Russisch). Ein UVPD ist jeweils in beiden Cockpits vorhanden. Für den Fall, dass ein positiver oder negativer Druckunterschied im Cockpit gemessen wird und das Cockpit auf Höhen von mehr als 2000 m nicht druckversiegelt ist, fängt die Leuchte: CABIN PRESSURE auf dem Warnleuchtenfeld in beiden Cockpits an zu blinken.

Einige Funktionen des Umgebungskontrollsystems, wie z.B. automatisch Cockpittemperaturregelung, die automatische Regelung der Temperatur für den Anzug und individuelle Belüftungsdüsen, sind in dieser Simulation nicht implementiert.

Das Bedienfeld für die Cockpittertemperaturregelung befindet sich auf der rechten Konsole. Auf dem Bedienfeld befindet sich der Schalter für: HEAT – COOL – AUTO und ein Drehregler für die Temperatur. Der Regler für die Belüftung des Pilotenanzugs befindet sich jeweils in beiden Cockpits hinten auf der linken Konsole.



Abbildung 60: Regler für die Belüftung des Pilotenanzugs

Verstellbare Belüftungsdüsen befinden sich in beiden Cockpits rechts neben dem Instrumentenbrett. Alle diese Bedienelemente sind animiert.

Das Belüftung- und Umgebungskontrollsystem und deren Anzeigen im vorderen und hinteren Cockpit



Abbildung 61: Das Belüftung- und Umgebungskontrollsystem und deren Anzeigen im vorderen Cockpit61



Abbildung 62: Das Belüftung- und Umgebungskontrollsystem und deren Anzeigen im hinteren Cockpit62

1. Manometer für Cockpitdruck (UVPD)
2. Cockpit-Druckbeaufschlagung und ECS-Einstellhebel
3. Temperaturregler für den Pilotenanzug
4. Verstellbares Belüftungsrohr
5. Bedienfeld für die Cockpittemperaturregelung
6. Schalter: AIR COND

Treibstoffsystem

Das Treibstoffsystem sorgt für die Verteilung des Treibstoffs an das Triebwerk und damit dessen reibungslosen Betrieb in allen Höhen und bei allen Geschwindigkeiten.

Das System besteht aus dem Haupttreibstoffsystem und dem Flügelspitzentanksystem.

Das Haupttreibstoffsystem beinhaltet fünf Rumpftanks mit einer Gesamtkapazität von 1100 Liter (825 kg). Um die Reichweite des Flugzeugs zu erhöhen, sind zwei Flügelspitzentanks installiert mit je 100 Liter Fassungsvermögen. Somit beträgt die gesamte Treibstoffmenge 975 kg.

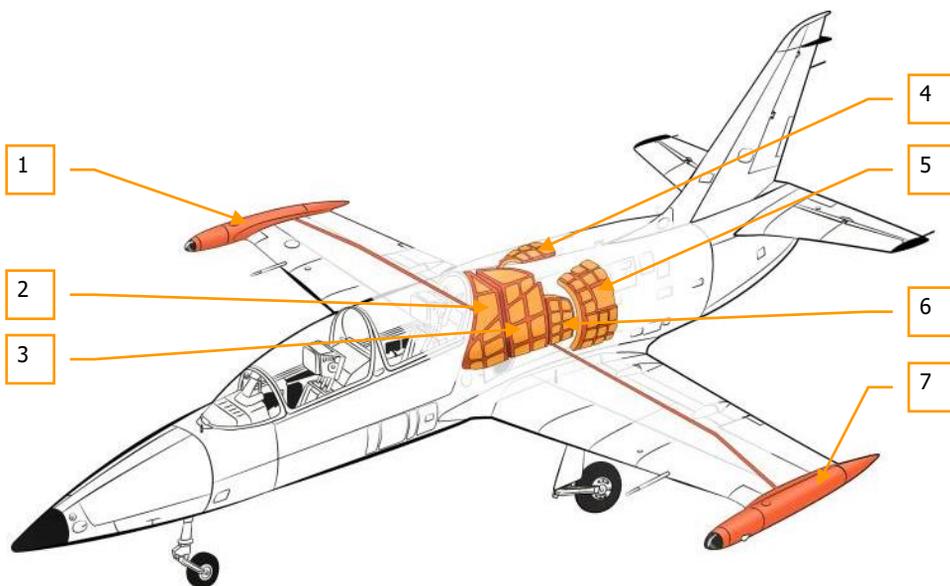


Abbildung 63: Treibstofftanks

1. Rechter Flügelspitzentank (100 l)
2. Rumpftank #1 (260 l)
3. Rumpftank #2 (365 l)
4. Rumpftank #3 (135 l)
5. Rumpftank #4 (135 l)
6. Rumpftank #5 (205 l), Vorlagetank
7. Linker Flügelspitzentank (100 l)

Ein Treibstoffspeicher wird genutzt, um das Triebwerk bei Flugmanövern mit negativen g mit Treibstoff zu versorgen. Er hat ein Fassungsvermögen von 10,5 Liter. Ein Flug mit negativen g-Kräften ist für maximal 20 Sekunden erlaubt. Der Treibstoffspeicher wird im Horizontalflug befüllt. Der Horizontalflug muss daher zumindest 20 Sekunden andauern, bevor wieder mit negativen g-Kräften geflogen werden darf.

Um den Treibstofffluss von den Tanks zu den Treibstoffleitungen zu unterbrechen, muss der Brandhahn benutzt werden. Ein Brandhahn befindet sich jeweils auf der linken Seite in beiden Cockpits. In der vorderen Position ist der Brandhahn geöffnet.



Abbildung 64: Der Brandhahn, wie er in beiden Cockpits zu finden ist64

Reihenfolge der Treibstoffverwendung

Die Reihenfolge für die Nutzung der Treibstofftanks soll dafür sorgen, dass der Schwerpunkt des Flugzeugs innerhalb der Betriebsgrenzen bleibt. Wenn alle Treibstofftanks voll sind (1300 Liter), wird zuerst der Treibstoff aus den Rumpftanks verbraucht. Wenn der Treibstoff in den Rumpftanks bis auf 575 - 625 kg Resttreibstoff verbraucht wurde, dies kann auf der Treibstoffanzeige beobachtet werden, wird der Treibstoff von den Flügelspizentanks bezogen. Es dauert 15 Minuten, bis der gesamte Treibstoff aus den Flügelspizentanks verbraucht ist. Die Treibstoffanzeige zeigt den gesamten verbleibenden Treibstoffvorrat in den Rumpftanks in der Einheit Kilogramm an.

Auf der Treibstoffanzeige wird der Treibstoffvorrat angezeigt incl. eine Markierung für die Nutzung der Reserve.

Um die Treibstoffanzeige einzuschalten, müssen der Batterie-Hauptschalter (BATTERY (95)) und der Triebwerks-Hauptschalter (ENGINE (96)) auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit eingeschaltet werden. Nach 1 bis 2 Minuten sollte die Treibstoffanzeige den derzeitigen Treibstoffvorrat in den

Rumpftanks anzeigen. Eine Treibstoffanzeige gibt es jeweils im vorderen und hinteren Cockpit auf dem Instrumentenbrett.

Wenn der Wechselrichter SPT-40 ausfällt, funktionieren die Anzeigen für den Treibstoff und den Öldruck nicht. Um die Treibstoffanzeige dennoch zu aktivieren, muss der Schalter: ENGINE INDICAT. EMERG im vorderen Cockpit auf dem rechten Bedienfeld eingeschaltet werden. Steht der Zeiger auf der Null entspricht dies 37 kg Treibstoff im Rumpftank.

Nachdem der Treibstoff aus den Flügelspitzentanks verbraucht wurde, wird er automatisch von den Rumpftanks bezogen.

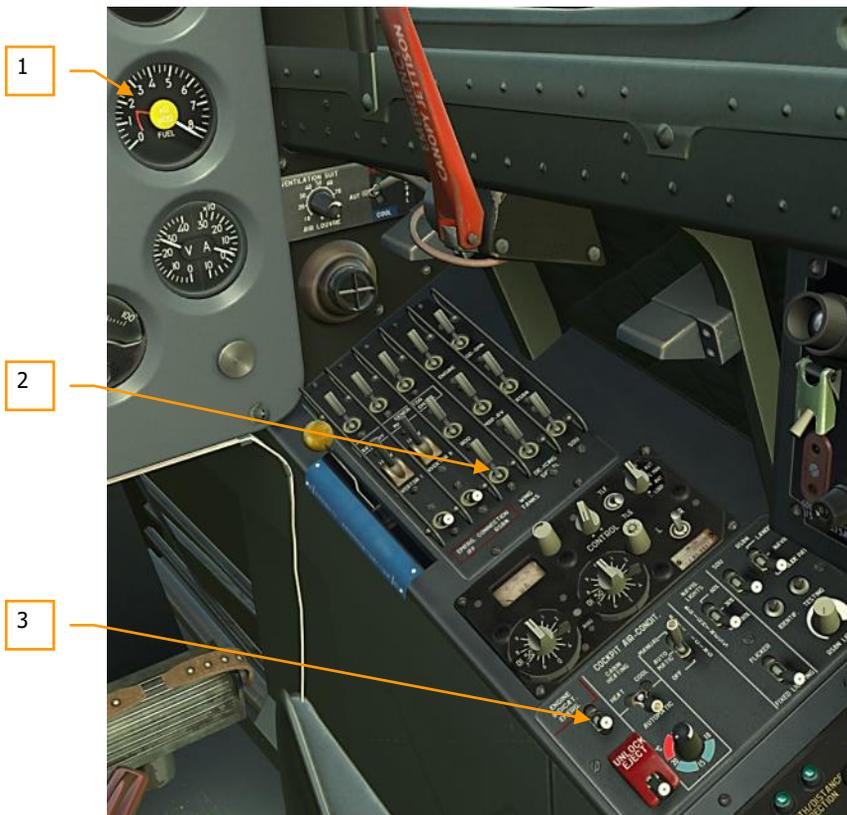


Abbildung 65: Schalter und Anzeigen für die Treibstoffversorgung

1. Treibstoffanzeige
2. Hauptschalter für die Flügelspitzentanks
3. ENGINE INDICAT. EMERG (Notstromversorgung für die Triebwerksanzeigen)

Anzeiger

- Das 150 KG FUEL-Signal auf dem Warnleuchtenfeld in beiden Cockpits bedeutet, dass jetzt nur noch Reservetreibstoff in den Rumpftanks verfügbar ist. Diese Signalleuchte blinkt.
- Das DON'T START-Signal auf dem Warnleuchtenfeld in beiden Cockpits bedeutet Druckabfall in der Treibstoffleitung hinter der Treibstoffpumpe. Diese Signalleuchte blinkt.
- Das FUEL FILTER-Signal auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld in beiden Cockpits bedeutet einen Druckunterschied im Treibstofffilter (dieser dient zum Herausfiltern von Verunreinigungen), d.h. eine grobe Verunreinigung liegt vor. Diese Warnleuchte blinkt nicht.
- Das WING TIP TANKS-Signal auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld in beiden Cockpits geht aus, wenn sich der Treibstoffdruck in den Flügelspitzentanks vergrößert und es geht an, wenn die Flügelspitzentanks leer sind. Wenn die Flügelspitzentanks leer sind somit die WING TIP TANKS-Leuchte an geht, ist es notwendig, den WING TANKS-Hauptschalter auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit auszuschalten. Diese Leuchte blinkt nicht.

Feuerlöschsystem

Das Feuerlöschsystem soll das Feuer im brandgefährdeten Bereich um das Triebwerk löschen. Zu dem Bereich gehören u.a. die Brennelemente, die Brennkammer und das Gaskammergehäuse.

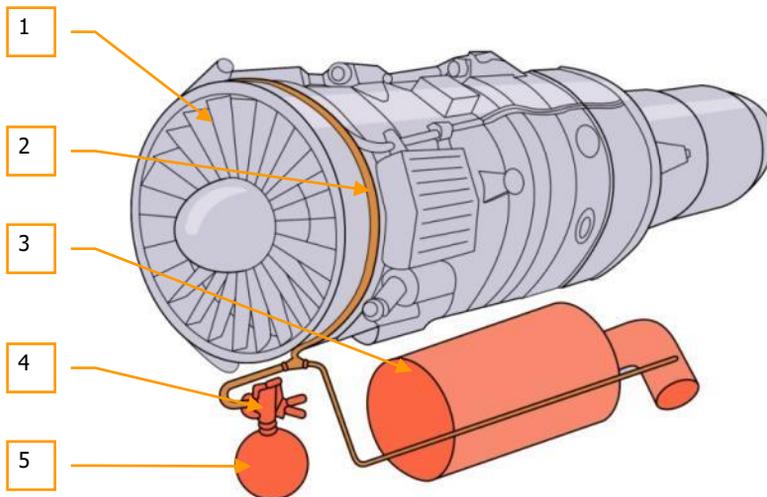


Abbildung 66: Feuerlöschsystem66

1. AI-25TL Triebwerk
2. Verteiler / Sprühring
3. Sapphire-5 Hilfstriebwerk
4. Behälterkopf mit Feuerlöschventil und Treibsätzen
5. Löschmittelbehälter

Die Feuerlöschsrausrüstung der L-39 besteht aus dem SSP-FK-Brandmeldesystem, der Signalisierung von Feuer und dem Feuerlöschsystem.

Brandmelde- und Anzeigesystem

Das Brandmelde- und Anzeigesystem besteht aus sechs Feuersensoren im Triebwerksbereich und FEUER-Leuchten: FIRE auf den Warnleuchtenfeldern im vorderen und hinteren Cockpit.

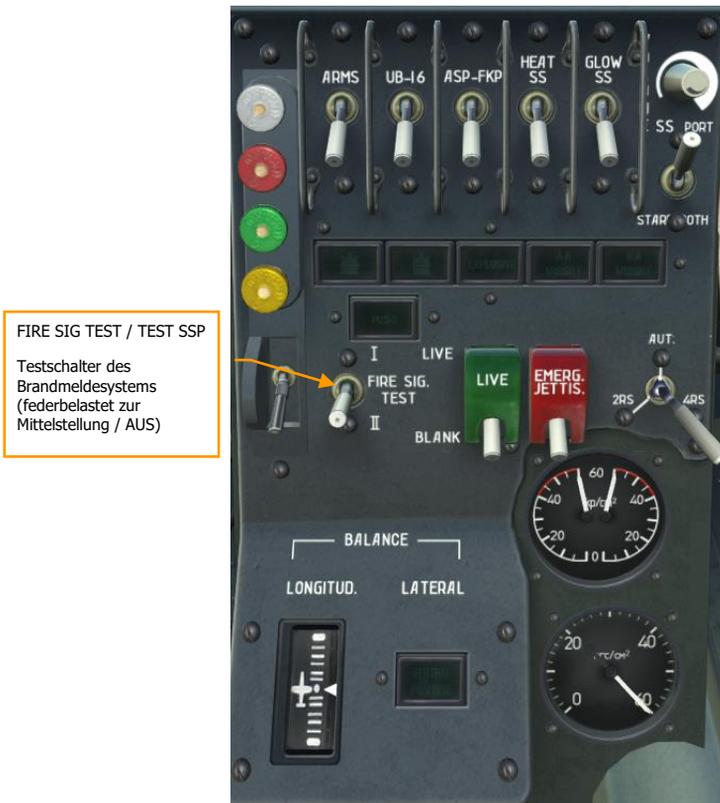
Feuersensoren

Sechs DTBG-thermoelektrische Feuersensoren sind im Triebwerksgehäuse installiert. Diese Sensoren sind in zwei Gruppen mit jeweils drei Sensoren unterteilt. Die Sensoren sind in den am höchsten brandgefährdeten Triebwerksbereichen angebracht: an der APU, am Generator, am linken und rechten Zünder und an der Treibstoffsteuerinheit (engl.: FCU).

Wenn die Temperatur im Triebwerksraum 200 °C erreicht, oder in einer Rate von mehr als 4 °C pro Sekunde ansteigt, wird ein Relais geschlossen und die FIRE-Leuchte (Feuer-Leuchte) geht an. Wenn das Feuer gelöscht ist oder die Temperatur rasch abnimmt, öffnet sich das Relais wieder und die FIRE-Leuchte geht aus.

Testschalter des Brandmeldesystems

Vor jedem Flug sollten überprüft werden, ob die Feuersensoren korrekt funktionieren. Die korrekte Funktion kann mittels dem federbelasteten Testschalter für das Brandmeldesystem: FIRE SIG TEST / TEST SSP überprüft werden, der sich auf der vorderen Mittelkonsole im vorderen Cockpit befindet. Die Stellungen: "I" und "II" sind zum Testen der ersten bzw. der zweiten Sensorgruppe. Zum Testen der Sensoren bewegt man zuerst den Schalter auf die Stellung "I" und hält ihn dort gedrückt, um die erste Sensorgruppe zu testen. Die FIRE-Leuchte sollte an gehen, während der Schalter dort gehalten wird, und sollte aus gehen, wenn der Schalter losgelassen wird. Diese Prozedur sollte auch für die Stellung "II" durchgeführt werden, um die zweite Sensorgruppe zu testen. Beachten Sie bitte, dass dieser Test nur eine Aussage über die elektrische Funktion der Sensorkanäle trifft, nicht aber über die korrekte Einstellung der Meldeschwelle für beide Kanäle (Wann das Feuer-Warnlicht angeht). Dieser Funktionstest stellt außerdem sicher, dass das Brandmeldesystem rückgesetzt wird, nachdem das Feuer gelöscht wurde.



FIRE SIG TEST / TEST SSP
 Testschalter des
 Brandmeldesystems
 (federbelastet zur
 Mittelstellung / AUS)

Abbildung 67: Testschalter des Brandmeldesystems67

Feuer-Warnleuchte

Eine rot leuchtende Feuer-Warnleuchte, mit "FIRE" beschriftet, leuchtet auf dem Warnleuchtenfeld in jeweils beiden Cockpits auf, wenn die Sensoren einen Brand erkennen oder Überhitzung. In beiden Fällen fängt sowohl die FIRE-Leuchte, als auch die rote Hauptwarnleuchte, an zu blinken. Eine Hauptwarnleuchte befindet sich jeweils in beiden Cockpits über dem Instrumentenbrett.

Feuerlöschsystem

Das Feuerlöschsystem besteht aus einem Löschmittelbehälter und der Rohrleitung, um das Löschmittel zu verteilen. Ein Teil der Rohrleitung bildet einen Ring um das Triebwerk und eine andere Rohrleitung führt zum Hilfstriebwerk. In den Rohrleitungen sind Löcher an bestimmten Stellen, um das Löschmittel auf die kritischen Teile des Triebwerkraums bzw. des Hilfstriebwerks zu sprühen.

Zwei pyrotechnische Ladungen "sprengen" das Ventil des Löschmittelbehälters, somit wird das Löschmittel freigesetzt und strömt in die Rohrleitungen. Für den Betrieb der Anlage muss mindestens eine der Ladungen gezündet werden.

Feuerlöschsystemknopf

Im Falle eines Brandes muss die Abdeckung über dem Löschanlagenknopf (EXT, engl. "extinguish") geöffnet und der Knopf gedrückt werden. Solch ein Knopf befindet sich jeweils auf dem vorderen Teil der linken Konsole in beiden Cockpits. Wird einer der Knöpfe gedrückt, werden beide pyrotechnischen Ladungen über einen Stromimpuls gezündet und das Ventil des Löschmittelbehälters wird geöffnet. Sobald der Brand gelöscht ist, geht das FIRE-Warnlicht wieder aus.



Abbildung 68: Feuerlöschsystemknopf68

Der Stromkreislauf wird von zwei Schaltern geschützt. Der erste Schalter, beschriftet mit: FIRE EXT, befindet sich jeweils auf der linken Konsole in beiden Cockpits. Dieser Stromkreis wird mit 24 V direkt vom Batteriebus gespeist. Der zweite Schalter befindet sich hinten rechts auf dem Schalterfeld und ist mit: FIRE beschriftet. Dieser Stromkreis wird mit 26 V Gleichstrom gespeist. Jeder der Stromkreise zündet eine der pyrotechnischen Ladungen, welche aber unter normalen Umständen gleichzeitig gezündet werden.

Vereisungsschutzsystem

Das Vereisungsschutzsystem schützt die Vorderkanten der Triebwerkseinlässe und die Windschutzscheibe vor Vereisung, in dem es warme Luft vom Triebwerk nutzt.

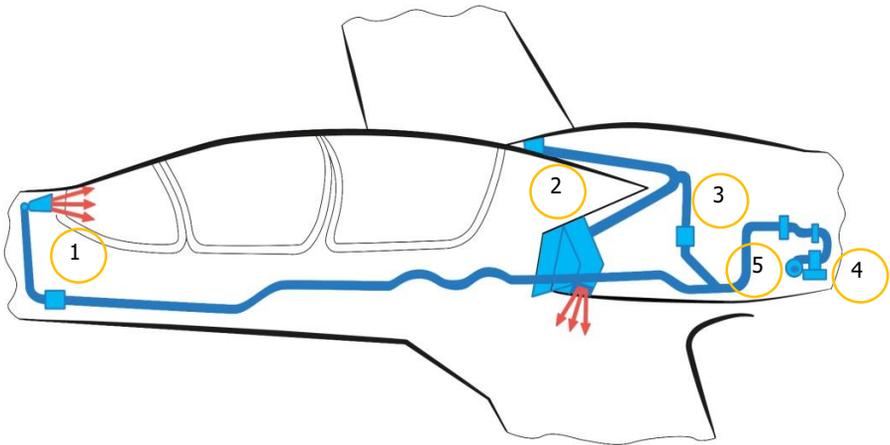


Abbildung 69: Vereisungsschutzsystem69

1. Warmluftdüsen für die Windschutzscheibe
2. Warmluftdüsen für die Vorderkanten der Triebwerkseinlässe
3. Luftmengenbegrenzer
4. Absperrventil
5. Warmlufteinlass

Das System besitzt einen automatischen und manuellen Modus und kann nur vom vorderen Cockpit aus gesteuert werden. Die Modi werden mittels dem ANTI-ICING-Schalter, der sich auf dem rechten Bedienfeld im vorderen Cockpit befindet, gewählt. Er hat drei Stellungen: MANUAL (Manuell) – AUTOMATIC (Automatisch) - OFF (Aus).

In der AUTOMATIC (Automatisch)-Stellung ist das System eingeschaltet und bekommt Signale vom Vereisungssensor RIO-3. Wenn eingeschaltet, geht die DE-ICING ON-Leuchte auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld in beiden Cockpits an. Der Vereisungssensor wird mittels dem DE-ICING SIGNAL-Schalter auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit eingeschaltet. Auf der rechten Konsole im

vorderen Cockpit befindet sich ein Druckknopf mit Leuchte, mit dem man den Stromkreis für den Vereisungssensor testen kann.

Der Vereisungssensor RIO-3 misst die Strahlung zwischen einem Sender und einem Fühler. Wenn sich zw. den beiden Eis bildet, kann der Fühler keine Strahlung mehr vom Sender messen, und somit wird das Vereisungsschutzsystem aktiviert.

Das Vereisungsschutzsystem wird vor dem Flug eingeschaltet, wenn die Außentemperatur unter 5 °C beträgt. Außerdem auch bei schlechten Wetterverhältnissen und bei Nachtflügen.

Befindet sich der Schalter in der AUTOMATIC (Automatisch)-Stellung und Vereisungsbedingungen werden erkannt, so geht zuerst die Schneeflocken-Signallampe an und nicht später als 30 Sekunden geht dann auch die DE-ICING ON-Leuchte an. Liegen keine Vereisungsbedingungen mehr vor, geht das System automatisch aus: zuerst geht die Schneeflocken-Signallampe aus und nach 30 Sekunden geht auch die DE-ICING ON-Leuchte aus. Beiden Leuchten befinden sich jeweils auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld in beiden Cockpits und blinken nicht.

Für den Fall, dass der Vereisungssensor bei Vereisung ausfällt, muss das Vereisungsschutzsystem auf Manuell geschaltet werden. Dafür muss der ANTI-ICING-Schalter in die MANUAL (Manuell)-Stellung gebracht werden. Nicht später als 30 Sekunden danach, geht die DE-ICING ON-Leuchte an. Um das Vereisungsschutzsystem auszuschalten, bringen Sie den Schalter in die OFF (Aus)-Stellung.

Bedienelemente und Signalleuchten des Vereisungsschutzsystem



Abbildung 70: Bedienelemente des Vereisungsschutzsystem70

1. DE-ICING SIGNAL-Hauptschalter
2. Vereisungssensor (RIO-3) Stromkreis-Testknopf

3. Vereisungsschutzsystem-Schalter

AI-25TL-Triebwerk

Allgemeine Spezifikationen, Betriebsgrundlagen und Haupttriebwerksdaten

Ein Zweiwellen-Mantelstromtriebwerk vom Typ: AI-25TL treibt die L-39 an.

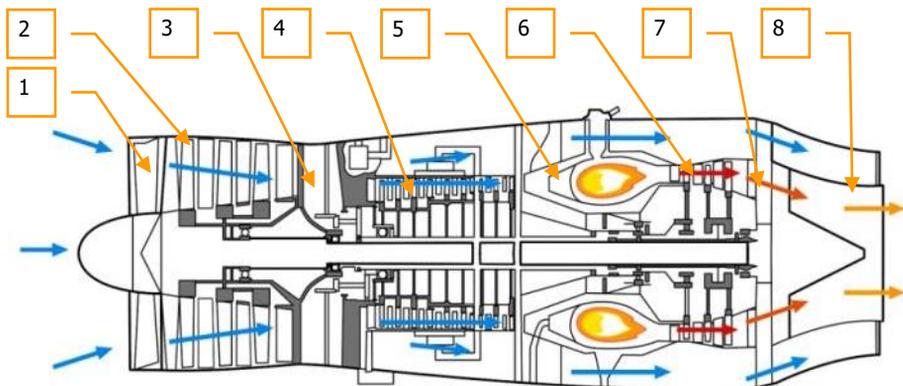


Abbildung 71: AI-25TL-Triebwerk71

1. Fan
2. Niederdruck-Radialverdichter (LPC)
3. Luftstromtrenner
4. Hochdruck-Radialverdichter (HPC)
5. Brennkammer
6. Turbinenläufer
7. Mixkammer
8. Schubdüse

Außenluft wird durch zwei Lufteinlässe, wovon sich jeweils einer auf beiden Seiten des Rumpfes befindet, ins Triebwerk gesaugt.

Von den Lufteinlässen wird die Luft durch einen 3-Stufen-Niederdruck-Radialverdichter angesaugt und in zwei Strömungen aufgeteilt. Der Primärstrom gelangt in den 9-Stufen-Hochdruck-Radialverdichter. Der Sekundärstrom fließt durch eine Mixkammer zur Abgasdüse, wo der Luftstrom in kinetische Energie umgewandelt wird. Der Primärstrom vom Hochdruck-Radialverdichter gelangt in die Brennkammer, wird dort mit Treibstoff angereichert und entzündet. Fließt dann weiter durch den Turbinenläufer in die Mixkammer und dann zur Schubdüse.

Somit wird der Luftstrom signifikant durch das Triebwerk beschleunigt und resultiert in Schubkraft. Das AI-25TL entwickelt einen Standschub von 16.9 kN (3,800 lb) unter einem Standardatmosphärendruck von 1013hPa (29.92 inHg) und einer Temperatur von 15 °C (59 °F) auf Meereshöhe (Normalnull).

Das Triebwerk ist mit einer Vibrationsmesseinheit vom Typ: IV-300 ausgestattet. Die Vibration wird mittels der Vibrationsanzeige: IV-200 überwacht, welches sich im vorderen Cockpit befindet. Sollte die Triebwerksvibration 33 mm/s, fängt die Leuchte für die Triebwerksvibration: ENGINE VIBRATION auf dem Warnlichtfeld in beiden Cockpits an zu blinken. Um die Funktion des IV-300 zu testen, drücken Sie den Testknopf: CHECK VIBRATION im vorderen Cockpit auf der linken Konsole. Der Zeiger auf dem IV-200 schlägt auf 75-100 mm/s aus und die Leuchte für Triebwerksvibration: ENGINE VIBRATION geht an. Die IV-200 Vibrationsanzeige gibt es nicht im hinteren Cockpit.



Abbildung 72: Vibration-Testknopf und Anzeige72

1. IV-300 Testknopf für Triebwerkvibrationsüberwachung (beschriftet mit: CHECK VIBRATION)
2. IV-200 Triebwerk-Vibrationsanzeige

Haupttriebwerkssysteme:

- Triebwerksschmiersystem
- Treibstoffsystem und Triebwerksautomatik
- Triebwerk-Überhitzungsschutzsystem
- Vereisungsschutzsystem
- Triebwerks-Anlaufsystem

Triebwerksschmiersystem

Das Triebwerksschmiersystem versorgt die beweglichen Teile des Triebwerks mit unter Druck stehendem Öl, um die Reibung zu verringern, und zum Teil auch um die Wärme abzuführen. Der Schmierstoff spült auch kleine Metallpartikel von sich berührenden Oberflächen ab und schützt bewegliche Teile. Das Schmiersystem bestimmt die Verfügbarkeit und Lebensdauer des Triebwerks.

Öldruck und Temperatur werden am Triebwerkseinlass von Sensoren erfasst. Der Öldruck bei 95 % Umdrehungsgeschwindigkeit des HPC sollte nicht weniger als 3 kg/cm² betragen. Für andere Modi nicht weniger als 2 kg/cm². Die Öltemperatur sollte nicht höher als 90 °C sein. Sollte der Druck des Öls die Werte unterschreiten, fängt die ENG.MIN. OIL PRESS (Minimum Öldruck)-Leuchte auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld an zu blinken im vorderen Cockpit. So eine Leuchte gibt es im hinteren Cockpit nicht.

Treibstoffsystem und Triebwerksautomatik

Das Treibstoffsystem und die Triebwerksautomatik sorgen für ausreichend Treibstoff in der Brennkammer, abhängig vom Betriebsmodus. Es besteht aus Haupt- und Nottreibstoffsystem.

Der Treibstoffdruck an den Düsen sollte nicht größer als 65 kg/cm² sein. Im Falle eines Teil- oder Komplettausfalls (z.B.infolge eines Kampfschadens) des Treibstoffsystems, ist es notwendig, auf das Nottreibstoffsystem zu schalten, mittels des SEC. REG-Schalters, der sich jeweils auf der linken Konsole in beiden Cockpits befindet. Danach geht die SEC. REG-Leuchte auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld an. Diese Leuchte blinkt nicht.

In dem Fall, dass der Treibstofffilter verstopft oder sich die Druckdifferenz erhöht, geht die FUEL FILTER-Leuchte auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld an. Diese Leuchte blinkt nicht.

Nottreibstoffschalter,
beschriftet mit: SEC. REG.



Abbildung 73: Nottreibstoffschalter73

Treibstoffdruck, Öldruck und -Temperatur müssen mittels Kombiinstrument überwacht werden. Dieses Kombiinstrument befindet sich jeweils auf dem Instrumentenbrett in beiden Cockpits.

Kombiinstrument mit drei Zeiger



Abbildung 74: Kombiinstrument mit drei Zeiger74

1. Treibstoffdruck:
2. Öldruck
3. Öltemperatur

Um dieses Instrument einzuschalten, müssen der Batterie-Hauptschalter und der Triebwerks-Hauptschalter auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit eingeschaltet werden. Die Öl- und Treibstoffdruckzeiger stehen auf Null, und der Öltemperaturzeiger zeigt die aktuelle Temperatur des Öls, wenn das Instrument eingeschaltete wurde.

CHECKS DES HINTEREN COCKPITS

Wenn der Wechselrichter SPT-40 ausfällt, funktionieren die Anzeigen für den Treibstoff und den Öldruck nicht. Um die Treibstoffanzeige dennoch zu aktivieren, muss der Schalter: ENGINE INDICAT. EMERG im vorderen Cockpit auf dem rechten Bedienfeld eingeschaltet werden. Steht der Zeiger auf der Null entspricht dies 37 kg Treibstoff im Rumpftank.

Triebwerk-Überhitzungsschutzsystem

In der L-39 ist ein Triebwerk-Überhitzungsschutzsystem vom Typ: RT-12-9 eingebaut. Alle Bedienelemente dafür befinden sich im vorderen Cockpit.

Das System bietet:

Am Boden (einschließlich Triebwerkskontrolle) und ab dem Rollen bis zum Abheben (bis das Bugrad den Boden verlässt):

- Wenn das Haupttreibstoffsystem genutzt wird, erfolgt eine Anzeige beim Erreichen einer Abgastemperatur (EGT) von 700 ± 15 °C, gefolgt von einer Reduzierung der Treibstoffzufuhr, um den Temperaturanstieg von über 700 ± 15 °C zu verhindern.
- Wenn das Nottreibstoffsystem genutzt wird, erfolgt nur eine Anzeige, dass die Abgastemperatur 700 ± 15 °C erreicht hat. Es erfolgt keine Reduzierung in der Treibstoffzufuhr.
- Sollte die Abgastemperatur weiter steigen und eine Temperatur von 730 ± 15 °C erreichen, geht die Leuchte mit der Beschriftung: J.P.T. 730°C an und das Triebwerk wird mittels Brandhahn automatisch abgeschaltet.

Während des Abhebens, sobald das Bugrad vom Boden abhebt und während des Fluges mit ausgefahrenem Fahrwerk und Landeklappen:

- Wenn die Abgastemperatur 700 ± 15 °C und 730 ± 15 °C erreicht, gehen nur die Warnleuchten an. Es wird weder das Triebwerk gedrosselt noch abgeschaltet. Wenn die Warnleuchte mit der Beschriftung: J.P.T. 700°C an geht während des Fluges, wird die Treibstoffzufuhr verringert und somit der Schub. Das allerdings nur, während oder nach dem Einfahren des Fahrwerks und der Landeklappen.

Während des Fluges mit eingefahrenen Fahrwerk und Landeklappen.

- Wenn das Haupttreibstoffsystem genutzt wird, erfolgt eine Anzeige beim Erreichen einer Abgastemperatur (EGT) von 700 ± 15 °C, gefolgt von einer Reduzierung der Treibstoffzufuhr, um den Temperaturanstieg von über 700 ± 15 °C zu verhindern.
- Wenn das Nottreibstoffsystem genutzt wird, erfolgt nur eine Anzeige, dass die Abgastemperatur 700 ± 15 °C erreicht hat. Es erfolgt keine Reduzierung in der Treibstoffzufuhr.
- Wenn die Abgastemperatur 730 ± 15 °C erreicht, geht nur die Warnleuchte: J.P.T. 730°C an, während Treibstoff vom Hauptsystem oder vom Nottreibstoffsystem bezogen wird. Im Gegensatz zum Betrieb am Boden, erfolgt keine unmittelbare Abschaltung des Triebwerks, wenn die Leuchte während des Fluges angeht.
- Wenn die Leuchte: J.P.T. 730°C während des Fluges an war, verbleibt sie eingeschaltet, auch wenn die Abgastemperatur später verringert wurde. Daraus folgt, dass wenn die Räder bei der Landung den Boden berühren, das Triebwerk automatisch abgeschaltet wird.

RT-12-9 System zur Begrenzung und Anzeige der Abgastemperatur (EGT)

RT-12 JPT Schalter für die manuelle Abschaltung des Reglers, beschriftet mit: OFF JPT REG



Abbildung 75: RT-12 Schalter für die manuelle Abschaltung des Reglers

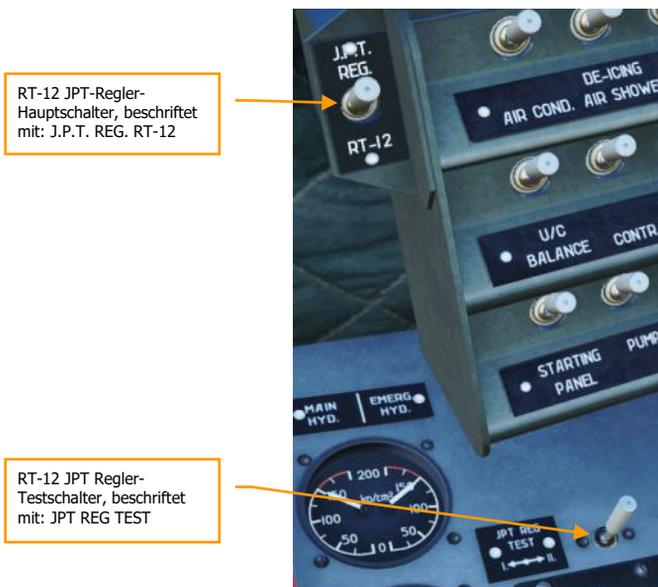


Abbildung 76: RT-12 JPT-Regler-Hauptschalter und -Testschalter

Der RT-12 JPT-Schalter für die manuelle Abschaltung des Reglers (OFF JPT REG), der sich auf dem vorderen, linken Bedienfeld befindet, schaltet das Triebwerk-Überhitzungsschutzsystem ab.

Der RT-12 JPT Regler-Hauptschalter (J.P.T. REG.), der sich auf dem Zusatz-Selbstschalterfeld im vorderen Cockpit befindet, schaltet die Stromversorgung für des Triebwerk-Überhitzungsschutzsystems ein.

Der federbelastete RT-12 JPT-Regler-Testschalter (JPT REG TEST), der sich auf dem rechten Bedienfeld im vorderen Cockpit befindet, dient zur Kontrolle der Systemfunktion, wenn das Triebwerk nicht läuft. Drücken und halten Sie den Schalter in der Stellung: "1" und prüfen Sie, ob die Leuchte: J.P.T. 700°C angeht, was ein funktionierendes System bedeutet. Machen Sie das Gleiche für die Stellung: "2" – die Leuchte: J.P.T. 730°C wird angehen. Es ist nicht empfehlenswert diesen Schalter nach dem Triebwerksstart zu betätigen, da er das Ventil für die Treibstoffbegrenzung einschaltet.

Anzeiger

Die Leuchte: J.P.T. 700 °C befindet sich auf dem Warn- und Hinweisleuchtenfeld im vorderen Cockpit. Sie Leuchtet kontinuierlich, wenn die Abgastemperatur 700 °C erreicht.

Die Leuchte: J.P.T. 730°C befindet sich auf dem Warn- und Hinweisleuchtenfeld im vorderen Cockpit. Sie blinkt, wenn die Abgastemperatur 730 °C erreicht.

Es gibt keine der Leuchten: J.P.T. 700 °C und J.P.T. 730 °C im hinteren Cockpit.

Triebwerks-Vereisungssystem

Das Triebwerks-Vereisungssystem dient dem Schutz der Triebwerksteile, die sich an den Triebwerkseinlässen (Turbinenschaufeln, Triebwerkseinlassverkleidungen) befinden. Die Bedienelemente und Anzeigen sind ähnlich der des Vereisungsschutzsystems des Flugzeuges im Allgemeinen.

Triebwerk-Anlaufsystem

Das Triebwerk-Anlaufsystem sorgt für das Hochfahren des Triebwerks vom Stillstand bis zur Drehzahl gemäß der Schubhebeleinstellung während der Anlaufprozedur.

Einheiten, die am Anlaufprozess beteiligt sind:

- Anlaufautomatik
- Treibstoffzufuhrautomatik
- Druckluftherzeuger (Quelle)
- Druckluftstarter

Das Hilfstriebwerk (engl. Abk.: APU): Saphir-5 erzeugt die Druckluft, welche für das Starten des Triebwerks notwendig ist. Die Druckluft wird zum Druckluftstarter geführt, der dann den Hochdruckrotor des AI-25TL's zum Drehen bringt.

Triebwerk-Bedienelemente im vorderen und hinteren Cockpit

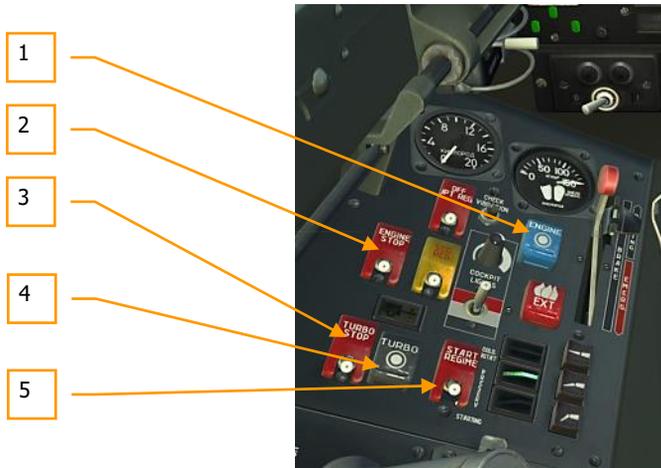


Abbildung 77: Triebwerk-Bedienelemente, vorderes Cockpit

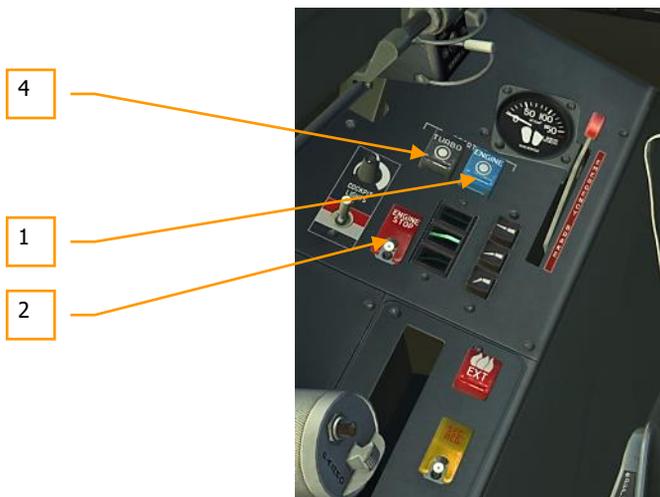


Abbildung 78: Triebwerk-Bedienelemente, hinteres Cockpit78

1. **ENGINE:** Triebwerkstartknopf für das AI-25TL-Triebwerk.
2. **ENGINE STOP:** Triebwerkstoppschalter für den Notstopp durch ein elektrisches Signal, unabhängig von der Stellung des Schubhebels.
3. **TURBO STOP:** Hilfstriebwerkstoppschalter für das Abschalten der Saphir-5 APU
4. **TURBO:** Hilfstriebwerkstartknopf für das Starten der Saphir-5 APU. Wenn die APU läuft, leuchtet die Leuchte: TURBINE STARTER auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld im vorderen Cockpit.
5. **START REGIME:** Triebwerkstartmodussschalter, muss in der STARTING-Stellung stehen.

Der Schubhebel befindet sich in jeweils beiden Cockpits auf dem linken Bedienfeld und dient zur Regelung des Betriebsmodus des Triebwerks. Für den Schubhebel gibt es im vorderen Cockpit Markierungen für die entsprechenden Betriebsmodi.

- **STOP:** Stopp
- Dreiecksmarkierung (wird für das Anlaufen des Triebwerks genutzt, wenn das Nottreibstoffsystem genutzt wird)
- Leerlauf
- **CR SPEED:** Reisegeschwindigkeit
- **NOM:** Nominal-Modus
- **TAKE OFF:** Abheben.

Der Schubhebel im vorderen Cockpit hat außerdem ein Stopp-Schnappschloss, welches beim Herunterfahren des Triebwerks verwendet wird.

Der Schubhebel im hinteren Cockpit hat keine Markierungen für die Betriebsmodi, außerdem auch kein Schnappschloss. Deshalb kann der Schubhebel nur von vorne in die STOP-Stellung bewegt werden.

Der Schubhebel im hinteren Cockpit hat aber ein Riegel, der verhindert, dass der Schubhebel versehentlich in die STOP-Stellung bewegt wird, während des Fluges. Um den vorderen Schubhebel in die STOP-Stellung bewegen zu können, muss der Riegel am hinteren Schubhebel geöffnet sein. Das Triebwerk kann mittels dem Triebwerkstoppschalter (ENGINE STOP), oder durch Schließen des Brandhahns heruntergefahren werden.

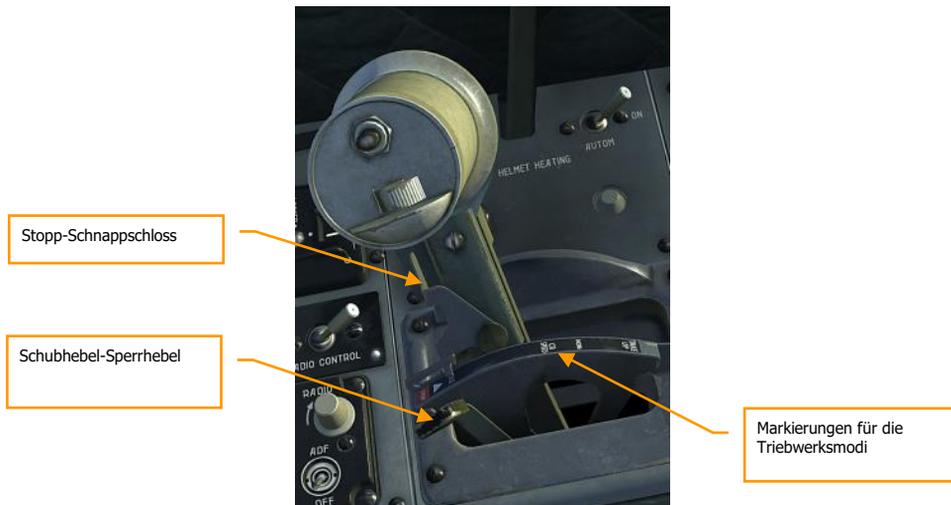


Abbildung 79: Schubhebel, vorderes Cockpit

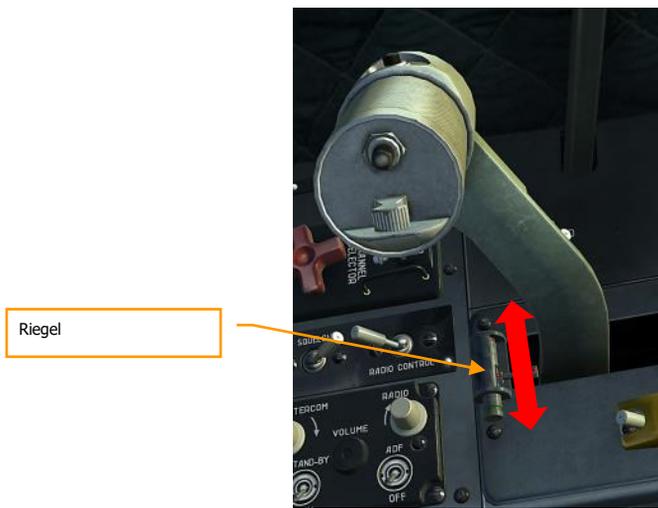


Abbildung 80: Schubhebel, hinteres Cockpit80

Das Triebwerk: AI-25 TL hat folgende Betriebsmodi:

- **Abhebemodus** – "TAKE OFF". Er entspricht der maximal erlaubten Drehzahl des Hochdruckkompressors (HPC) von 106,8 % (der n1-Zeiger auf der Triebwerksdrehzahlanzeige) und maximalen Schub. Dieser Modus wird für das Abheben, Steigen und erhöhen der Fluggeschwindigkeit genutzt. Die Abgastemperatur (EGT) sollte eine Temperatur von 660 °C nicht überschreiten.
- **Nominaler Modus** – "NOM". Er entspricht einer Drehzahl des Hochdruckkompressors (HPC) von 103,2 % (der n1-Zeiger auf der Triebwerksdrehzahlanzeige) und maximalen Schub. Dieser Modus wird für langfristiges Steigen mit nahezu maximaler Fluggeschwindigkeit genutzt. Die Abgastemperatur (EGT) sollte eine Temperatur von 625 °C nicht überschreiten.
- **Reisemodus (85 % der NOM-Kraft)** – "CR SPEED". Er entspricht einer Drehzahl des Hochdruckkompressors (HPC) von 99,6 % (der n1-Zeiger auf der Triebwerksdrehzahlanzeige). Dieser Modus wird für die maximale Flugreichweite (Höchstdauer des Fluges) genutzt, weil der Treibstoffverbrauch dabei am geringsten ist. Die Abgastemperatur (EGT) sollte eine Temperatur von 590 °C nicht überschreiten.
- **Leerlaufmodus** – "IDLE". Er entspricht der Minimumdrehzahl des Hochdruckkompressors (HPC), die zum stabilen Betrieb des Triebwerks nötig ist, und gleicht $56 \pm 1,5$ % (der n1-Zeiger auf der Triebwerksdrehzahlanzeige). Die Abgastemperatur (EGT) sollte eine Temperatur von 600 °C nicht überschreiten. .

Die Triebwerksdrehzahl wird mittels dem ITE-2-Tachometer und die Abgastemperatur mittels dem TST-2-Thermometer überwacht.

ITE-2 (n1-Zeiger – HPC RPM, n2-Zeiger – LPC RPM) und TST-2 sind jeweils in beiden Cockpits vorhanden.



Abbildung 81: ITE-2-Tachometer und TST-2-Thermometer81

Das TST-2-Thermometer zeigt die Abgastemperatur gemessen an dem Punkt, wo die Abgase die Turbine verlassen. Das System besteht aus Temperatursensoren, die sich am Turbinenring befinden, und jeweils einem TST-2-Thermometer in jedem Cockpit. Das Signal der Temperatursensoren kann allerdings immer nur zu einem der Thermometer gesendet werden zur gleichen Zeit. Mittels EGT-Anzeigewahlschalter (Beschriftung: ENG IND), der sich auf dem linken Bedienfeld im hinteren Cockpit befindet, lässt sich die Anzeige der Abgastemperatur umschalten. Auf das TST-2-Thermometer im vorderen Cockpit (Schalter nach vorne) oder auf das TST-2-Thermometer im hinteren Cockpit (Schalter nach hinten).



Abbildung 82: EGT-Anzeigewahlschalter82

Hauptspezifikationen und Betriebsgrenzen des Triebwerks

Parameter	Betriebsmodi			
	Start	Nominal	Reiseflug	Leerlauf
Schub, kgF	1720	1500	1275	≤135
U/min, %	106,8	103,2	99,6	56 ± 1,5
Maximaler EGT, °C				
am Boden	660	625	590	600
im Flug	Auf H ≤ 8000 m 685 (705*) auf H > 8000 m 715	650 670*	615 635*	600
Maximaler Treibstoffdruck, kgF/cm ²	65	65	65	65
Öltemperatur am Triebwerkseinlass, °C	-5 bis +90	-5 bis +90	-5 bis +90	-5 bis +90
Maximale Einsatzflughöhe, m	10.000	12.000	12.000	12.000
Maximale Einsatzdauer, min	20	Unbegrenzt	Unbegrenzt	Am Boden: 30 Im Flug: unbegrenzt
Triebwerksreaktionszeit, wenn der Schubhebel von der Leerlaufstellung auf Maximalstellung bewegt wird, s	9 - 12			
Triebwerksanlaufzeit am Boden und im Flug, s	≤ 50			
Maximale erlaubte Abgastemperatur (EGT) während des Anlaufens, °C				
am Boden	550			
im Flug	600			

* wenn das Vereisungsschutzsystem eingeschaltet ist, erhöht sich die EGT auf 25 - 30 °C

Avionik-Ausrüstung

Die "Flugzeug Avionikausrüstung" (die russische Begrifflichkeit wurde absichtlich beibehalten) dient zur Versorgung der elektrischen Verbraucher mit Energie in Form von Gleich- und Wechselstrom, sie steuert und überwacht den Betrieb des Triebwerks, ermittelt Flugparameter und steuert verschiedene Geräte und Systeme des Flugzeugs.

Die Avionikausrüstung der L-39 umfasst:

- Elektrische Ausrüstung
- Instrumente
- Sauerstoffversorgung und spezielle Ausrüstung für Höhenflüge
- Bordüberwachung und Flugdatenschreiber

Elektrische Ausrüstung

Gleichstromversorgung

Das System für die Gleichstromversorgung (DC) umfasst:

- VG-7500JA Primärer Gleichstromgenerator
- GSR-3000 Ersatz-Gleichstromgenerator
- 12-SAM-28 Bleibatterie(24 V / 28 Ah)

Für den Fall, dass der Primäre Gleichstromgenerator ausfällt, springt der Ersatz-Gleichstromgenerator ein. Wenn beide Generatoren ausfallen, übernimmt die Batterie die Stromversorgung.

Nominale Betriebsspannungen:

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

Der Generator: VG-7500JA wird durch das Triebwerk und der Generator: GSR-3000 durch die Staudruckturbine (engl. Abk.: RAT) angetrieben.

Die Staudruckturbine (RAT) wird automatisch ausgefahren, wenn die Stromversorgung durch den Generator: VG-7500JA während des Fluges ausfällt. Es ist notwendig, eine Geschwindigkeit von mehr als 280 km/h zu halten, damit die Turbine Strom erzeugen kann. Die RAT kann im Notfall mittels eines Hebels, der sich jeweils rechts in beiden Cockpits befindet, ausgefahren werden. Im dem Fall, dass eine Notlandung mit ausgefallenem Triebwerk und ausgefahrenen Fahrwerk durchgeführt werden muss, muss vor der Landung die RAT ausgefahren sein. Schalten Sie den Schalter für den Notfallgenerator (96) aus, beschriftet mit: EMERG. GENERATOR. Wird das Fahrwerk Notausgefahren, so wird die RAT auch mit ausgefahren.



Abbildung 83: GSR-3000-Staudruckturbine⁸³

Die 12-SAM-28-Batterie ist eine Notstromquelle und versorgt wichtige Verbraucher im Falle, dass die Haupt- und Notstromgeneratoren versagen.

Wechselstromversorgung

Das System für die Wechselstromversorgung (AC) umfasst:

- Zwei SPO-1000-Wechselrichter (1 und 2) – 115 V
- SPT-40-Wechselrichter – 36 V
- PT-500C-Wechselrichter – 36 V

Der SPO-1000-Wechselrichter versorgt folgende Systeme:

- RSBN-5S
- RV-5
- RKL-41
- MRP-56P
- R-832M
- Klimaanlage
- IV-300 Triebwerk-Vibrationsmesser
- RIO-3

Der SPT-40 Wechselrichter versorgt folgende Systeme:

- Den elektrischen Zeiger des Ersatz-Horizont`s
- Treibstoffanzeige
- Kraftstoff- und Öldruckanzeige
- Trimmanzeige für die Längsachse

Der PT-500C-Wechselrichter versorgt folgende Systeme:

- AGD-1-Künstlicher Horizont (ADI)
- GMK-1AE-Kreisel-Magnetkompass
- RSBN-5S

Stromverteilung

Um den Strom an die Verbraucher zu verteilen, hat das vordere Cockpit zwei Bedienfelder: Das Hauptschalterfeld und das Zusatz-Hauptschalterfeld.

Es gibt auch ein Verteilungsfeld im hinteren Cockpit. Die Selbstschalter auf diesem Feld übersteuern die des vorderen Cockpits.

Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit



Abbildung 84: Hauptschalterfeld, vorderes Cockpit84

1. **Batterieschalter** – verbindet die Batterie oder eine externe Stromversorgung mit dem Stromnetz des Flugzeugs
2. **Hauptgeneratorschalter** – verbindet den Hauptgenerator mit dem Stromnetz des Flugzeugs
3. **Notgeneratorschalter** – verbindet den Ersatzgenerator mit dem Stromnetz des Flugzeugs
4. **Triebwerkschalter** – ermöglicht das Anlaufen, den Betrieb und die Überwachung des Triebwerks und schaltet den 3 x 36V Wechselrichter ein
5. **AGD-GMK-Schalter** – schaltet den PT-500C-Wechselrichter ein und versorgt GMK-1AE und AGD-1 mit Gleichstrom
6. **Wechselrichterschalter 1** – schaltet den ersten SPO-1000-AC-115V-Wechselrichter
7. **Wechselrichterschalter 2** – schaltet den zweiten SPO-1000-AC-115V-Wechselrichter
8. **RDO-Schalter (ICS und Funkgerät)** – schaltet SPU-9-Intercom und das R-832M-Funkgerät
9. **MRP-RV-Schalter** – schaltet den MRP-56P-Funkfeuer-Empfänger und den RV-5-Radarhöhenmesser
10. **RSBN-Schalter (ISKRA)** – schaltet das RSBN-5S- / ISKRA-K-System
11. **IFF-Notschalter (SRO)** – schaltet die Stromversorgung über die Batterie für den IFF-Transponder im Flug und am Boden ein, für den Fall, dass Haupt- und Ersatzgenerator ausfallen
12. **RSBN-Notschalter (ISKRA)** – schaltet die Stromversorgung über Ersatz-Generator oder Batterie für die Systeme: RSBN-5S / ISKRA-K ein, für den Fall, dass der Hauptgenerator ausfällt
13. **Flügel tankschalter** – schaltet das Anzeigesystem für den Treibstoffvorrat ein
14. **RIO-3-Schalter** – schaltet des RIO-3-Sensor ein
15. **SDU-Schalter** – schaltet das SDU-Fernsteuerlandesystem ein

Anmerkung:

Diese Schalter sind zugleich Sicherungsautomaten (engl. Abk.: ACBs) – in Russisch: "Автомат Защиты Сети" (АЗС) – und agieren sowohl als Hauptschalter als auch als elektrische Sicherung.

Zusatz-Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit

Auf dem Zusatz-Hauptschalterfeld befinden sich 24 Hauptschalter, die verschiedene Stromverbraucher einschalten. Im Normalbetrieb werden alle diese Schalter durch das Bodenpersonal eingeschaltet. Vor dem Flug muss der Pilot aber sicherstellen, dass alle diese Schalter an sind.

In der DCS: L-39C sind alle Schalter auf dem Zusatz-Hauptschalterfeld standardmäßig eingeschaltet.

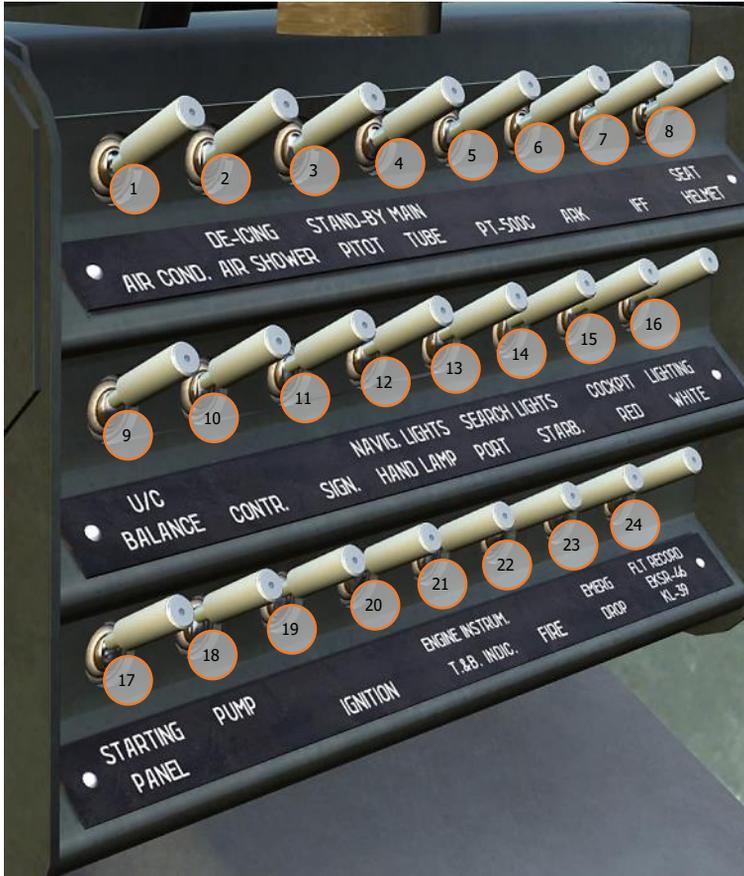


Abbildung 85: Zusatz-Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit85

Auf dem Zusatz-Hauptschalterfeld sind folgende Schalter:

1. **AIR COND** – für die Klimaanlage
2. **DEICING AIR SHOWER**– für das Vereisungsschutzsystem. Er schaltet die Belüftung des Pilotenanzugs und die Lüftungsrohre. (Nicht implementiert in DCS)
3. **STAND-BY PITOT TUBE** – für das Ersatz-Pitotrohr (links)
4. **MAIN PITOT TUBE** – für das primäre Pitotrohr (rechts)
5. **PT-500C** – für den PT-500C-Wechselrichter
6. **ARK** – für das RKL-41-ADF
7. **IFF** – für den SRO-2M-Transponder
8. **SEAT HELMET** – für die Sitzhöhenverstellung und die Helmvisierheizung. (Nicht implementiert in DCS)

9. **U/C BALANCE** – für die Anzeige und Steuerung der Quer- und Höhenrudertrimmung, Fahrwerk und Landeklappen.
10. **CONTR.** – für das Steuersystem der Landeklappen und Bremsen. Schaltet die Bremssystemsteuerung, die Anzeige für die kritische Machzahl, das Geschwindigkeitsstopprelais, welches bei einer Geschwindigkeit von 310 kn/h geschaltet wird und schaltet die "STAND ALERT"-Leuchte, welche die Bereitschaft des Waffenkontrollsystems anzeigt.
11. **SIGN.** – für die Leuchten aller Signalleuchtenfelder im vorderen Cockpit
12. **NAVIG. LIGHTS HAND LAMP** – für das Notlicht und das externe Beleuchtungssystem
13. **SEARCH LIGHTS PORT** – für die linken Lande-/ Rolllichter
14. **SEARCH LIGHTS STARB.** – für die rechten Lande-/ Rolllichter
15. **COCKPIT LIGHTING RED** – für Rotlicht-Cockpitbeleuchtung
16. **COCKPIT LIGHTING WHITE** – für Weißlicht-Cockpitbeleuchtung
17. **STARTING PANEL** – für das Anlass-Bedienfeld
18. **PUMP** – für die Treibstoffpumpen
19. **IGNITION (Zündung)** – für den Anlasser, dessen Betrieb und Überwachung
20. **IGNITION (Zündung)** – für den Anlasser, dessen Betrieb und Überwachung
21. **ENGINE INSTRUM. T.&B. INDIC.** – für den SPT-40-Wechselrichter
22. **FIRE** – für das Feuerlöschsystem
23. **EMERG DROP** – für den Notabwurfschalter
24. **FLT RECOR EKSR-46 KL-39** – für den EKSR-46-Fackelwerfer, den Schleudersitz und SARPP-12GM-Flugdatenschreiber

Zusatz-Hauptschalterfeld im hinteren Cockpit

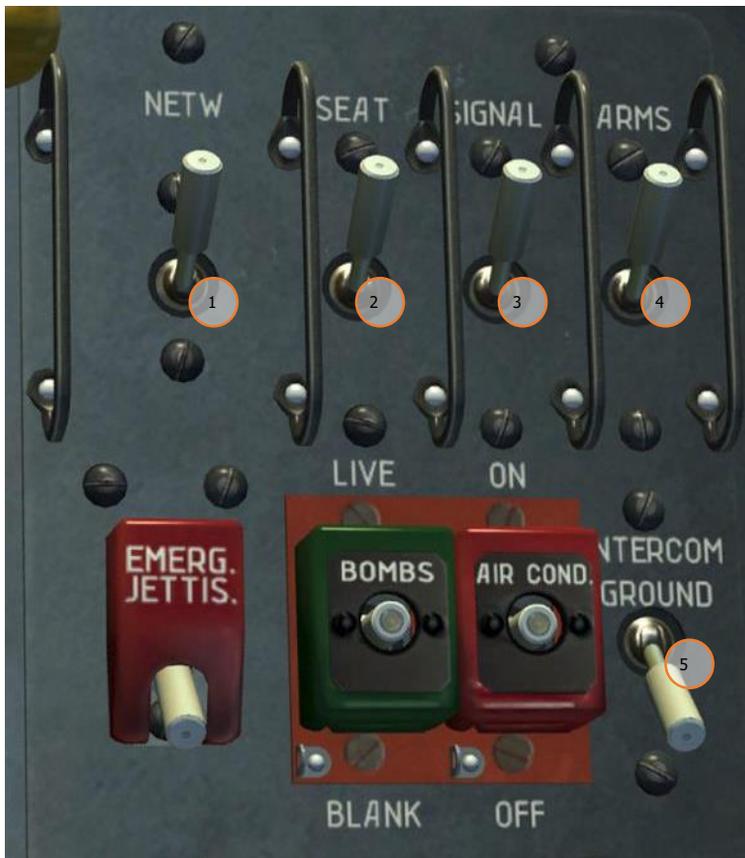


Abbildung 86: Hauptschalterfeld im hinteren Cockpit

1. **NETW** – erlaubt die Zuführung von Strom ins Bordstromnetz. Achtung: Muss immer eingeschaltet sein!
2. **SEAT CB** – für die Sitzverstellung im hinteren Cockpit (Sitzhöhenverstellung)
3. **SIGNAL CB** – für die Leuchten aller Signalleuchtenfelder des hinteren Cockpits
4. **ARMS CB** – für die Waffenkontrollen im vorderen Cockpit. Er übersteuert die Einstellung im vorderen Cockpit.
5. **INTERCOM GROUND CB** – für die Kommunikation mit der Bodencrew.

Verbinden der Wechsel- und Gleichstromquellen mit dem Stromnetz und dessen Überwachung

Verbinden des Bodenstromaggregats mit dem Bordstromnetz

Die Verbindung zu einem Bodenstromaggregat wird dem Piloten im Cockpit mittels der Leuchte mit dem Symbol für ein Bodenstromaggregat (117) auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit angezeigt, und durch ein Spannungsmesser. (Spannung innerhalb von 27 - 29 V). Es gibt keinen Spannungsmesser im hinteren Cockpit.[121](#)



Abbildung 87: Leuchte für externe Stromversorgung⁸⁷

Verbinden der 12-SAM-28-Batterie mit dem Bordstromnetz

Um die Batterie mit dem Bordstromnetz zu verbinden, muss der Schalter: BATTERY auf dem Hauptschalterfeld eingeschaltet werden. Die Verbindung wird mittels Spannungsmesser und den Leuchten: GENERATOR MAIN und GENERATOR EMERG, die auf dem Leuchtenfeld blinken kontrolliert. Der Spannungsmesser sollte 24 V anzeigen.

Verbinden des Hauptgenerators mit dem Bordstromnetz

Um den Hauptgenerator zu verbinden, muss der Schalter: GENERATOR MAIN auf dem Hauptschalterfeld eingeschaltet werden. Der Hauptgenerator wird dann mit dem Bordstromnetz verbunden, sobald das Triebwerk gestartet wurde und die Verbindung zur Bodenstromversorgung

getrennt wurde. Wenn der Hauptgenerator verbunden ist, gehen die Leuchten: GENERATOR MAIN und GENERATOR EMERG aus. Der Spannungsmesser sollte zwischen 28 - 29 V anzeigen.

Einschalten der SPO-1000-Wechselrichter:

Um die SPO-1000-Wechselrichter I und II einzuschalten, ist es notwendig, die Schalter: 115 V INVERTER I und 115V INVERTER II (96) auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit einzuschalten.⁹⁹

Die korrekte Funktion der Wechselrichter kann über den normalen Betrieb der elektrischen Verbraucher, die von den zwei Wechselrichtern betrieben werden, verifiziert werden, wie oben beschrieben.

Sollte einer der Wechselrichter ausfallen, schalten alle Verbraucher zum dem noch funktionierenden Wechselrichter und die Leuchte: INV. 115V FAIL fängt auf dem Warnleuchtenfeld an zu blinken, in beiden Cockpits.

Einschalten des SPT-40-Wechselrichters:

Dieser Wechselrichter wird durch den Schalter: ENGINE auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit eingeschaltet.

Die korrekte Funktion dieses Wechselrichters kann über den normalen Betrieb der elektrischen Verbraucher, die von ihm betrieben werden, verifiziert werden, wie oben beschrieben.

Für den Fall, dass dieser Wechselrichter ausfällt, fängt die rote Leuchte: INV. 3x36V FAIL, auf dem Warn- & Hinweisleuchtenfeld, in jeweils beiden Cockpits, an zu blinken.

Einschalten des PT-500C-Wechselrichters:

Dieser Wechselrichter wird mittels dem Schalter: AGD-GMK auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit eingeschaltet.

Die korrekte Funktion dieses Wechselrichters kann über den normalen Betrieb der elektrischen Verbraucher, die von ihm betrieben werden, verifiziert werden, wie oben beschrieben.

Beleuchtungssystem

Das Beleuchtungssystem der L-39C ist in folgende Untersysteme unterteilt:

- Außenbeleuchtung
- Innenbeleuchtung
- Cockpitanzeigen, inklusive Warn-, Gefahr- und Hinweisleuchten

Außenbeleuchtung

Die Außenbeleuchtung dient zur Beleuchtung des Flugzeuges selbst, gegenüber dem Boden und der Luft.

1. Drei Positionsleuchten: eine rote Positionsleuchte befindet sich am linken Flügelspitzentank, eine grüne am rechten Flügelspitzentank und eine weiße Leuchte oben an der Rumpfflosse.
2. Zwei Lande- / Rollleuchten: Eine kombinierte Lande- / Rollleuchte mit zwei Glühfäden ist jeweils vorne an den Flügeltanks installiert. Der Unterschied zwischen dem Lande- und dem Rolllicht ist die Breite des Lichtstrahls. Die Rolllichter sorgen für einen breiten Lichtstrahl, weil sie die Sicht auf die Piste bzw. den Rollweg während der Bewegung am Boden bei Dunkelheit gewährleisten sollen. Die Landeleuchten haben einen schmaleren Lichtstrahl, da sie den Boden und die Piste voraus zum Abheben und zum Landen auf weite Entfernung beleuchten sollen.
3. Jeweils eine weiße Leuchte ist an den Fahrwerksbeinen angebracht: eine Leuchte am Bugrad und jeweils eine Leuchte an den beiden Hauptfahrwerksbeinen. Diese Leuchten dienen als Anzeige für korrekt ausgefahren und verriegelte Fahrwerksbeine. In anderen Worten: sie dienen als Indicator für ein korrekt ausgefahrenes und verriegeltes Fahrwerk.

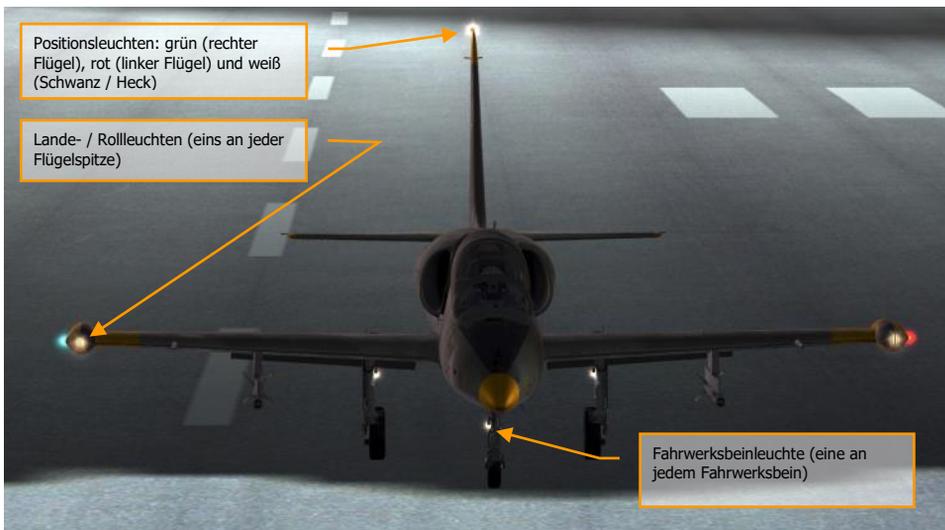


Abbildung 88: Außenbeleuchtung88

Bedienelemente für die Außenbeleuchtung

Die Bedienelemente für die Außenbeleuchtung befinden sich auf dem rechten Bedienfeld und sind nur im vorderen Cockpit vorhanden.

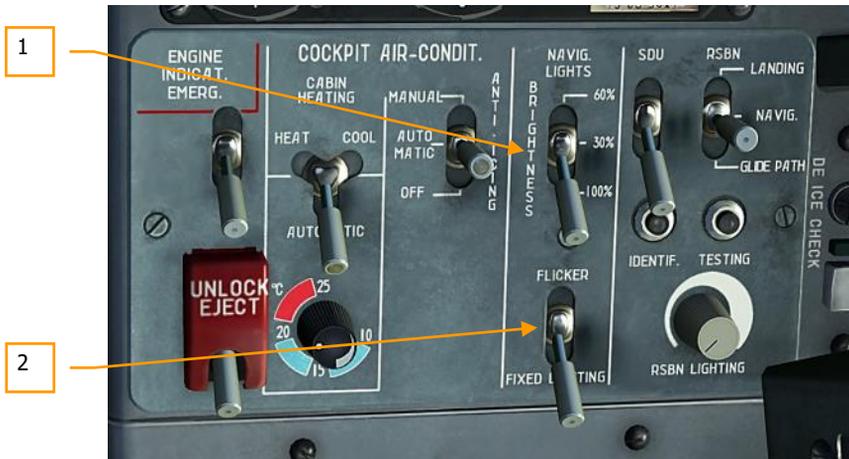


Abbildung 89: Bedienelemente für die Positionsleuchten⁸⁹

Die Positionsleuchten werden durch die zwei folgenden Dreiwegeswitcher bedient:

1. Helligkeitsregler für Positionsleuchten (mit "BRIGHTNESS" beschriftet) mit drei unterschiedlichen Helligkeitsstufen (von oben nach unten):
 - a. **60 % (BRT)**: mittlere Helligkeit
 - b. **30 % (DIM)**: minimal Helligkeit
 - c. **100 % (MAX)**: maximale Helligkeit

Die Schalterposition ist erst wirksam, wenn sich der Schalter für die Positionsleuchten-Modi (siehe unten) nicht in der Aus-Stellung (OFF, Mittelstellung) befindet.

2. Der Schalter für die Positionsleuchten-Modi hat drei Stellungen (von oben nach unten):
 - a. **FLICKER**: Posi`s blinken
 - b. **OFF**: Posi`s aus
 - c. **FIXED LIGHTING**: Posi`s Dauerlicht



Abbildung 90: Schalter für Lande- und Rolleuchten⁹⁰

Der Dreiwegschalter (beschriftet mit: SEARCH L.) dient der Schaltung der Lande- und Rolleuchten. Dieser Schalter befindet sich in jeweils beiden Cockpits über dem vorderen Teil der linken Konsole und hat die folgenden Stellungen:

- **TAX.** (TAXIING, deutsch: Rollen): die Rolleuchten gehen automatisch aus, sobald das Fahrwerk eingefahren ist
- **OFF** (deutsch: AUS): die Lande- und Rolleuchten sind ausgeschaltet
- **LAND.** (LANDING, deutsch: Landung): die Landeleuchten bleiben an, unabhängig der Stellung des Fahrwerks.

Wenn ein Nachtflug durchgeführt wird, kann der Pilot mithilfe des Landelichts sicherstellen, dass das Fahrwerk ausgefahren ist. Um das zu tun, muss der Schalter für die Lande- und Rolleuchten in der TAX-Stellung befinden. Wenn das Landelicht an geht, ist das Fahrwerk ausgefahren, wenn nicht, ist das Fahrwerk noch eingefahren.

Wichtig: Es wird empfohlen, die Landeleuchten auf dem Boden bzw. während des Rollens nicht länger als drei Sekunden zu nutzen, da diese überhitzen könnten (nicht in DCS simuliert).

Die Leuchten an den Fahrwerksbeinen werden automatisch eingeschaltet, sobald das Fahrwerk ausgefahren wurde. Allerdings nur, wenn der Positionsleuchten-Schalter nicht in der OFF-Stellung steht.

Innenbeleuchtung

Cockpit-Beleuchtungssystem mit Rot- und Weißlicht

Dieses System sorgt für die Beleuchtung der Instrumente und Bedienfelder mit rotem (Hauptlicht) und weißem Licht (Ersatzlicht).

Wenn der Stromkreis für das Hauptlicht (rot) überlastet wird, oder die Sicherung herauspringt, wird automatisch das Ersatzlicht (weiß) eingeschaltet. Es ist außerdem möglich, das Ersatzlicht manuell einzuschalten.

Dieses Beleuchtungssystem besteht aus den folgenden Komponenten:

- Vorderes Cockpit
 - Individuelle Instrumentenbeleuchtung
 - Sechs Leuchten für die Konsolen
 - Eine Leuchte für die Mittelkonsole
 - Notkompass-Leuchte
 - Leuchte für die Anzeige der Nick-Trimmung
 - Beleuchtung des Kurskreisels
- Hinteres Cockpit
 - Individuelle Instrumentenbeleuchtung
 - Vier Leuchten für die Konsolen
 - Eine Leuchte für die Mittelkonsole

In beiden Cockpits wird jedes der Instrumente indirekt mit Rot- oder Weißlicht beleuchtet. Die Instrumentenbeleuchtung wird über das entsprechende Bedienfeld auf der linken Seite des Cockpits geschaltet.

Der magnetische Kompass: KI-13 wird immer durch Weißlicht beleuchtet, unabhängig von der Stellung des Schalters für die Instrumentenbeleuchtung.

Für den Fall, dass Rot- und Weißlicht ausfallen, muss das Notlicht eingeschaltet werden. Notlicht gibt es nur für das vordere Cockpit.



Abbildung 91: Bedienelemente für das Beleuchtungssystem im vorderen und hinteren Cockpit

In jeweils beiden Cockpits gibt es auf der linken Seite ein Bedienfeld für das Cockpit-Beleuchtungssystem, welches zwei der folgenden Bedienelemente enthält:

1. Helligkeitsregler für die Instrumentenbeleuchtung. Drehregler für die Helligkeit der Instrumentenbeleuchtung. Drehen des Reglers im Uhrzeigersinn erhöht die Helligkeit, drehen gegen den Uhrzeigersinn verringert die Helligkeit.
2. Schalter für Instrumentenbeleuchtung. Dieser Dreiwegschalter hat folgende Stellungen:
 - a. Oben: Hauptlicht. Rote Hauptleuchten ein.
 - b. Mitte: AUS. Rot- bzw. Weißlicht aus.
 - c. Unten: Ersatzlicht. Weißes Ersatzlicht ein.



Abbildung 92: Weiße und rote Cockpit-Beleuchtung im vorderen Cockpit92

Not-Innenbeleuchtung

Die Not-Leuchte für das Instrumentenbrett, welche sich an der linken Seite der Visiereinrichtung befindet, sorgt für die Beleuchtung des Instrumentenbretts in Notsituationen. Solch eine Leuchte gibt es nicht im hinteren Cockpit.

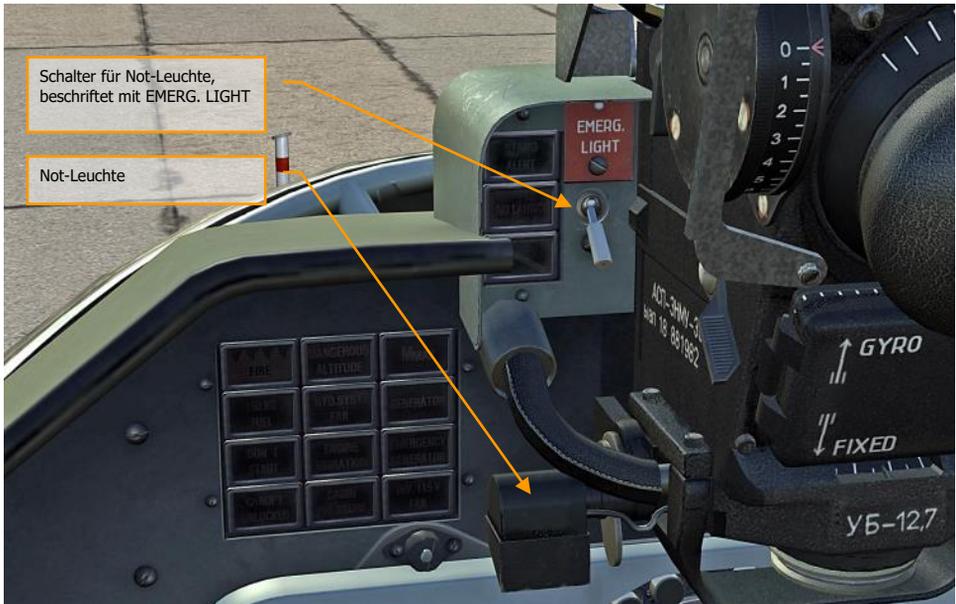


Abbildung 93: Not-Leuchte93



Abbildung 94: Cockpit mit eingeschalteter Not-Leuchte94

Cockpit-Signalisierung

Dieses System sorgt für die Information des Piloten über normalen und abnormalen Betrieb der Systeme (gefährliche Zustände oder Notsituationen), inklusive des Triebwerks.

Es besteht aus:

- Informations- und Warnleuchtenfelder
- Fahrwerksanzeige (die Bedeutung der Leuchten ist im Kapitel: Haupthydrauliksystem beschrieben)
- Landeklappenanzeige (die Bedeutung der Leuchten ist im Kapitel: Haupthydrauliksystem beschrieben)
- Trimmanzeige (die Bedeutung der Leuchten ist im Kapitel: Flugzeugsteuerung beschrieben)
- Leuchte für Bodenstromaggregat
- Bewaffnungsanzeige (die Bedeutung der Leuchten ist im Kapitel: Kampfeinsatz beschrieben)

Die Informations- und Warnleuchtenfelder befinden sich oberhalb des Instrumentenbretts, in jeweils beiden Cockpits.

Warnleuchten und Gefahr- & Hinweisleuchtenfelder

Jedes der zwei Cockpits ist mit unabhängigen Warn-, Gefahr-, und Hinweisleuchten unter dem Blendschutz ausgestattet. Die rechteckigen Leuchten gibt es in den Farben: weiß, rot, gelb und grün, außerdem befinden sich darauf Beschriftungen oder Symbole. Die Warnleuchten sind rot, die Gefahrleuchten sind gelb und die Hinweisleuchten sind entweder weiß oder grün.

Das Warnleuchtenfeld besteht aus zwölf Leuchten und befinden jeweils in beiden Cockpits.

Die Gefahr- und Hinweisleuchtenfelder, welche sich jeweils in beiden Cockpits befinden, sind unterschiedlich. Die im vorderen Cockpit enthalten sechzehn Leuchten, fünfzehn davon werden genutzt, das sechzehnte (nicht verwendbar in DCS) dient als Reserve. Die im hinteren Cockpit enthalten zwölf Leuchten, elf davon werden genutzt, das zwölfte (nicht verwendbar in DCS) dient als Reserve.

Die Gefahr- und Hinweisleuchtenfelder im hinteren Cockpit unterscheiden sich folgendermaßen:

- INV. 3x36V FAIL statt AIRCONDIT. EMERG.
- AZIMUTH CORRECT statt CONFORM. AZIMUTH
- DISTANCE CORRECT statt TURBINE STARTING
- Folgende Leuchten gibt es nicht:
 - ENG. MIN. OIL PRESS
 - J.P.T. 730°C
 - J.P.T. 700°C

Die blinkende, rote Hauptwarnleuchte hat keine Beschriftung und befindet sich über dem Instrumentenbrett in jeweils beiden Cockpits. Im vorderen Cockpit ist sie auf der rechten Seite des ASP-3NMU-Visiers. Diese Warnleuchte fängt an zu blinken, wenn eine der folgenden Leuchten angeht:

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

Diese Leuchten werden in den jeweiligen Kapiteln des Handbuchs näher beschrieben.



Abbildung 95: Warnleuchten und Gefahr- & Hinweisleuchtenfelder im vorderen Cockpit



Abbildung 96: Warnleuchten und Gefahr- & Hinweisleuchtenfelder im vorderen Cockpit

1. Warnleuchtenfeld
2. Gefahr- & Hinweisleuchtenfeld
3. Hauptwarnleuchte

Das Bedienfeld für die Helligkeitsregelung dieser Leuchten befindet sich jeweils auf der rechten Konsole in beiden Cockpits und enthält die folgenden zwei Bedienelemente:

1. Drehregler für die Signalleuchten. Dieser Drehregler erlaubt die Einstellung der Helligkeit in fünf Stufen für die folgenden Elemente:
 - a. Hauptwarnleuchte
 - b. Alle Warn-, Gefahr und Hinweisleuchten
 - c. Fahrwerksanzeige
 - d. Landeklappenstellungsleuchten
 - e. Trimmanzeige
 - f. Bewaffnungsanzeigeleuchten

Die Helligkeitsregelung für die: FDR ON-Leuchte wird durch das Drehen des Leuchtensockels erreicht.

2. Signalleuchten-Testknopf. Wenn dieser Knopf gedrückt wird, gehen alle Warn-, Gefahr und Hinweisleuchten an, solange bis der Knopf wieder losgelassen wird.

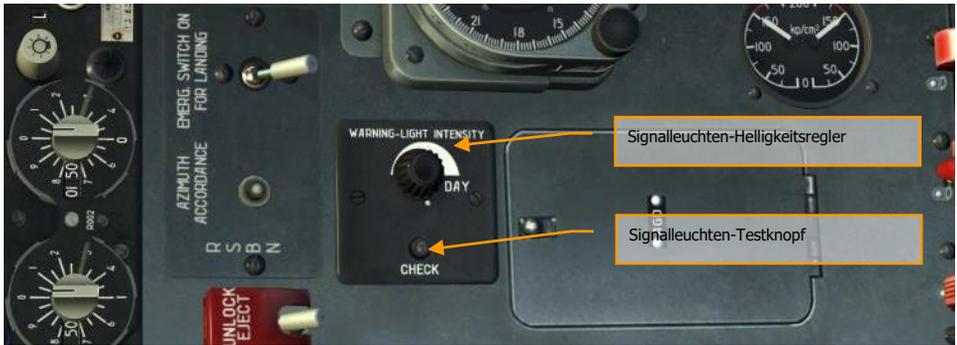


Abbildung 97: Signalleuchten, hinteres Cockpit97

СОСКИТ I-39C



↑ ГИРО

||| ВДЛТШ

↓ НЕПОД

УБ-12,7

COCKPIT L-39C

Vorderes Cockpit



Abbildung 98: Vorderes Cockpit98

Instrumentenbrett

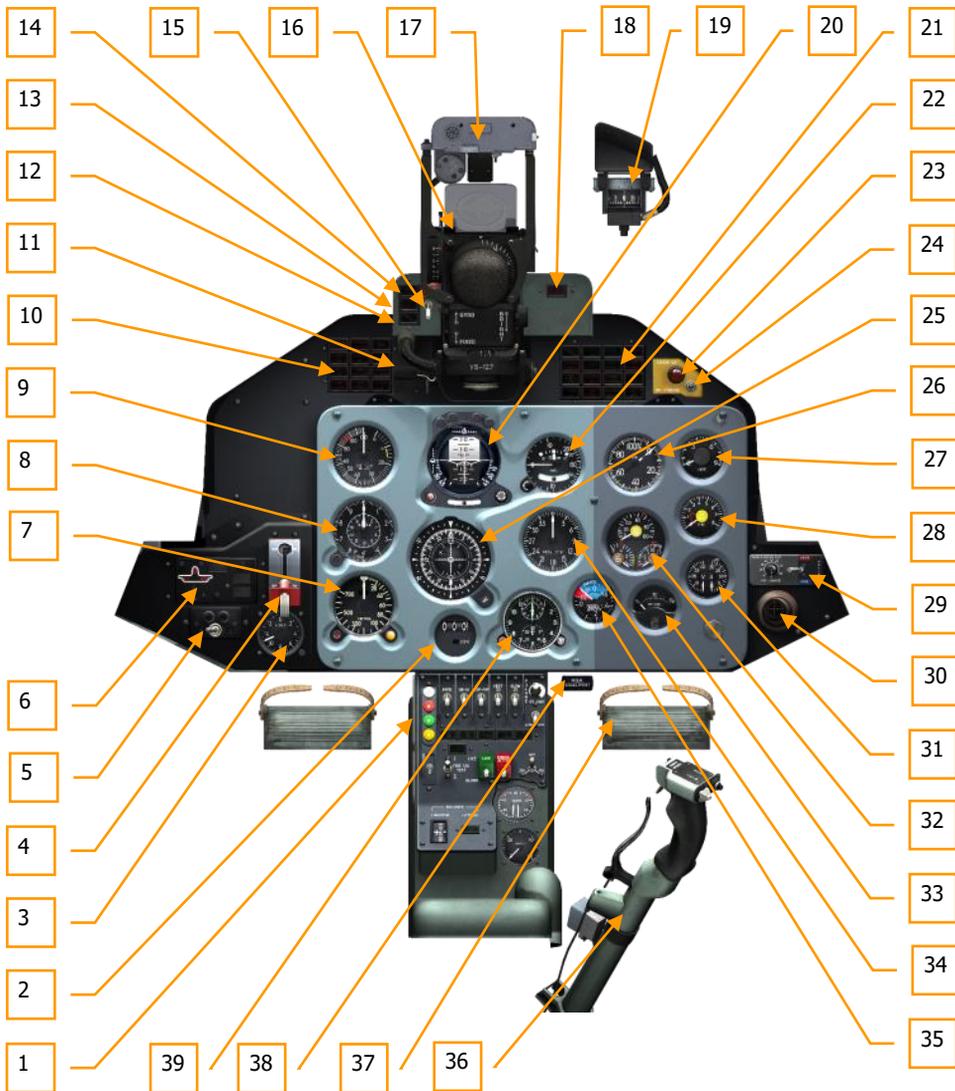


Abbildung 99: Vorderes Cockpit, Instrumentenbrett99

1. EKSR-46-Signalfackel-Bedienfeld
2. PPD-2 RSBN-Entfernungsanzeige
3. Beschleunigungsmesser
4. Fahrwerkshebel
5. RKL-41-ADF-Schalter für Äußere-Innere Funkbake (NDB)
6. Fahrwerksanzeige
7. RV-5M-Radarhöhenmesser
8. VD-20-Barometrischer Höhenmesser
9. KUSM-1200-Geschwindigkeit- und Mach-Zahl-Anzeige
10. Warnleuchtenfeld
11. Not-Leuchte
12. Reserveleuchte (nicht benutzt)
13. "NO LAUNCH"-Leuchte
14. "STAND ALERT"-Leuchte
15. Schalter für Not-Leuchte
16. ASP-3NMU-Geschützvisier
17. FKP-2-2-Geschützkamera
18. Hauptwarnleuchte
19. KI-13-Magnetkompass
20. KPP-1273K Künstlicher Horizont AGD-1
21. Gefahr- & Hinweisleuchtenfeld
22. Variometer / Wendezeiger
23. "ERROR GA"-Leuchte (Kreiselfehler)
24. "MC. SYNCHR"-Taste (Ausrichtungstaste für magnetischen Kurs)
25. Radio Magnetic Indicator (Variante des Funkkompasses)
26. ITE-2 Triebwerkdrehzahlanzeige
27. TST-2 Abgastemperaturanzeige (engl. Abk.: EGT)
28. Kraftstoffvorratsanzeige
29. Diffuser und Temperaturreglerfeld für den Pilotenanzug
30. Verstellbare Luftdüsen (nicht nutzbar)
31. Voltmeter
32. Dreizeiger-Kombiinstrument für Öl- und Treibstoffdruck und Öltemperatur
33. IV-200 Triebwerk-Vibrationsanzeige
34. RKL-41-Funkkompass (engl. Abk.: ADF)
35. UVPD-Differenzanzeige für Höhe und Luftdruck
36. Steuerknüppel
37. Ruderpedale
38. Einstellung für Ruderpedale (Anpassung an Körpergröße des Piloten, nicht nutzbar)
39. AchS-1M Borduhr

Linkes Bedienfeld

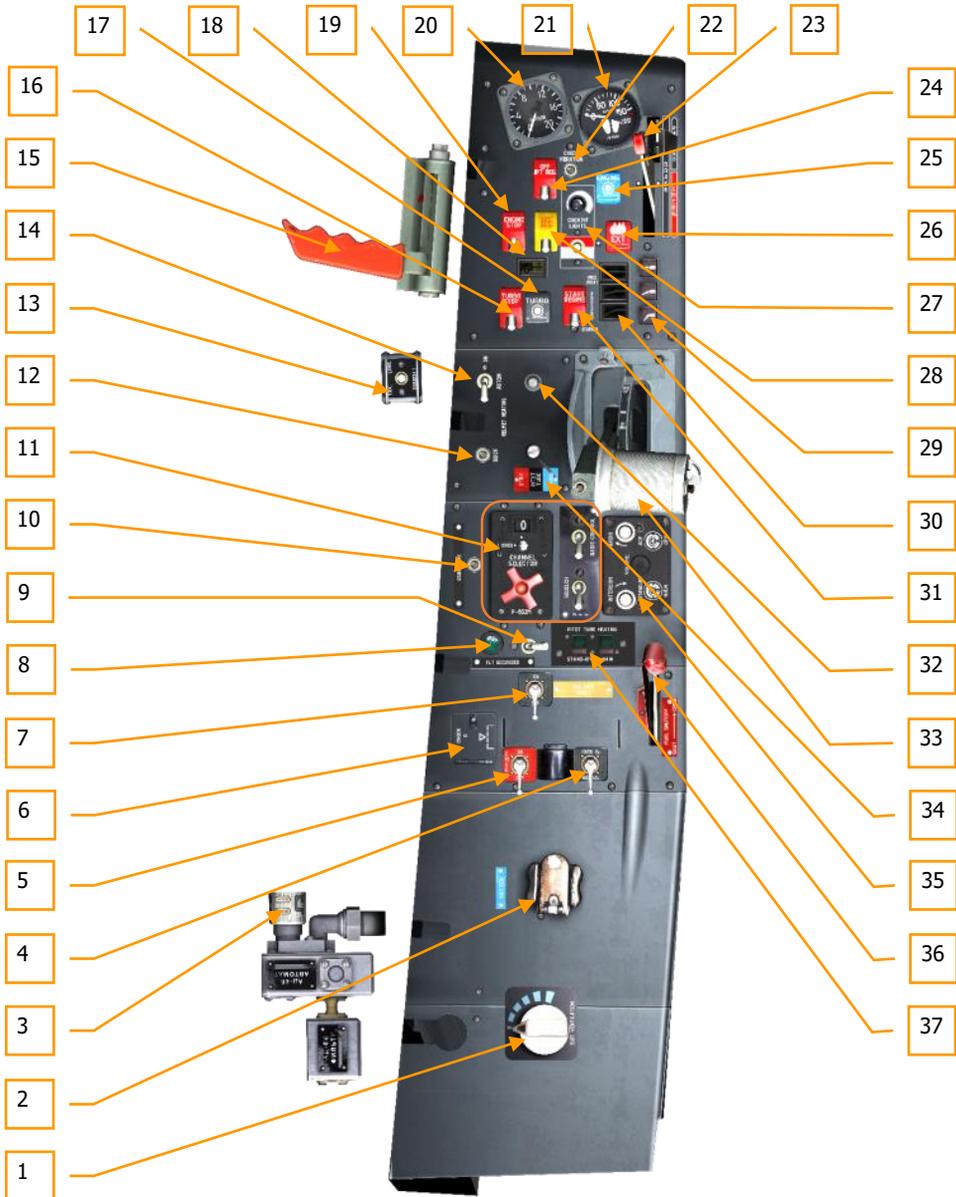


Abbildung 100: Vorderes Cockpit, linkes Bedienfeld100

1. Regler für die Belüftung des Pilotenanzugs (nicht nutzbar)
2. Sauerstoffversorgungsventil
3. AD-6E-Druckregler für Anti-g-Anzug (nicht nutzbar)
4. Sättigungsschalter - zur Umschaltung zwischen NORMAL (RPK-52 Sauerstoffregler-Mischung) und 100 % O₂
5. Notsauerstoffschalter
6. Testzugang für Sauerstoffregler
7. Helmbelüftungsschalter (nicht nutzbar))
8. Flugdatenschreiber-Kontrolleuchte
9. Flugdatenschreiber-Schalter (FDR)
10. RSBN-Tonknopf
11. R-832M-Funkgerät-Bedienfeld
12. Helmvisier-Heiztemperaturregler (nicht nutzbar)
13. Lande- und Rolllichter-Schalter
14. Helmvisier-Heizungsschalter (nicht nutzbar)
15. Haubenverriegelung
16. TURBO STOP-Schalter
17. TURBO-Schalter
18. Leuchte für externe Stromversorgung
19. ENGINE STOP-Schalter (Triebwerkstopp)
20. Anzeige Sauerstoffdruck für den Helm (nicht nutzbar)
21. IK-52-Sauerstoffdruckanzeiger und Strömungsmelder
22. IV-300-Testknopf für Triebwerkvibrationsüberwachung
23. Notbrems-/Parkbremshebel
24. RT-12-JPT-Schalter für die manuelle Abschaltung des Reglers
25. ENGINE-Knopf (Triebwerkstartknopf)
26. Feuerlöschsystemknopf
27. Bedienfeld für die Cockpit-Beleuchtung
28. SEC. REG.-Nottreibstoffschalter
29. Landeklappen-Bedienknöpfe
30. Landeklappenstellungsleuchten
31. Triebwerkstartmodus-Schalter
32. Helmvisier-Heiztemperaturregler (nicht nutzbar)
33. Schubhebel
34. Pitotrohr-Wahlschalter. Schaltet zwischen Hauptpitotrohr und Zusatzpitotrohr
35. SPU-9 Intercom-Bedienfeld (ICS)
36. Brandhahn
37. Pitotrohrheizung-Knöpfe

Rechtes Bedienfeld

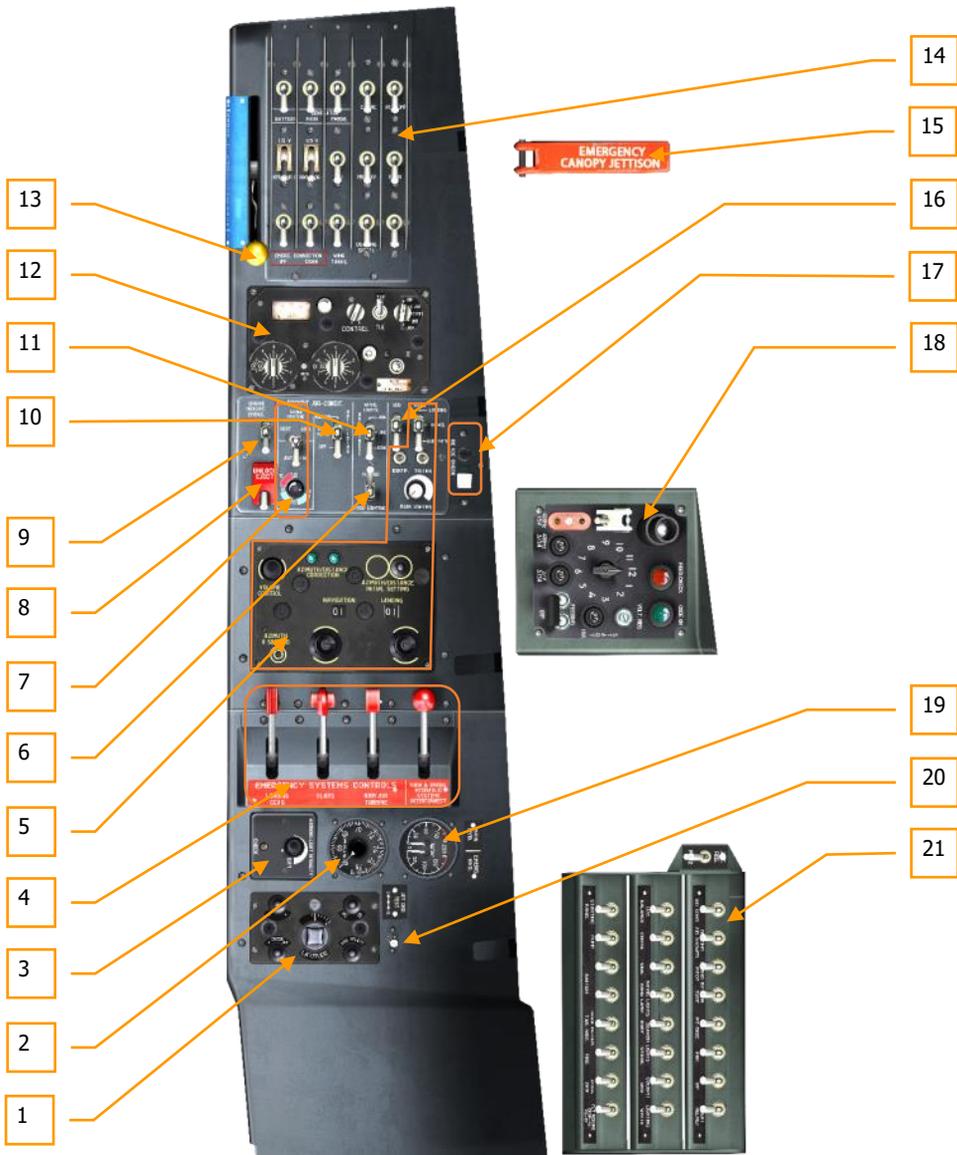


Abbildung 101: Vorderes Cockpit, rechtes Bedienfeld101

1. PU-26E-Bedienfeld für den GMK-1AE-Kurskreisler
2. ZDV-30
3. Signalleuchten-Helligkeitsregler und Testknopf
4. Hähne für das Nothydrauliksystem
5. RSBN-5S-Bedienfeld
6. Schalter für die Positionsleuchten-Modi
7. Bedienfeld für die Cockpitterperatur mit Schalter für Klimaanlage und Temperatursteuerung
8. Schalter für Schleudersitzverriegelung (nicht nutzbar)
9. ENGINE INDICAT. EMERG (Notstromversorgung für die Triebwerksanzeigen)
10. Vereisungsschutzsystem-Schalter
11. Helligkeitsschalter für Positionslichter
12. RKL-41-Bedienfeld für den Funkkompass (engl. Abk.: ADF)
13. Cockpit-Druckbeaufschlagung und ECS-Einstellhebel
14. Hauptschalterfeld
15. Hebel für Haubennotabwurf
16. Schalter für das Ferngesteuerte Landesystem (engl. Abk.: SDU)
17. Enteisungssensor-Heizungsselbstschalter-Knopf und Signalleuchte
18. Bedienfeld für den SRO-Transponder (Freund-Feind-Kennungsgerät, engl. Abk.: IFF) (nicht nutzbar)
19. Zwei-Zeiger-Manometer für Haupt- und Nothydrauliksystem
20. RT-12-JPT-Regler-Testschalter
21. Zusatz-Hauptschalterfeld

Hinteres Cockpit



Abbildung 102: Hinteres Cockpit102

Instrumentenbrett

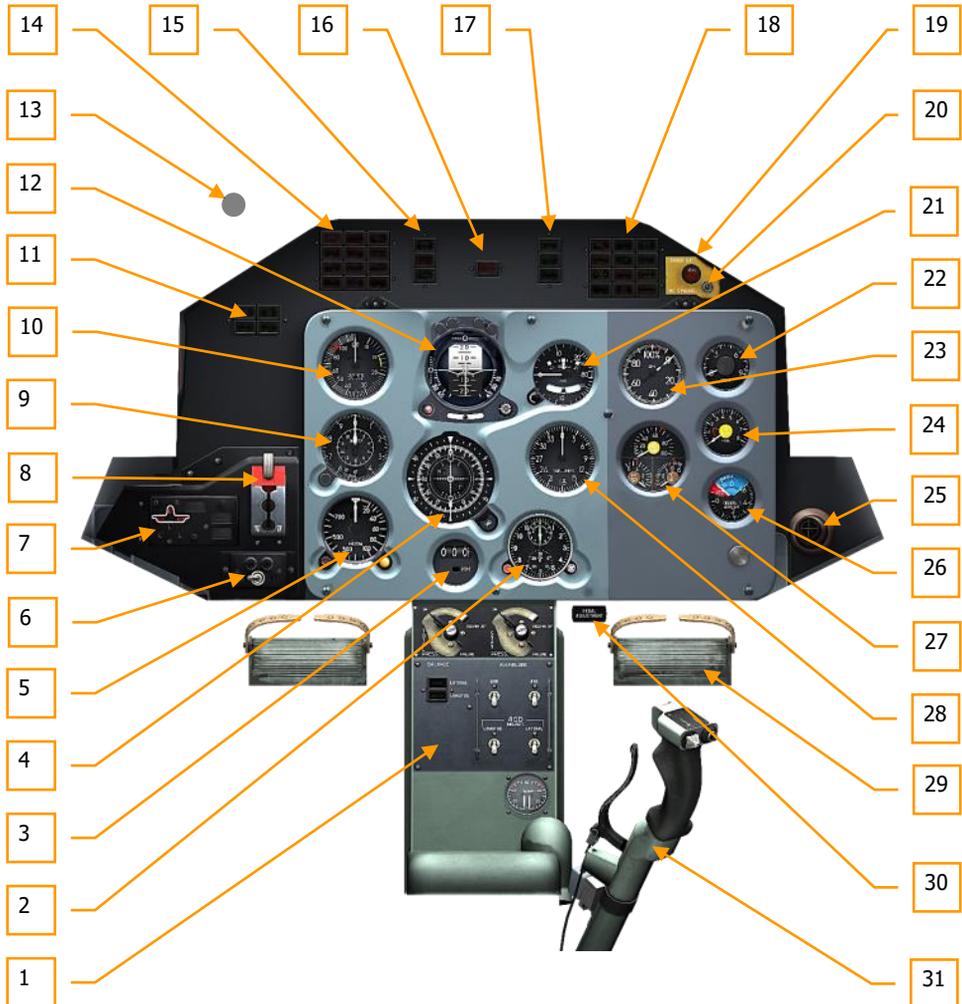


Abbildung 103: Hinteres Cockpit, Instrumentenbrett103

1. Trimmung-Anzeigefeld für Nick- und Rollwinkel (links), Bedienfeld für Fehlersimulation (rechts)
2. AChS-1M Borduhr
3. PPD-2 RSBN-Entfernungsanzeige
4. Radio Magnetic Indicator (Variante des Funkkompasses)

5. RV-5M-Radarhöhenmesser
6. RKL-41-ADF-Schalter für Äußere-Innere Funkbake (NDB)
7. Fahrwerksanzeige
8. Fahrwerkshebel
9. VD-20-Barometrischer Höhenmesser
10. KUSM-1200-Geschwindigkeit- und Mach-Zahl-Anzeige
11. Träger-Anzeigefeld
12. KPP-1273K-Anzeigeelement für den Künstlichen Horizont AGD-1
13. Griff für IFR-Haube
14. Warnleuchtenfeld
15. Bewaffnungsanzeigefeld, linke Seite
16. Hauptwarnleuchte
17. Bewaffnungsanzeigefeld, rechte Seite
18. Gefahr- & Hinweisleuchtenfeld
19. "ERROR GA"-Leuchte (Kreisfehler)
20. "MC. SYNCHR"-Taste (Ausrichtungstaste für magnetischen Kurs)
21. Variometer / Wendezeiger
22. TST-2 Abgastemperaturanzeige (engl. Abk.: EGT)
23. ITE-2 Triebwerkdrehzahlanzeige
24. Kraftstoffvorratsanzeige
25. Verstellbare Luftdüsen (nicht nutzbar)
26. UVPD-Differenzanzeige für Höhe und Luftdruck
27. Dreizeiger-Kombiinstrument für Öl- und Treibstoffdruck und Öltemperatur
28. RKL-41-Funkkompass (engl. Abk.: ADF)
29. Ruderpedale
30. Einstellung für Ruderpedale (Anpassung an Körpergröße des Piloten, nicht nutzbar)
31. Steuerknüppel

Linkes Bedienfeld

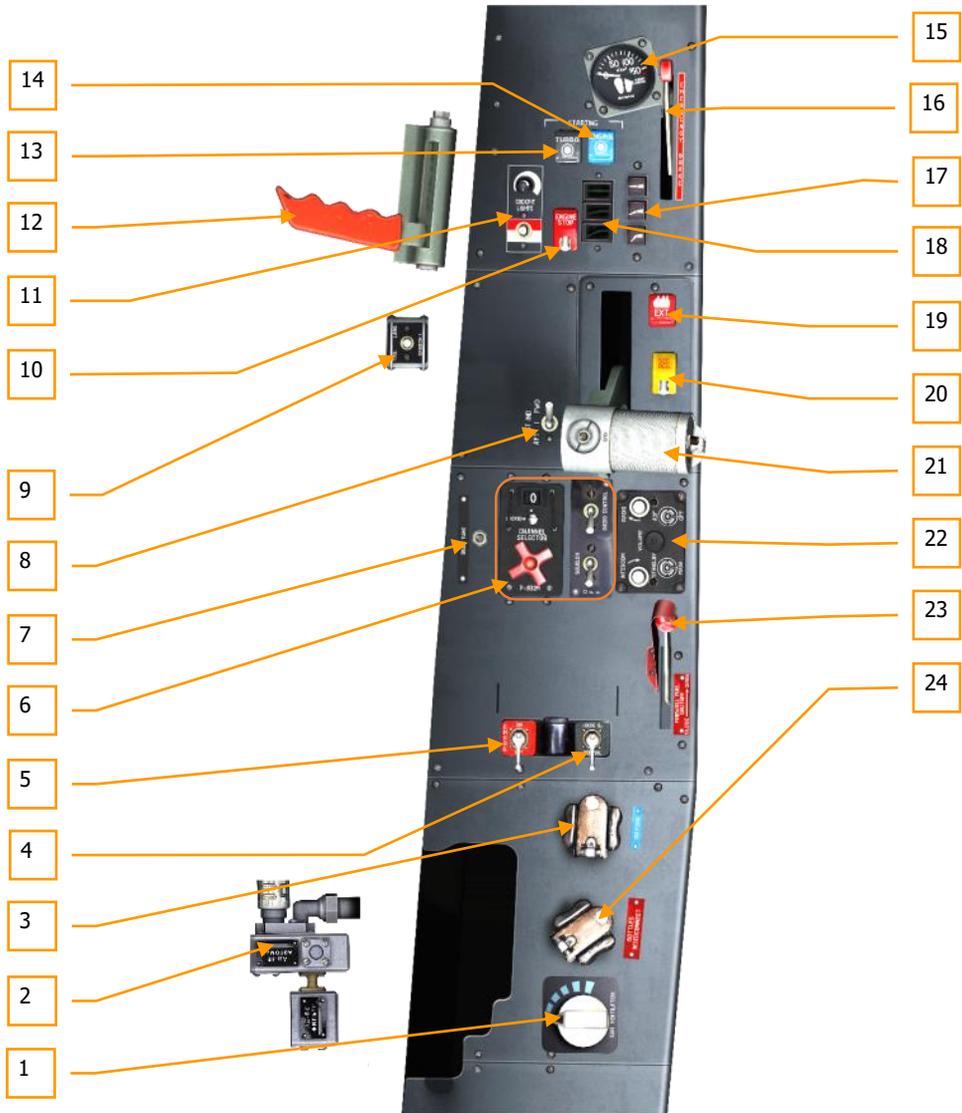


Abbildung 104: Hinteres Cockpit, linkes Bedienfeld104

1. Regler für die Belüftung des Pilotenanzugs (nicht nutzbar)
2. AD-6E-Druckregler (nicht nutzbar)
3. Sauerstoffversorgungsventil
4. Sättigungsschalter - zur Umschaltung zwischen NORMAL (RPK-52 Sauerstoffregler-Mischung) und 100 % O₂
5. Notsauerstoffschalter
6. R-832M-Funkgerät-Bedienfeld
7. RSBN-Tonknopf
8. EGT-Anzeigewahlschalter - für Umschaltung der Anzeige ins vordere oder hintere Cockpit
9. Lande- und Rolllichter-Schalter
10. ENGINE STOP-Schalter (Triebwerkstopp)
11. Bedienfeld für die Cockpit-Beleuchtung
12. Haubenverriegelung
13. TURBO-Schalter
14. ENGINE-Knopf (Triebwerkstartknopf)
15. IK-52-Sauerstoffdruckanzeiger und Strömungsmelder
16. Notbremshebel
17. Landeklappen-Bedienknöpfe
18. Landeklappenstellungsleuchten
19. Feuerlöschsystemknopf
20. SEC. REG.-Nottreibstoffschalter
21. Schubhebel
22. SPU-9 Intercom-Bedienfeld (ICS)
23. Brandhahn
24. Sauerstofftank-Verbindungsventil

Rechtes Bedienfeld

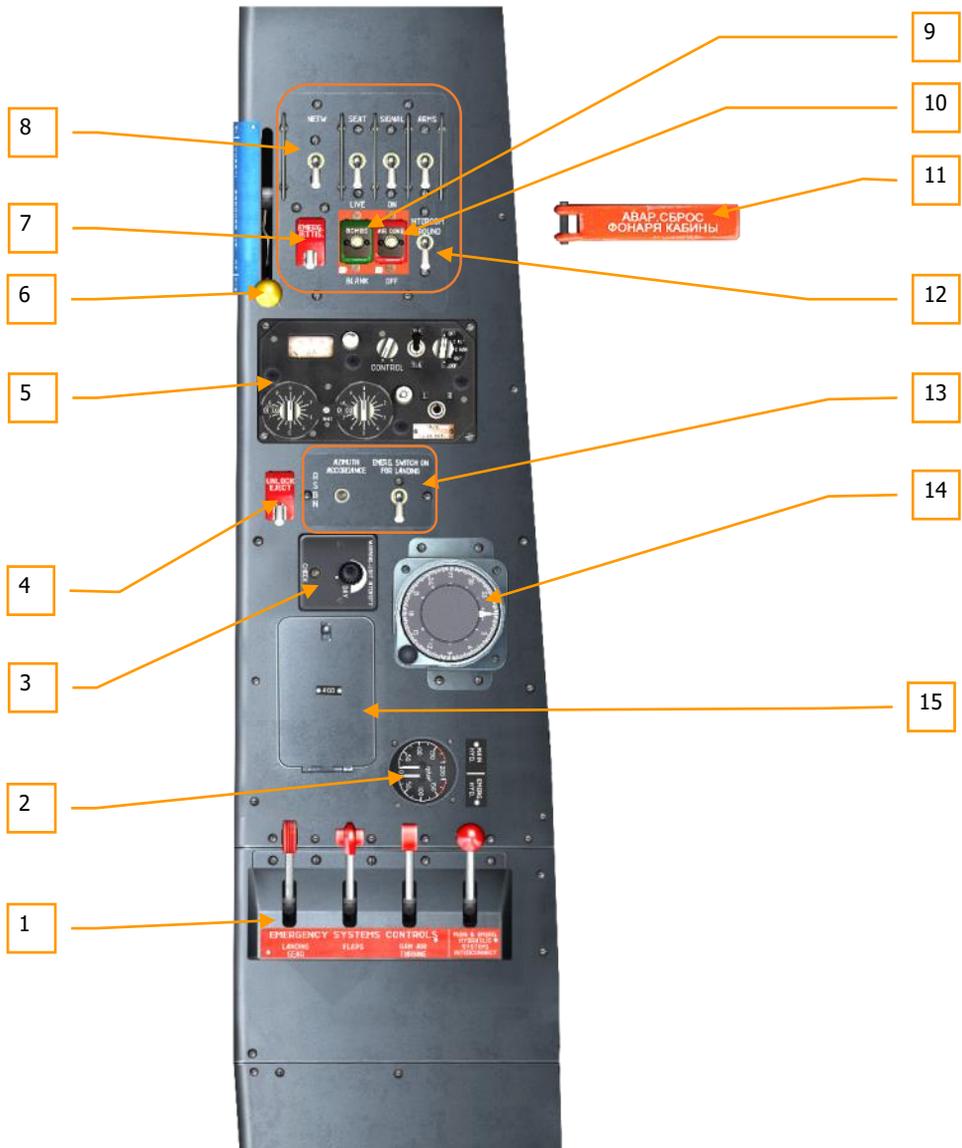


Abbildung 105: Hinteres Cockpit, rechtes Bedienfeld105

1. Hähne für das Nothydrauliksystem
2. Zwei-Zeiger-Manometer für Haupt- und Nothydrauliksystem
3. Signalleuchten-Helligkeitsregler und Testknopf
4. Schalter für Schleudersitzverriegelung (nicht nutzbar)
5. RKL-41-Bedienfeld für den Funkkompass (engl. Abk.: ADF)
6. Cockpit-Druckbeaufschlagung und ECS-Einstellhebel
7. Schalter für Notabwurf der Außenlasten
8. Zusatz-Hauptschalterfeld
9. Arm / Safe Bombennotabwurfschalter
10. Klimaanlage-Notausschalter
11. Hebel für Haubennotabwurf
12. INTERCOM GROUND-Hauptschalter
13. RSBN-5S-Bedienfeld
14. KM-8 Korrekturmechanismus
15. Zugang für Bodenpersonal zur Kreiseinheit

Instrumente

Flug- und Navigationsinstrumente

Die Flug- und Navigationsinstrumente wurden entwickelt, um dem Piloten mit Informationen über die Höhe, Geschwindigkeit, Lage des Flugzeuges, g-Werte, Flugzeit usw. zu versorgen.

Höhe und Fluggeschwindigkeit werden durch Druckinstrumente gemessen und angezeigt, die mit den Pitotrohren verbunden sind.

Die Messung der Winkellage im Raum wird durch Kreiselinstrumente durchgeführt.

G-Kräfte werden mittels Beschleunigungsmesser, die Zeit mittels der Borduhr.

Ein Staurohrsystem dient als Meßinstrument für gesamt und statischen Druck und gibt diese Informationen an diverse Instrumente im Cockpit weiter. Das System besteht aus dem Haupt- und Notfallstaurohr (Pitotrohr). Das primäre Staurohr befindet sich auf der rechten Flugzeugseite, das Notfallstaurohr auf der linken Seite. Die Staurohrbedienung befindet sich auf der linken Seite im vorderen Cockpit.

Pitot-Statik-System

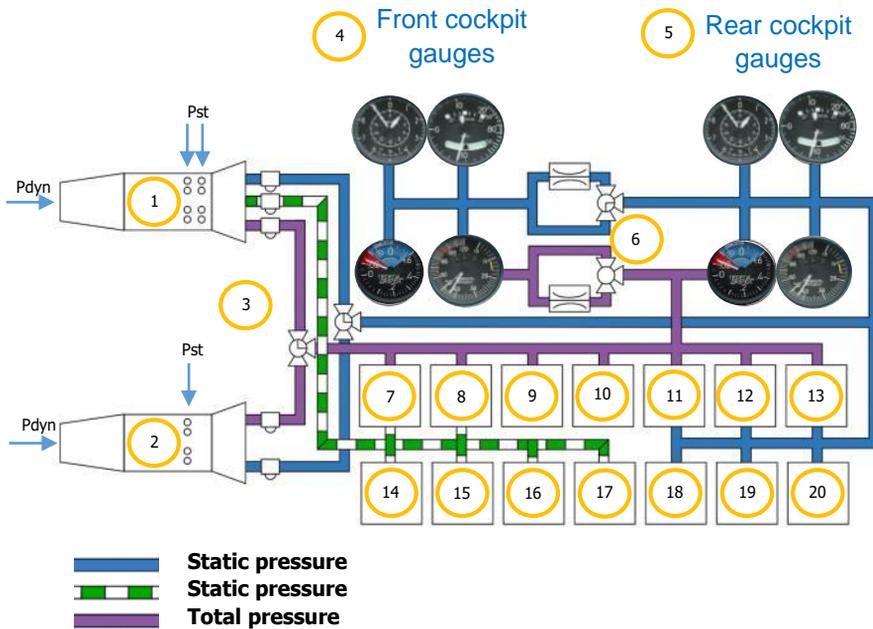


Abbildung 106: Pitot-Statik-System106

1. Primäres Pitotrohr
2. Ersatz-Pitotrohr
3. Primär/Ersatz-Pitotrohr-Wahlschalter
4. Instrumente im vorderen Cockpit
5. Instrumente im hinteren Cockpit
6. Schalter für Pitotsystem-Fehlersimulator
7. ISKRA-K-Einheit Geschwindigkeitssensor
8. ISKRA-K-Einheit Geschwindigkeitssensor
9. Staudruckempfänger für den Schleudersitz im vorderen Cockpit
10. Staudruckempfänger für den Schleudersitz im hinteren Cockpit
11. Geschwindigkeitssensor.
12. SARPP-12GM-FDR Geschwindigkeitssensor und automatische Aktivierung
13. Signalisierung der Geschwindigkeit für die Sensoren der Landeklappensteuerung
14. Cockpit-Druckregler
15. ASP-3NMU "Höhenmechanismus"

16. Cockpit-Druckregler
17. ISKRA-K-Einheit Drucksensor
18. Höhensensor
19. Radarhöhenmessersensor
20. Alarmsensor für gefährlichen Druck im Cockpit

Bedienungen des Pitot-Statik-System

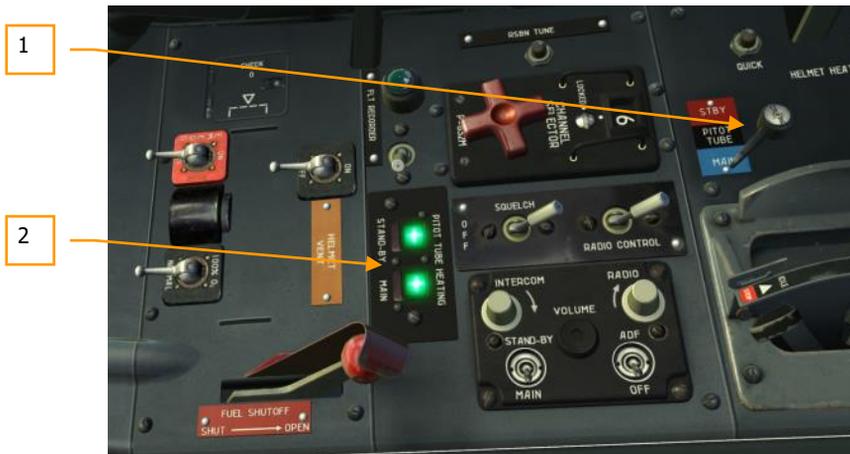


Abbildung 107: Bedienungen des Pitot-Statik-System

1. Pitotrohr-Wahlschalter. Schaltet zwischen Hauptpitotrohr und Zusatzpitotrohr.
2. Mit den Knöpfen für die elektrische Pitotrohrheizung lässt man die Pitotrohre beheizen, damit diese nicht Vereisen oder um eine Vereisung zu entfernen. Die linken Knöpfe schalten die Heizung für das linke (Ersatz-) Pitotrohr und die rechten Knöpfe die des rechten (Haupt-) Pitotrohrs.

Um im vorderen Cockpit eine Fehlfunktion des Statik- und Gesamtdrucksystems zu simulieren, gibt es zwei Schalter: "TOTAL PRESS. ON- RED. MIN 30" -FAILURE" und "STAT. PRESS. ON- RED. MIN 30" -FAILURE" auf der zentralen Konsole im hinteren Cockpit. Wenn der Schalter: "TOTAL PRESS. ON- RED. MIN 30" -FAILURE" auf die FAILURE"-Stellung gestellt wird, wird damit ein Ausfall des KUSM-1200 im vorderen Cockpit simuliert. Wenn der Schalter: "STAT. PRESS. ON- RED. MIN 30" -FAILURE" auf die "FAILURE"-Stellung gestellt wird, wird damit eine Fehlfunktion des VD-20 (Variometer und Cockpitdruck-Differenzanzeige) simuliert.

Wichtig: Um eine Beschädigung der Druckinstrumente im vorderen Cockpit zu vermeiden, wenn von der "FAILURE"-Stellung auf die "ON"-Stellung gestellt wird, sind Druckschützer installiert. Um die Druckanzeigen im vorderen Cockpit einzuschalten, ist es notwendig, die Schalter von der "FAILURE"-Stellung auf "RED. MIN 30" und nach 30 Sekunden auf die "ON"-Stellung zu schalten.

Bedienfeld für die Fehlersimulation der Instrumente im vorderen Cockpit

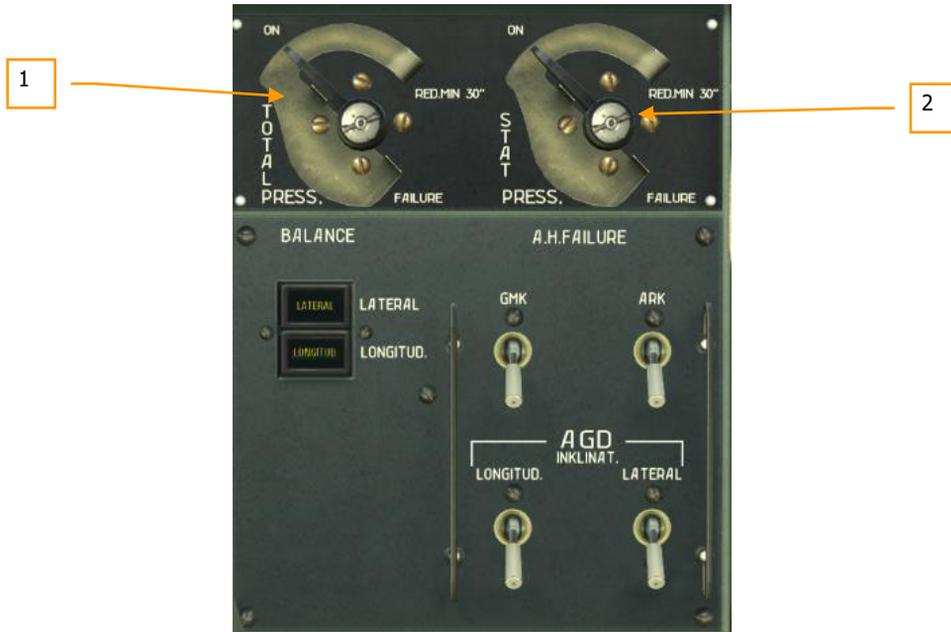


Abbildung 108: Bedienfeld für die Fehlersimulation der Instrumente im vorderen Cockpit

1. Wahlschalter für die Fehlersimulation des Gesamtdrucksystem
2. Wahlschalter für die Fehlersimulation des Statikdrucksystem

Barometrische Instrumente

- VD-20 Barometrischer Höhenmesser;
- UVPD-Differenzanzeige für Höhe und Luftdruck;
- KUSM-1200 Kombinierte Geschwindigkeit- und Mach-Zahl-Anzeige
- Kombi-Instrument Variometer (Ersatz für Künstlichen Horizont).

VD-20 Barometrischer Höhenmesser

Er zeigt die Flughöhe in Relation zum eingestellten Luftdruck an. Er befindet sich auf dem Instrumentenbrett in jeweils beiden Cockpits.



Abbildung 109: VD-20 Barometrischer Höhenmesser

1. Äußere Skala, zeigt die Höhe in Meter an
2. Innere Skala, zeigt die Höhe in Kilometer an
3. Wert für den Luftdruck
4. Drehknopf für die Einstellung des Luftdrucks (QFE) bzw. für Zeiger-Nullstellung.
5. Luftdruckkorrekturskala, für die Landung auf höher gelegenen Flugplätzen, wo der Luftdruck geringer als 760 mm Hg ist. Die Skala wird über den Drehknopf verstellt.

UVPD-Differenzanzeige für Höhe und Luftdruck

Diese Anzeige wird benutzt, um die Druckhöhe im Cockpit zu messen, und die Differenz aus Druckhöhe im Cockpit und Umgebungsdruck. Die Anzeige kombiniert Druckhöhe (engl.: "cockpit altitude") und Druckdifferenzanzeige in einem Instrument. Das UVPD ist in jeweils beiden Cockpits installiert.



Abbildung 110: UVPD-Differenzanzeige für Höhe und Luftdruck

1. Skala für Luftdruckhöhe im Cockpit
2. Skala für Druckdifferenz

KUSM-1200 Geschwindigkeit- und Mach-Zahl-Anzeige

Es zeigt die angezeigte Fluggeschwindigkeit (engl.: Indicated airspeed) von 100 bis 1200 km/h, die wahre Fluggeschwindigkeit (engl.: True airspeed) von 300 bis 1200 km/h, die Mach-Zahl von 0,5 bis 1 und signalisiert die kritische Machzahl von 0,78. Wenn das Flugzeug Mach = 0,78 erreicht, geht die Leuchte: «M max» auf dem Leuchtenfeld in beiden Cockpits an und die Luftbremsen werden automatisch ausgefahren. Das KUSM-1200 ist jeweils in beiden Cockpits auf dem Instrumentenbrett zu finden.



Abbildung 111: KUSM -1200 Fahrtmesser und Machanzeige

1. Skala für die Mach-Zahl
2. Zeiger für die wahre Fluggeschwindigkeit (engl.: True airspeed)
3. Zeiger für die angezeigte Fluggeschwindigkeit (engl.: Indicated airspeed)

Variometer (Kombi-Instrument)

Es zeigt die vertikal Geschwindigkeit an (Steigen und Sinken). Es ist jeweils ein Variometer (Kombi-Instrument) in beiden Cockpits auf dem Instrumentenbrett installiert.

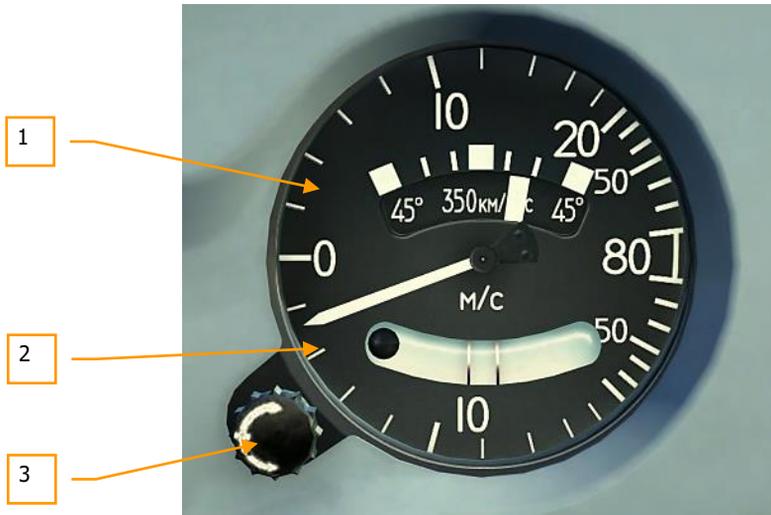


Abbildung 112: Variometer (Kombi-Instrument)112

1. Skala für Steigrate
2. Skala für Sinkrate
3. Knopf für Null-Stellung des Zeigers

Kreisel-Instrumente

- AGD-1 - Künstlicher Horizont
- Elektrisch betriebener Wendezeiger und Scheinlot (T/S)
- Beschleunigungsmesser

AGD-1 Künstlicher Horizont

Das AGD-1 dient zur Information des Piloten über den Roll- und Nickwinkel in Relation zum Horizont und der Präsenz und Richtung eines Schiebeflugs. Das KPP-1273K wird dabei als Anzeigeelement benutzt, welches eine Kombination aus einem Zeiger für den künstlichen Horizont zusammen mit Richtungszeigern und noch weiteren zusätzlichen Zeigern ist. Um das Fernsteuerlandesystem: SDU L-39 nutzen zu können, verfügt das ADI über Zeiger für die Seiten- und Längskanäle, als auch über Zeiger für Kurs- und Höhenabweichung. Diese Zeiger werden durch Signale des Fernsteuerlandesystems gesteuert. Das SDU-L39 sorgt für eine halb-aktive Flugzeugsteuerung während einer Landung. Dieses System wird mittels SDU-Hauptschalter, der sich auf dem Hauptschalterfeld befindet, und mittels SDU-Schalter, der sich auf dem rechten Bedienfeld im vorderen

Cockpit befindet, eingeschaltet. Um das ADI zu aktivieren, ist es notwendig, die Schalter: BATTERY und AGD-GMK auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit einzuschalten. Nach dem Betätigen des Knopfes: «APPETIP» (Verriegelung) geht die Leuchte in diesem Knopf an und nach nicht mehr als 15 Sekunden geht die Leuchte wieder aus. Das ADI wird nun Roll- und Nickwinkel von Null Grad anzeigen. Nach 1,5 Minuten sollte das ADI dann die aktuellen Roll- und Nickwinkel anzeigen. Es gibt jeweils ein ADI im vorderen und hinteren Cockpit.

KPP-1273K ADI

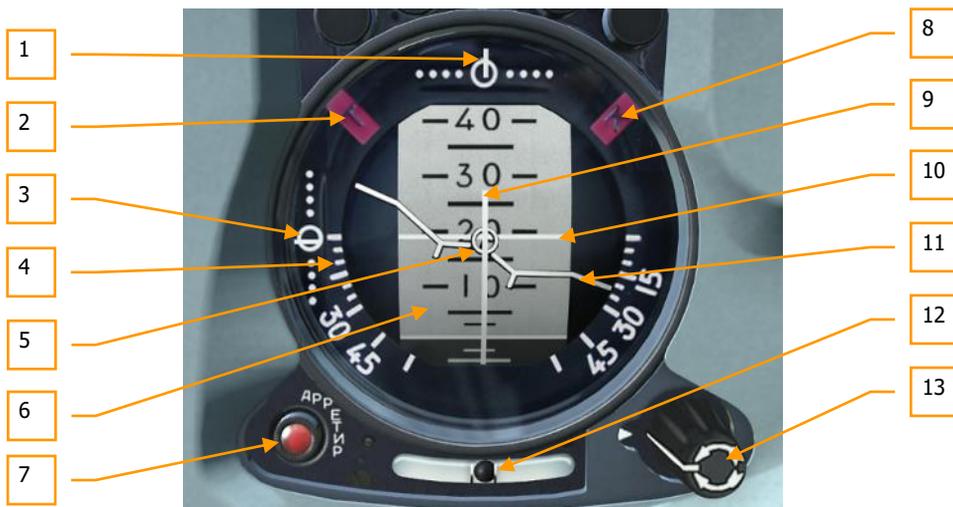


Abbildung 113: KPP-1273K-ADI113

1. Skala für die Kursabweichung und Zeiger
2. SDU-T-Warnfahne, sie signalisiert eine unterbrochene Stromversorgung im Längskanal (Nick - pitch – тангаж) der Landefernsteuerung
3. Skala für die Gleitwegabweichung und Zeiger
4. Rollwinkel-Skala
5. Flugzeug-Referenzsymbol / Flugzeuglage
6. Nickwinkel-Skala
7. Verriegel-Knopf (APPETIP) (engl.: caging) mit roter Leuchte, zur Verriegelung des ADI und zur Anzeige eines Fehlers des ADI
8. SDU-K-Warnfahne, sie signalisiert eine unterbrochene Stromversorgung im Querneigungskanal (Roll - bank – крен) der Landefernsteuerung
9. SDU-Querkanal-Befehlszeiger
10. SDU-Längskanal-Befehlszeiger
11. Rollwinkelanzeige
12. Slipanzeige
13. Nick-Trimmknopf, zum Einstellen der Nick-Skala

Der Fluglehrer, der sich im hinteren Cockpit befindet, kann Störungen (in den Nick- und Roll-Skalen) im KPP-1273K des vorderen Cockpits simulieren.



Abbildung 114: Bedienelemente für die Fehlersimulation des ADI114

Elektrisch betriebener Wendezeiger und Scheinlot

Er dient zur Ermittlung der Wende- und Schieberichtung und der Rollwinkel bis 350 km/h. Die Messung der Winkelgeschwindigkeit ist auf $\pm 5,7$ Grad/s beschränkt, was einem Rollwinkel von 45 Grad und einer Geschwindigkeit von 350 km/h entspricht. Die Rollwinkelskala ist in 15-Grad-Schritten eingeteilt. Damit die elektrisch betriebene Turn / Slip-Anzeige funktioniert, müssen die Schalter: BATTERY und ENGINE auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit eingeschaltet sein. Ein Wendezeiger und Scheinlot befindet sich jeweils in beiden Cockpits auf dem Instrumentenbrett.

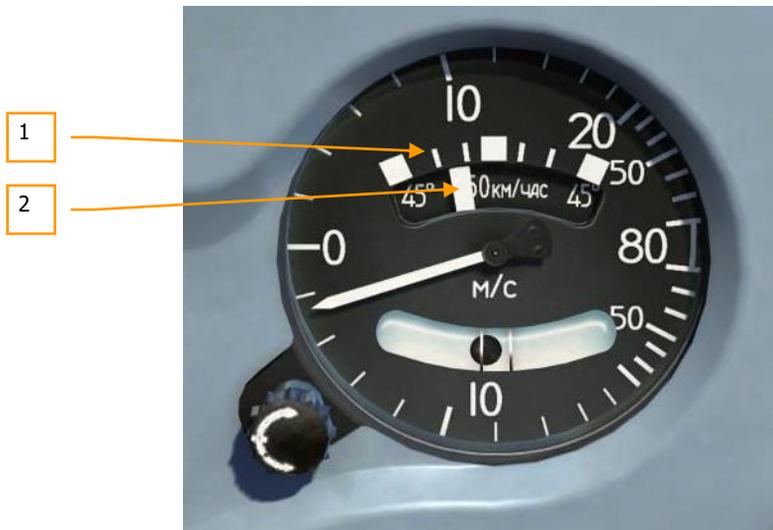


Abbildung 115: Elektrisch betriebener Wendezeiger und Scheinlot115

1. Rollwinkel-Skala
2. Wendezeiger

Beschleunigungsmesser

Der Beschleunigungsmesser zeigt dem Piloten die g-Belastung an und gibt ein Warnsignal, wenn die Kräfte + 7,5 g oder -3,5 g übersteigen. Vor dem Flug muss geprüft werden, ob der Zeiger auf +1 steht. Ist dem nicht der Fall, muss der Rückstellknopf gedrückt werden. In hinteren Cockpit gibt es keinen Beschleunigungsmesser.

Die Anzeige reicht von -5 bis 10 g und ist in 0,5-g-Schritte eingeteilt. Oben beginnt die Anzeige mit 0 g. Jeweils eine rote Markierungen befindet sich bei der maximal erlaubten Belastungen von -4 g und +8 g. Dieses Instrument besitzt zudem drei Zeiger:

- Zeiger für die aktuelle g-Belastung, zeigt kontinuierlich die aktuell auftretende Beschleunigung (g-Kraft) an
- Zeiger für die maximale aufgetretene positive g-Belastung, bewegt sich nur in eine Richtung mit dem Zeiger für die aktuelle g-Belastung und bleibt immer an der Stelle der höchsten positiven g-Belastung stehen. Somit kann die höchste aufgetretene positive g-Belastung abgelesen werden, die seit der Rücksetzung des Zeigers aufgetreten ist
- Zeiger für die maximale aufgetretene negative g-Belastung, bewegt sich nur in eine Richtung mit dem Zeiger für die aktuelle g-Belastung und bleibt immer an der Stelle für die höchste negative g-Belastung stehen. Somit kann die höchste aufgetretene negative g-Belastung abgelesen werden, die seit der Rücksetzung des Zeigers aufgetreten ist

Der Reset-Knopf dient zum Rückstellen der Zeiger für maximale positive und negative Kräfte auf die 1 g Stellung.



Abbildung 116: Beschleunigungsmesser116

1. Zeiger für die maximale aufgetretene negative g-Belastung
2. Aktuelle g-Belastung

3. Zeiger für die maximale aufgetretene positive g-Belastung
4. Reset-Knopf

ACHS-1M - BORDUHR

Die Molnija AChS-1M ist eine elektrisch beheizte Fluguhr, die die aktuelle Tageszeit in Stunden und Minuten anzeigt. Sie kann außerdem die geflogene Zeit in der Mission in Stunden und Minuten anzeigen und kurze Zeitperioden messen, bis zu 30 Minuten in Minuten und Sekunden.

Die Borduhr befindet sich auf dem Instrumentenbrett in jeweils beiden Cockpits und enthält die drei folgenden Mechanismen:

- a) Tageszeit
- b) Flugzeit
- c) Stoppuhr.



Abbildung 117: AChS-1M-Borduhr117

1. 12-Stunden-Ziffernblatt für Flugzeit (Missionszeit)
2. Äußeres Ziffernblatt, zeigt die aktuelle Tageszeit
3. Linker Uhrknopf, zum Aufziehen der Uhr, zum Stellen der Tageszeituhr, und zum Moduswechsel (Start / Stopp / Reset) der Flugzeituhr
4. Modus-Anzeige
5. 30-Minuten-Ziffernblatt für Stoppuhr
6. Rechter Uhrknopf, zum Starten / Stoppen des gesamten Uhrmechanismus, und zum Starten / Stoppen / Reseten der Stoppuhr

Die Tageszeituhr läuft kontinuierlich. Die Flugzeit (Missionszeit) kann nach Wunsch gestartet werden, indem der linke Uhrknopf gedrückt wird **[RAlt+RStrg+RShift+C]**. Die Stoppuhr kann durch Drücken des rechten Uhrknopfs gestartet werden **[RAlt+RShift+C]**.

Um die Uhrzeit einzustellen, drücken Sie den rechten Uhrknopf (mit ПУСК (START) beschriftet) im Uhrzeigersinn, bis der große Zeiger auf 12 Uhr steht. Dann ziehen Sie den linken Uhrknopf heraus **[RShift+M]**, während Sie die rechte Maustaste gedrückt halten, und drehen den Uhrknopf gegen den Uhrzeigersinn **[LAlt+.]** oder im Uhrzeigersinn **[LAlt+,]**, um die gewünschte Zeit einzustellen. Drehen Sie den rechten Uhrknopf gegen den Uhrzeigersinn **[RStrg+RShift+,]** um die Uhr erneut mit der eingestellten Uhrzeit zu starten.

Die Flugzeit (Missionszeit) wird auf dem kleinen Ziffernblatt oben auf der Uhr angezeigt. Der Modus für die Flugzeit wird mittels der folgenden drei Markierungen innerhalb der Modus-Anzeige dargestellt:

- Rot: die Flugzeiterfassung läuft.
- Rotweiß: die Flugzeiterfassung ist gestoppt.
- Weiß: die Flugzeit ist rückgesetzt (standby).

Drücken des linken Uhrknopfs **[RAlt+RStrg+RShift+C]** startet die Flugzeituhr. Die Modus-Anzeige wird eine rote Markierung zeigen, und die Zeitmessung beginnt. Zum Stoppen der Zeitmessung, drücken Sie den linken Uhrknopf erneut. Die Modus-Anzeige wird rotweiß zeigen. Um die Zeitmessung Rückzustellen, drücken Sie den linken Uhrknopf noch einmal. Die Modus-Anzeige wird nun weiß zeigen.

Die Stoppuhr ist das kleine Ziffernblatt im unteren Teil der Borduhr. Sie dient zur akkuraten Messung kleiner Zeitspannen bis hin zu 30 Minuten. Sie wird mittels dem rechten Uhrknopf bedient: Drücken Sie den rechten Uhrknopf, um die Zeitmessung zu starten; drücken Sie den Knopf erneut, um die Zeitmessung zu stoppen; und drücken Sie den Knopf noch einmal, um die Zeitmessung Rückzustellen.

Um die Borduhr Aufzuziehen, drehen Sie den linken Uhrknopf gegen den Uhrzeigersinn bis zum mechanischen Stopp. Die Uhrfeder hält mindestens zwei Tage.

Kursmessung

Für die Kursmessung sind folgende Einheiten installiert:

- KI-13-Magnetkompass
- GMK-1AE-Kurskreisel

KI-13-Magnetkompass

Der Magnetkompass dient zur Kursbestimmung sollte der GMK-1AE-Kurskreisel ausfallen. Der Magnetkompass besitzt eine individuelle Hintergrundbeleuchtung. Ein Magnetkompass ist nicht im hinteren Cockpit vorhanden.



Abbildung 118: KI-13-Magnetkompass118

GMK-1AE-Kurskreisel

In der DCS: L-39C kann der Flug mittels Magnetkurs (engl.: magnetic heading) oder wahren Kurs (engl.: true heading) durchgeführt werden.

Das GMK-1AE dient zur Kurs- und Wendekreisbestimmung. Der Kurs wird auf dem RMI angezeigt.

Um das RMI einzuschalten, müssen folgende Schalter auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit aktiviert werden: «BATTERY» und «AGD-GMK». Jeweils ein RMI ist auf dem Instrumentenbrett im vorderen und hinteren Cockpit installiert. Um Einstellungen am GMK-1AE-System vornehmen zu können, ist im vorderen Cockpit auf dem rechten Bedienfeld die PU-26E-Steuereinheit installiert. Im hinteren Cockpit ist auf dem rechten Bedienfeld die KM-8-Korrektureinheit installiert. Die KM-8 dient zur Eingabe der Deklination (Missweisung).



Abbildung 119: KM-8 Korrekturmechanismus

1. Deklination-Zeiger
2. Deklination-Skala
3. Kurszeiger
4. Kursband
5. Knopf zur Verstellung der Deklination

Um das System auf Magnetkurs auszurichten, ist es notwendig den Knopf: «MC SYNCHR.» im vorderen oder hinteren Cockpit zu drücken, oder den Schalter: «HDG SELECT» auf dem PU-26E-Bedienfeld im vorderen Cockpit zu betätigen. Während des Fluges muss einer der Piloten im 45-min-Rhythmus das System neu ausrichten.

Im Falle, dass der Kreisel blockiert, geht die Leuchte: «ERROR GA» auf dem Instrumentenbrett an. Dies kann nach heftigen Flugmanövern passieren. Hier ist es auch erforderlich das System neu

auszurichten. Das Ausrichten sollte bei geradem Horizontalflug mit konstanter Geschwindigkeit erfolgen.

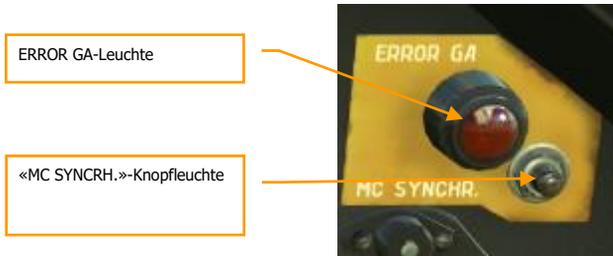


Abbildung 120: ERROR GA-Leuchte120

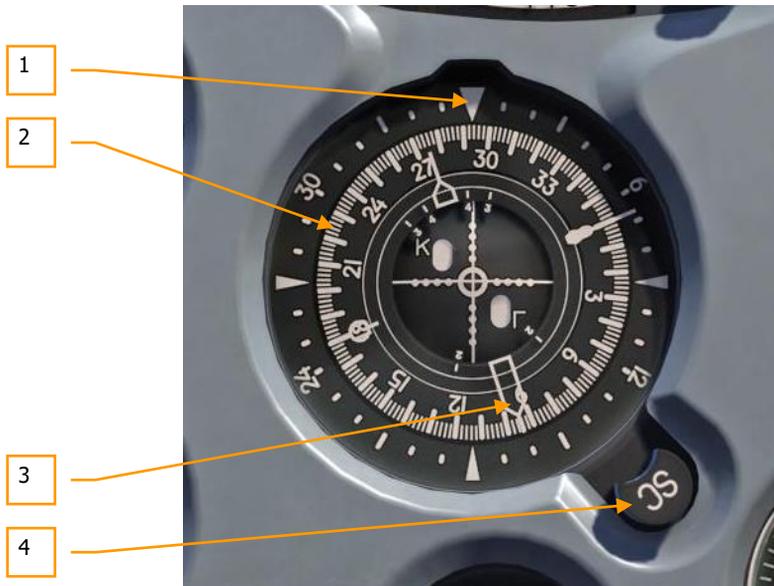


Abbildung 121: GMK-1AE121

1. Feste Kursmarkierung
2. Kursband
3. Kursanzeige
4. Kursknopf

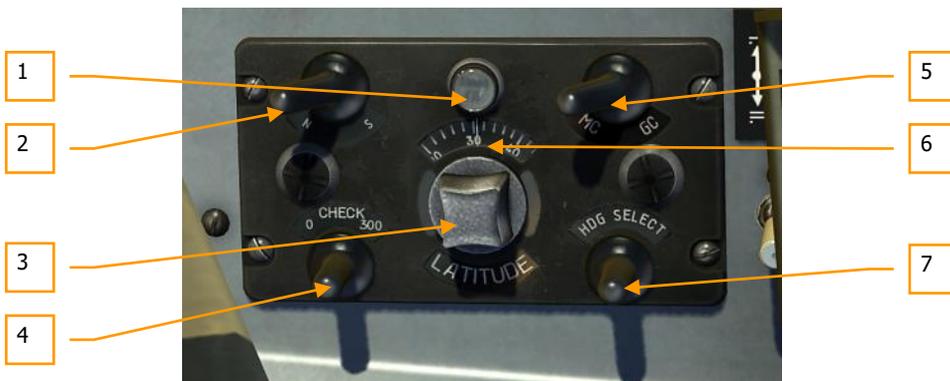


Abbildung 122: PU-26E-Bedienfeld122

1. ERROR GA-Leuchte
2. "N - S"-Schalter, um auf nördliche oder südliche Hemisphäre umzuschalten.
3. Flughafen-Breitengrad-Einstellknopf.
4. CHECK 0 - 300-Schalter, zum Testen des Systems
5. MC – GC-Schalter (Magnetische Korrektur - Kurkreisel-Modus).
6. Breitengrad-Skala.
7. HDG SELECT-Schalter, für Kurskorrektur

Der Fluglehrer kann vom hinteren Cockpit aus Fehler im GMK-1AE (vorderes Cockpit) simulieren.



Abbildung 123: Die Bedienung des Fehlersimulators: GMK-1AE123

Ausrüstung für die Sauerstoffversorgung

Für die Sauerstoffversorgung in der DCS: L-39 trifft folgendes zu: Ein Pilot mit Helm und Sauerstoffmaske, ein Anti-g-Anzug kann auch genutzt werden. Die Sauerstoffmaske ist immer mit dem Helm verbunden. Ein druck-versigelter Helm, Höhenausrüstung und Belüftungsanzug sind nicht nutzbar, genauso wie die Steuerelemente dafür.

Die KKO-5-Sauerstoffversorgungs-ausrüstung wird in diesem Flugzeug verwendet.

Es dient für normale Einsatzbedingungen für den Piloten in großen Höhen und sorgt außerdem für die Sauerstoffversorgung, wenn der Pilot per Schleudersitz das Flugzeug verlassen muss. Vor dem Flug hat sich der Pilot zu vergewissern, dass sich die Bedienelement des KKO-5-Systems in korrekter Stellung befinden.

Das KKO-5 ist sowohl im vorderen als auch im hinteren Cockpit verbaut.

KKO-5-Bedienelemente

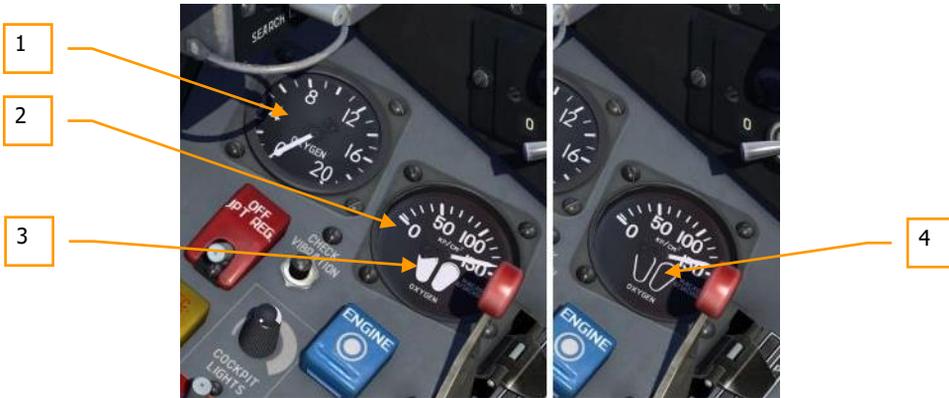


Abbildung 124: KKO-5-Bedienelemente124

1. Mittels der Anzeige für überhöhten Druck: M-2000K kann der Druck im Atemsystem überwacht werden. Sie befindet sich auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit, ist aber in der DCS: L-39 nicht nutzbar.
2. Die Sauerstoffdruck- und Sauerstoffflussanzeige: IK-52 wird sowohl für die Überwachung der Sauerstoffversorgung als auch für die Überwachung des Drucks in den Sauerstofftanks benutzt. Dieses Instrument befindet sich auf dem linken Bedienfeld in jeweils beiden Cockpits. Weiße Zeichen stellen die Atmung dar. Sie erscheinen während des Einatmens und verschwinden beim Ausatmen.
3. Anzeige für das Einatmen
4. Anzeige für das Ausatmen

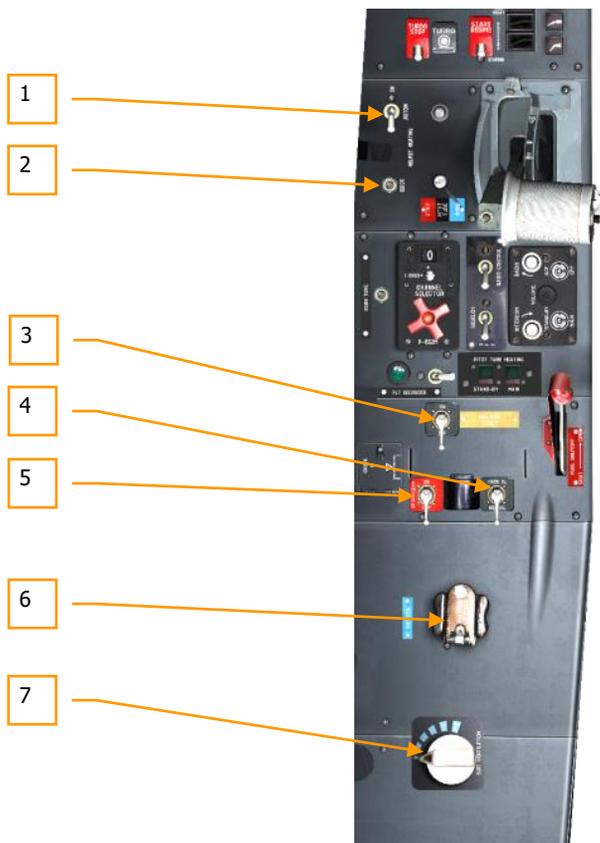


Abbildung 125: KKO-5-Bedienelemente auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit125

1. HELMET HEATING-Schalter, für die Heizung des Helmvisiers. Er befindet sich auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit. Nicht nutzbar in DCS.
2. QUICK HELMET HEATING-Knopf, für schnelles Aufheizen des Helmvisiers. Er befindet sich auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit. Nicht nutzbar in DCS.
3. HELMET VENT-Schalter, sorgt für die Belüftung des Helmes. Er befindet sich auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit. Nicht nutzbar in DCS.
4. RPK-52 - Sauerstoffregler. Der RPK-52 hat folgende Stellungen: 100 % O₂ – NORMAL für das automatische Regeln der Sauerstoffversorgung in Abhängigkeit von der Flughöhe. Er befindet sich in jeweils beiden Cockpits auf dem linken Bedienfeld.
5. EMERG ON- OFF-Hahn, für die Not-Sauerstoffversorgung.
6. KV-2MS - Ventil für die Sauerstoffversorgung. Es versorgt das System von den Sauerstofftanks.

7. Der SUIT VENTILATION-Hahn ist für die Belüftung eines Druckanzuges (VK-3M) und befindet sich auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit. Es ist nicht nutzbar in DCS.

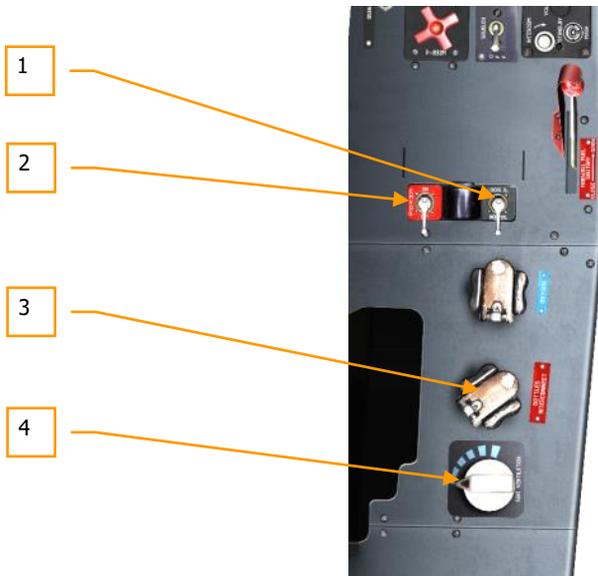


Abbildung 126: KKO-5-Bedienelemente auf dem linken Bedienfeld im hinteren Cockpit

1. RPK-52 - Sauerstoffregler. Der RPK-52 hat folgende Stellungen: 100 % O₂ – NORMAL für das automatische Regeln der Sauerstoffversorgung in Abhängigkeit von der Flughöhe. Er befindet sich in jeweils beiden Cockpits auf dem linken Bedienfeld.
2. EMERG ON- OFF-Hahn, für die Not-Sauerstoffversorgung.
3. KV-2MS-BOTTLES INTERCONNECT-Hahn, er verbindet die Sauerstoffleitungen vom vorderen und hinteren Cockpit. Er befindet sich im hinteren Cockpit.
4. Der SUIT VENTILATION-Hahn ist für die Belüftung eines Druckanzuges (VK-3M) und befindet sich auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit. Er ist nicht nutzbar in DCS.

Der Betrieb des KKO-5 hängt von der Flughöhe ab:

- bis 2 km atmet der Pilot die Luft im Cockpit;
- ab 3 km bis 8km – ein Sauerstoff-Luftgemisch;
- von 8 km bis zur max. Einsatzhöhe – puren Sauerstoff.

In Höhen niedriger als 2 km, wenn der RPK-52 100%O₂ – NORMAL-Schalter auf NORMAL steht, wird noch kein Sauerstoff vom System bezogen und die IK-52-Sauerstoffdruck- und Flussanzeige reagiert nicht auf das Ein- bzw. Ausatmen.

SARPP-12GM - Flugdatenschreiber

Dieses System dient zur Aufzeichnung von Flugparameter, den Status verschiedener Systeme und zum Speichern von Informationen, die es während dem normalen Betrieb und in Notsituationen erhält.

Das System wird durch folgende Schalter in Betrieb gesetzt: dem BATTERY-Schalter auf dem Hauptschalterfeld und dem Schalter mit der Beschriftung: FLT RECORDER, der sich auf dem linken Bedienfeld im vorderen Cockpit befindet. Nachdem das System eingeschaltet ist, fängt eine grüne Leuchte, die sich in der Nähe des «FLT RECORDER»-Schalter befindet, an zu blinken. Sollte der Pilot den Schalter: FLT RECORDER nicht betätigen, wird der SARPP-12GM-Flugdatenschreiber automatisch eingeschaltet, wenn die Fluggeschwindigkeit 120 km/h erreicht.

In der DCS: L-39C ist der SARPP-12GM-Flugdatenschreiber folgendermaßen implementiert: während Sie sich eine aufgenommene Track-Datei anschauen, ist es möglich, ein weiteres Fenster mit den aufgezeichneten Flugparametern zu öffnen.



Abbildung 127: SARPP-12GM - Flugdatenschreiber127

Funkelektronische Ausrüstung

Die funkelektronische Ausrüstung der L-39 ist wie folgt unterteilt in:

1. Kommunikation
2. Navigation
3. Radar

R.832M Funkgerät

Das R-832M Funkgerät wurde für die Kommunikation zwischen Flugzeugen und den Fluglotsen entwickelt.

Das R-832M Funkgerät wird mit den folgenden Schaltern auf dem Hauptschalterfeld eingeschaltet: BATTERIE, 115V UMRICHTER I, 115V UMRICHTER II und RDO. Nach 2 bis 3 Minuten sollte das R-832M betriebsbereit sein.

R-832M Bedieninstrumente:

- Die Bedientafel befindet sich in beiden Cockpits auf der linken Seite.
- «РАДИО» (RADIO) Push-To-Talk Knopf an dem Steuerknüppel in in beiden Cockpits.

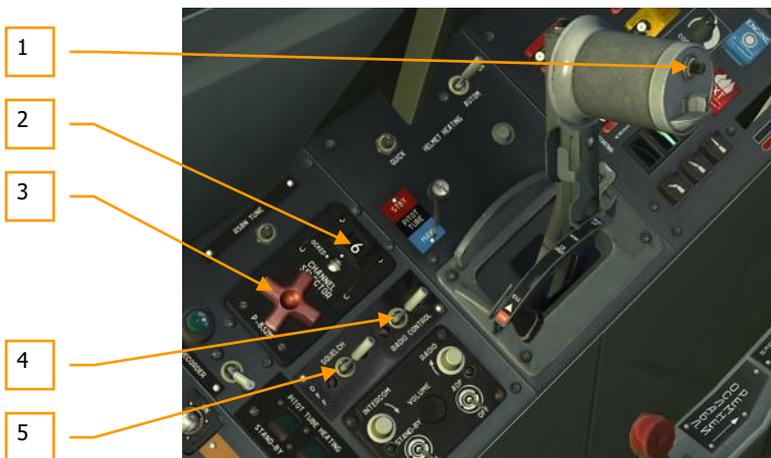


Abbildung 128: R-832M Steuerung

1. FUNK-PUSH-TO-TALK-Knopf
2. Ausgewählter Funkkanal
3. Kanalauswahlschalter
4. Funksteuerungsschalter - verbindet den Funktransmitter mit dem vorderen oder hinteren Cockpit (das aktive Cockpit wird durch die Beleuchtung des Kanalauswahlschalters signalisiert).

5. Rauschunterdrückung - schaltet die Rauschunterdrücken ein und aus.

SPU-9-Interkom

Das Interkom wird zur Kommunikation zwischen den Piloten und zum Hören der RKL-41, RSBN-6S, MRP-56P, RV-5 und verwendet.

Das SPU-9 wird mit den folgenden Schaltern auf dem Hauptschalterfeld eingeschaltet: BATTERIE, 115V UMRICHTER I, 115V UMRICHTER II und RDO. Um mit der Bodenmannschaft sprechen zu können, muss der INTERCOM GROUND- Schalter hinten rechts im hinteren Cockpit eingeschaltet werden.

SPU-9-Bedieninstrumente:

- Die Bedientafeln befinden sich in beiden Cockpits in der Nähe des R-832M-Bedienfelds.
- "SPU INTERCOM"-Knopf in beiden Cockpits am Schubhebel sowie am Steuerknüppel im hinteren Cockpit.
- "INTERCOM GROUND" - auf dem rechten Bedienfeld im hinteren Cockpit.

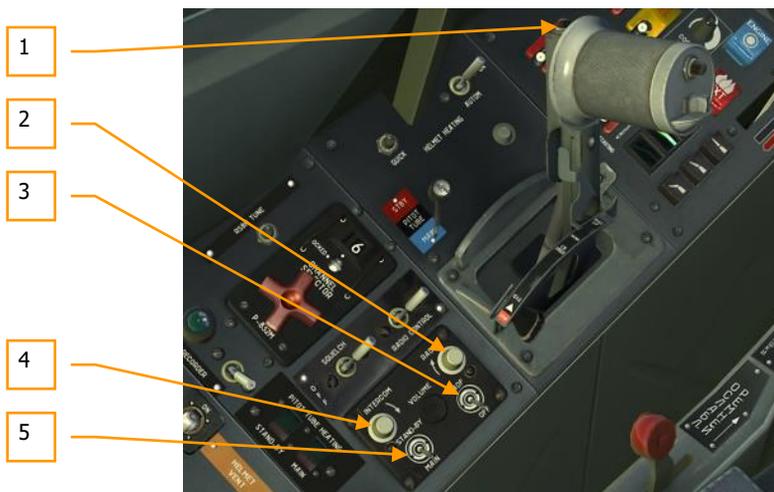


Figure 129: SPU-9 controls

1. SPU INTERCOM-Knopf
2. FUNK-Lautstärkeregler zur Einstellung der Hörlautstärke externer Funkquellen.
3. ADF-Schalter - zum Hören der inneren und äußeren NDB-Signale.
4. Intercom-Lautstärkeregler.
5. "MAIN-STANDBY"-Schalter, zum Umschalten zwischen den Interkoms in den Cockpits.



"INTERCOM"-Knopf am hinteren Steuerknüppel.

Abbildung 130 "INTERCOM"-Knopf am Steuerknüppel im hinteren Cockpit

Ausrüstung zur Funkortung (VHF/ILS Navigation)

Die Funknavigationsausrüstung besteht aus folgenden Komponenten:

- RKL-41-Funkkompass (ADF)
- RSBN-5S-System
- RV-5-Radarhöhenmesser für geringe Höhe
- MRP-56P-Funkfeuerempfänger

RKL-41-Funkkompass (ADF)

Der Funkkompass zeigt die Peilung zu den Funkfeuern an.

Das RKL-41 wird mit den Schaltern aktiviert: "BATTERIE", "115V UMRICHTER I", "115V UMRICHTER II" und "RDO". Die Schalter sind im vorderen Cockpit auf dem Hauptschalterfeld platziert.

RKL-41-Steuerung:

- Zwei Kontrolltafeln in beiden Cockpits, auf der rechten Seite.
- O-I-Schalter (Äußere - Innere Funkbake), auf der linken Seite, unterhalb der Instrumententafel im vorderen und hinteren Cockpit
- RKL-41-Anzeige, in beiden Cockpits auf dem Instrumentenbrett



Abbildung 131: RKL-41-ADF131

RKL-41 Steuerung:

O-I-Schalter (Äußere - Innere Funkbake), auf der linken Seite, unterhalb der Instrumententafel im vorderen und hinteren Cockpit



Abbildung 132: RKL-NDB-Auswahlschalter132

RKL-41-Bedienfeld



Abbildung 133: RKL-41-Bedienfeld133

1. Lautstärkereglerschieber
2. Die Frequenzanzeige dient der Ermittlung des maximalen Signalpegels zum NDB (Funkfeuer).
3. Der Frequenzregler für die äußeren NDBs. Der äußere Ring stellt die KHz in 100er-Schritten ein, der innere in 10er-Schritten.
4. Der Frequenzregler für die inneren NDBs. Der äußere Ring stellt die KHz in 100er-Schritten ein, der innere in 10er-Schritten.
5. Der Drehregler in der Mitte dient der Feinjustierung der maximalen Signalstärke im TLF- (Telefon)-Modus und dem maximalen Pegelausschlag im TLG (Telegraf) Modus.
6. Innerer Ring
7. Äußerer Ring
8. Schalter zur Auswahl der Kontrolle über das Bedienfeld im vorderen oder hinteren Cockpit. Die Kontrolle über das Bedienfeld wird durch die aktive Hintergrundbeleuchtung der Bedienfelder signalisiert.
9. TLF - TLG-Schalter verbindet die Empfangsfilter
10. Modusschalter AUS, C AUT, C MAN, ANT, LOOP. C AUT (Kompass automatisch) und C MAN (Kompass manuell) sind die beiden primären RKL-Betriebsmodi. Die Peilung zu den NDBs wird automatisch ermittelt. Der einzige Unterschied hierbei; im automatischen Modus findet ein automatischer Wechsel zwischen dem inneren und äußeren NDB statt. Im ANT-Modus (Antenne-Modus) wird die Peilung zum NDB nicht angezeigt. Dieser Modus wird zur Anpassung des RKL-ADF an die NDB-Frequenz verwendet. Der LOOP-Modus wird zur Auffindung von Funkstationen durchs Hören verwendet.
11. Helligkeitseinstellung
12. L - R-Schalter (Links - Rechts) zur manuellen Auswahl der Antenne.

RKL-41-Funkkompass: Prüfen und Einstellen

Schalten Sie folgende Schalter auf dem Hauptschalterfeld im vorderen Cockpit ein: BATTERIE, 115V-UMRICHTER I, 115V -UMRICHTER II, RDO und führen anschließend folgende Schritte durch:

1. a) Schalten Sie auf der SPU-9-Interkom-Bedientafel den PK – BbIK-Schalter in die PK-Position
2. Auf der ADF-Kontrolltafel:
 - Den O-I-Schalter in die "O"-Position
 - Den ADF-Steuerungsschalter in die "Ihr Cockpit"-Position
 - Drehen Sie die Lautstärke auf Maximum auf
 - Schalten Sie das ADF ein, indem Sie den Auswahlsschalter von der OFF-Position in die ANT-Position stellen. Das Bedienfeld wird automatisch beleuchtet
 - Stellen Sie den TLG - TLF-Schalter in die TLF-Position
 - Stellen Sie die Frequenz des äußeren NDBs ein. Die Frequenz ist am stärksten, wenn der entsprechende NDB-Ton am lautesten ist.
 - TLG - TLF-Schalter in die TLG-Position. Stellen Sie die entsprechende Frequenz ein und achten auf den Nadelausschlag um die höchste Frequenzstärke einstellen zu können.
 - TLG - TLF Schalter in die TLF-Position
 - Stellen Sie den Modusschalter in die "C AUTO"- oder "C MAN"-Position. Das ADF-Instrument sollte die Peilung zum äußeren NDB anzeigen
 - Stellen Sie den L - R-Schalter jeweils in die L- und R-Position, die Peilungsanzeige sollte sich um 160° drehen. Stellen Sie den L - R-Schalter in die Neutralstellung, die Peilungsanzeige sollte in Richtung der NDB-Funkbake zeigen.
 - Stellen Sie den O - I-Schalter in die I-Position, stellen Sie die Frequenz für die innere NDB-Funkbake ein und führen die selbe Prozedur wie für die äußere Funkbake durch
3. Stellen Sie den O - I-Schalter wieder in die O-Position.
4. Schalten Sie den ADF - OFF-Schalter auf dem SPU-9-Bedienfeld wieder in die OFF-Position.

Der Fluglehrer im hinteren Cockpit kann einen Ausfall des RKL-41 simulieren.



Abbildung 134: RKL-41-Ausfallsimulationsschalter

RSBN-5S-Nahnavigationssystem «ISKRA-K»

Das RSBN-5S (das "S" steht hierbei für Flugzeug, russisch: samolet) ist ein Teil des RSBN-4N (das "N" steht für Boden, russisch: nazemnoe) Funknavigationssystems. Das Zusammenspiel aus Flugzeug und Bodenstation erlaubt die Ermittlung der Koordinaten (Peilung und Entfernung).

Unter Verwendung des bodengestützten Instrumentenlandesystems (PRGM-4-Funkfeuer) assistiert das RSBN-5-System den Piloten bei der Landung.

Bevor der Pilot das Iskra-K-System einsetzen kann, muss zuerst der Navigations- und Landekanal auf dem Bedienfeld im vorderen Cockpit eingestellt werden.

Das RSBN-5S-System kann in drei Modi operieren: NAV (Navigation), GP (Gleitpfad) und LANDING (Landung)

Der NAVIGATION-Modus zeigt an:

- Die Peilung auf dem RMI
- Die Entfernung zur Bodenstation auf dem PPD-2

Der GLEITPFAD-Modus zeigt an

- Die Peilung auf dem RMI
- Die Entfernung zur Bodenstation auf dem PPD-2
- Die Abweichung vom Kurs
- Den programmierten Sinkflugpfad unter Verwendung der Gleitpfadanzeige auf dem RMI

Der Sinkflugendpunkt wird mit dem "END OF DESCENT"-Signal auf der Warntafel in beiden Cockpits angezeigt. Das Signal wird durchgehend angezeigt.

Der LANDUNG-Modus zeigt an:

- Ob das Flugzeug sich innerhalb der Betriebsreichweite der Landefunkfeuer befindet
- Die Abweichung vom Gleitfad unter Verwendung der Gleitfadanzeige auf dem RMI
- Die Abweichung vom Landekurs mit Anzeige der Kursabweichung auf dem RMI
- Die Entfernung zum Landefunkfeuer

Eine detaillierte Anleitung zur Verwendung des RSBN-5S-Systems findet sich im dritten Kapitel dieses Handbuchs.

Der RSBN-5S wird mit den Schaltern BATTERIE, 115V UMRICHTER I, 115V UMRICHTER II, AGD-GMK und RSBN (ISKRA-System auf dem Hauptschalterfeld eingeschaltet).⁹⁹

Drei Minuten nachdem das RSBN-System eingeschaltet wurde, sollten das RMI und PPD die Peilung und Distanz zum Funkfeuer anzeigen. Die Lampen "AZIMUTH CORRECTION" und "DISTANCE CORRECTION" sollten in beiden Cockpits auf dem RSBN-5S-Bedienfeld aufleuchten.

RSBN-5S: Steuerung und Anzeigen:

- Das RMI befindet sich auf beiden Instrumententafeln.
- Das PPD2 befindet sich ebenfalls auf beiden Instrumententafeln
- Die RSBN-5S-Steuerung befindet sich auf der rechten Seite im vorderen Cockpit



Abbildung 136: RSBN TUNE-Knopf136



Abbildung 137: RSBN-55-Bedienfeld im vorderen Cockpit137

1. Auswahlschalter: LANDUNG - NAVIGATION - GLEITPFAD
2. Erkennung - Diese Funktion ist im Simulator nicht implementiert
3. RSBN-Testknopf - Überprüfung der Peil- und Entfernungskanäle

4. Drehregler für Helligkeit RSBN-Kontrolltafel
5. Initiale Peilung - Erlaubt die Einstellung der initialen Peilung
6. Initiale Entfernung - Erlaubt die Einstellung der initialen Entfernung
7. Anzeige ausgewählter Landekanal
8. Drehschalter Navigationskanal
9. Drehschalter Landekanal
10. "0-Peilung setzen" - Kalibrationscheck für Peilungskanal.
11. Anzeige ausgewählter Landekanal
12. RSBN-Lautstärke - Einstellung der Hörlautstärke der RSBN-Bodenfunkstationen
13. Lampen Peilung- / Entfernungskorrektur. Anzeige der aktiven Korrektur der Peilungs- und Entfernungskanäle.

ZDV-30 dient der Einstellung des Luftdrucks am Flugfeld.



Abbildung 138: ZDV-30138

ISKRA-K-Bedienung vom hinteren Cockpit

Die meisten RSBN-Iskra-K-Bedienelemente befinden sich im vorderen Cockpit. Im hinteren Cockpit befindet sich ein Knopf zur Kursübereinstimmung sowie ein Notfallandeschalter. Um die Peilung aus dem vorderen Cockpit auf das HSI des hinteren Cockpits übertragen zu können, muss der hintere Pilot den Knopf zur Kursübereinstimmung drücken. Nachdem der Prozess erfolgreich durchgeführt wurde, leuchtet im vorderen Cockpit "CONFORM. AZIMUTH" auf dem Warn- und Hinweisfeld auf.

Sollte der hintere Pilot die Steuerung über das Flugzeug übernehmen sowie eine Landung einleiten, so sollte er den Notfallandeschalter nutzen, um den gewünschten Landekurs manuell auf dem RMI einstellen zu können.

Das Flugzeug kann auf jedem Fall auf dem Landeplatz gelandet werden, von welchem die Landefrequenz auf dem RSBN im vorderen Cockpit eingestellt wurde.

Achten Sie auf die "AZIMUTH CORRECT" und "DISTANCE CORRECT"-Warnlichter auf dem Warn- und Hinweissfeld.



Abbildung 139: RSBN-5S-Steuerung im hinteren Cockpit139

1. AZIMUTH ACCORDANCE-Knopf
2. NOTFALLLANDEKNOPF

RV-5-Radarhöhenmesser für geringe Höhe

Der RV-5-Radarhöhenmesser zeigt die reale Flughöhe über Grund in einer Höhe von 0 bis 750 Meter an. Zusätzlich warnt er den Piloten bei einer voreingestellten Warnhöhe und bei einem Ausfall des Instrumentes. Sobald das Flugzeug die eingestellte Warnhöhe erreicht hat, erscheint die DANGEROUS ALTITUDE-Warnung blinkend auf dem Warnfeld. Fliegt das Flugzeug über der eingestellten Warnhöhe, so wird die Warnflagge auf dem Höhenmesser im hinteren Bereich angezeigt.

Der RV-5-Radarhöhenmesser wird mit den Schaltern BATTERIE, 115V UMRICHTER I, 115V UMRICHTER II und MRP-V auf dem Hauptschalterfeld eingeschaltet.

Ein bis zwei Minuten nach dem Einschalten, dreht die Nadel komplett nach rechts und kehrt dann in die 0-Position mit einer +/- 1-Meter-Präzision zurück. Befindet sich die Nadel unter dem Schwellenwert für die gefährliche Höhe, so ertönt ein durchgehender Warnton und die DANGEROUS ALTITUDE-Warnlampe auf dem Anzeiginstrument leuchtet auf.

RV-5-Bedienung und Anzeige

- Der Höhenmesser befindet sich auf der vorderen und hinteren Instrumententafel.
- Das Warnsignal für die Flughöhe befindet sich auf beiden Warntafeln.

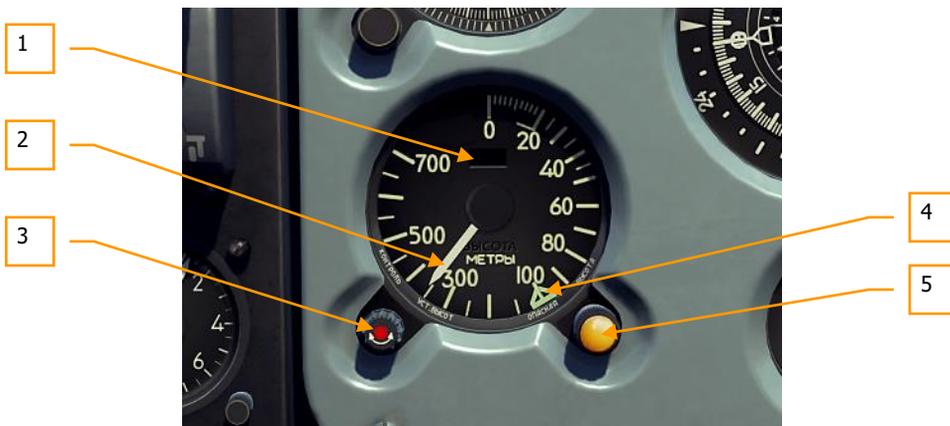


Figure 140: RV-5 Low Altitude Radar Altimeter

1. Instrumentenausfallwarnflagge
2. Höhenanzeige
3. Einstellknopf gefährliche Höhe
4. Anzeige gefährliche Höhe
5. Warnlampe GEFÄHRLICHE HÖHE

MRP-56P-Funkfeuerempfänger

Der Funkfeuerempfänger dient der Signalisierung eines Funkfeuerüberflugs. Fliegt das Flugzeug über einem Funkfeuer, dann erscheint in beiden Cockpits das Warnlicht "MARKER" und ein Warnton ertönt. Funkfeuermarker sind bei jedem äußeren und inneren NDB installiert. Das MRP-56P-System wird mit den Schaltern: BATTERIE, 115V UMRICHTER I, 115V UMRICHTER II und MRP-RV aktiviert.

FLUG- STANDARDVERFAHREN



FLUG-STANDARDVERFAHREN

STRUKTURELLE EINSCHRÄNKUNGEN DER L-39

Nr.	Vorgabe	Auswirkung
1.	Maximales Startgewicht: Befestigte Startbahn — 4700 kg. Unbefestigte Startbahn — 4600 kg.	Erhöhte Betriebsfestigkeit des Flugzeugs
2.	Maximales Landegewicht — 4500 kg. (In Ausnahmefällen — 4600 kg)	Erhöhte Haltbarkeit des Fahrwerks
3.	Maximal zugelassene angezeigte Fluggeschwindigkeit (Flughöhe < 1300 m) — 900 km/h	Erhöhte Betriebsfestigkeit des Flugzeugs
4.	Maximales Mach (Flughöhe > 1300 m) — 0,8	Erhöhte Flugstabilität und Kontrollierbarkeit
5.	Maximales Lastvielfaches für ein Fluggewicht von 4200 kg und weniger: <ul style="list-style-type: none"> • positiv — 8; • negativ — 4; für ein Fluggewicht über 4200 kg: <ul style="list-style-type: none"> • positiv — 7; • negativ — 3,5; bei ausgefahrenen Landeklappen: <ul style="list-style-type: none"> • positiv — 2; • negativ — nicht zulässig 	Erhöhte Betriebsfestigkeit des Flugzeugs
6.	Minimal zugelassene angezeigte Fluggeschwindigkeit — 200 km/h	Auftriebswertverlust kurz vor dem Strömungsabriss
7.	Maximal zugelassene angezeigte Fluggeschwindigkeit bei ausgefahrenem Fahrwerk — 340 km/h bei ausgefahrenen Landeklappen (Start- und Landeposition) — 310 km/h	Lebensdauer der Fahrwerksklappen und Fahrwerksgestänge erhöht
8.	Maximal zugelassene angezeigte Fluggeschwindigkeit für die Nutzung der Höhentrimmung — 700 km/h	Drastisch erhöhter Trimmeffekt bei hoher Fluggeschwindigkeit
9.	Maximale Dauer eines Rückenfluges — 20 s	Kapazität des Kraftstoffspeichers reicht hierfür aus
10.	Minimale Dauer des Horizontalfluges zwischen aufeinanderfolgenden Rückenflügen — 20 s	Der Kraftstoffspeicher kann vollständig gefüllt werden
11.	Maximale Seitenwindstärke während Starts und Landungen — 10 m/s	Seitliche Flugstabilität und Kontrollierbarkeit des Flugzeugs gewährleistet
12.	Maximale Rollgeschwindigkeit für den Einsatz der Radbremsen - 190 km/h	Bremsleistung erhöht

Nr.	Vorgabe	Auswirkung
13.	Maximale Kurvenrollgeschwindigkeit turn — 10 km/h	Flugzeugstabilität erhöht
14.	Maximale angezeigte Fluggeschwindigkeit beim Hauben-Notabwurf — 350 km/h	Stoßwirkung der Luftströmung auf den Piloten tolerabel
15.	Maximal erlaubte Flughöhe in der noch mit vollem Schub geflogen werden kann — 10000 m	Wärmeableitung des Triebwerks gewährleistet
16.	Längste Flugdauer mit ununterbrochenem Maximalschub — 20 min	Langlebigkeit des Triebwerks erhöht
17.	Höchste erlaubte Abgastemperatur (EGT) * bis 8000 m — 685 °C (mit aktivem Enteisungssystem — nicht mehr als 705 °C); * höher als 8000 m — 715 °C; * im Leerlaufbetrieb und während des Startens bei allen Höhen — 600 °C	Wärmeableitung des Triebwerks gewährleistet
18.	Maximale Drehzahl des Hochdruckverdichters (HPC) — 107,8 %	Langlebigkeit des Triebwerks erhöht
19.	Maximale Betriebsdauer des Triebwerks bei Versorgung über das Nottreibstoffsystem — 40 min	Funktionsfähigkeit der automatischen Funktionsabläufe erhöht
20.	Minimale Drehzahl des Hochdruckverdichters bei Versorgung über das Nottreibstoffsystem * bis 2000 m — 56 %; * höher als 2000 m — 60 %	Vermeidung eines Triebwerk-Leistungsabfalls
21.	Maximale Drehzahl des Hochdruckverdichters bei Versorgung über das Nottreibstoffsystem * bis 2000 m — 103 %; * höher als 2000 m und niedriger als 8000 m — nicht mehr als 99 %	Vermeidung eines Triebwerk-Leistungsabfalls
22.	Maximale Flughöhe bei Versorgung über das Nottreibstoffsystem — 8000 m	Gewährleistung eines ausreichenden Treibstoffdurchflusses
23.	Maximale Flughöhe mit abgeschalteter Druckerhöhungspumpe — 6000 m	Triebwerklaufstabilität gewährleistet
24.	Maximale Flughöhe mit eingeschaltetem Enteisungssystem — 6000 m	Wärmeableitung des Triebwerks gewährleistet
25.	Maximale Flughöhe für Triebwerkneustart während des Fluges — 6000 m	Verlässlichkeit des Startvorganges erhöht
26.	Minimale Autorotation-Drehzahl des Hochdruckverdichters beim Triebwerkstart ohne Unterstützung durch den Sapphire-5 Hilfsantrieb — 15 %.	Verlässlichkeit des Startvorganges erhöht
27.	Dauerbetrieb der Turbine im Drehzahlbereich des Hochdruckverdichters (HPC) von 74—78 % und 86—90 % — So gering wie möglich halten	Ansteuerungswechsel der Kompressor-Druckventile bleibt gering (Materialschonung)
28.	Maximale Rückenwindstärke beim Turbinenstart und bei Triebwerkbodentests — 10 m/s.	Erhöhte Zuverlässigkeit bei Turbinenstart und Betriebsstabilität

Vorbereitungen für den Triebwerkstart

Kaltstart

Der automatisierte Startvorgang erfolgt über folgenden Tastaturbefehl: [L. Win + Home]

Der Triebwerkstart muss stets vom vorderen Cockpit aus durchgeführt werden, da sich die Entriegelung, um den Schubhebel aus der «STOP» (Abschalten) in die «IDLE» (Leerlaufposition) zu bringen, nur dort befindet.

Der Triebwerkstart kann wahlweise mit oder ohne Unterstützung eines Bodenstromaggregats erfolgen.

Einschalten:

- **Batterie («BATTERY»)**. Hierdurch wird sowohl Strom von der Bordbatterie wie auch Strom von einer optional angeschlossenen externen Stromquelle bereitgestellt. Folgende Signallampen sollten aufleuchten:
 - ENG. MIN. OIL PRESS.
 - GENERATOR.
 - EMERGENCY GENERATOR.
 - DON'T START.
 - CANOPY UNLOCKED.
 - AIRCONDIT OFF.
 - INV. 3x36V FAIL.
 - Hauptwarnleuchtenfeld.

Sollte der Hydraulikdruck weniger als 100 ± 5 kg/cm², leuchtet die «HYD. SYST. FAIL» Warnlampe auf.

Das Voltmeter sollte nicht weniger als 24 V anzeigen.

Wenn das Flugzeug mit dem Bodenstromaggregat verbunden ist, leuchtet das entsprechende Statusfeld an der linken Konsole auf und das Voltmeter sollte 27 - 29 V anzeigen.



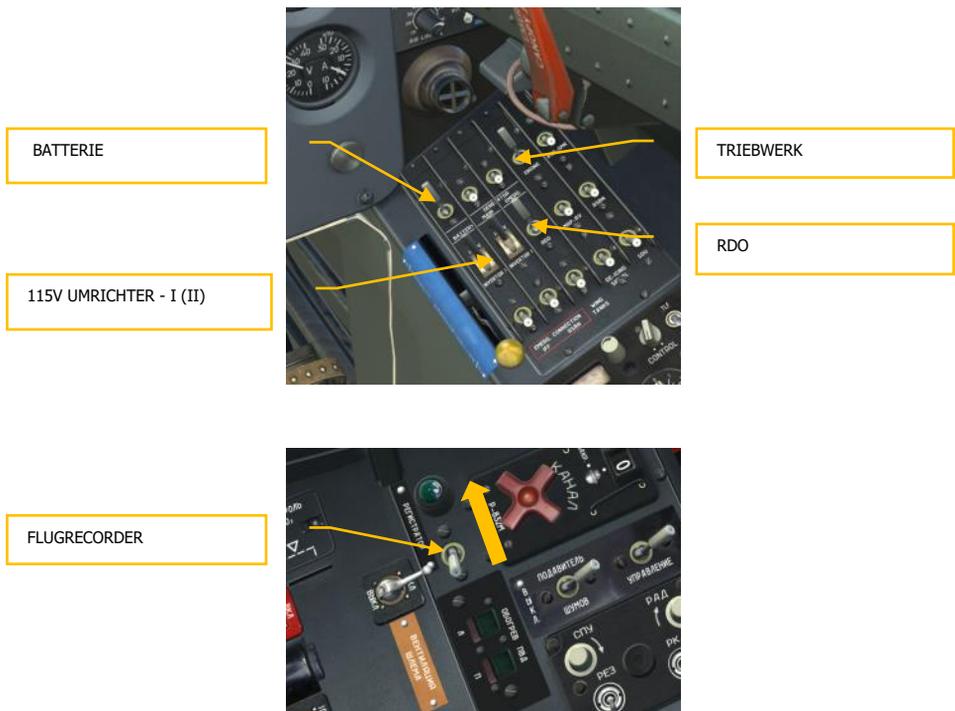
- Der Triebwerkauptschalter («ENGINE») am hinteren Hauptschalterfeld aktiviert und schützt das Triebwerkstartsystem und verbindet Triebwerkinstrumente, Treibstoffanzeige und den

Wechselrichter III mit der Stromversorgung. Die Signallampen «DON'T START» und «INV. 3x36V FAIL» sollten erlöschen.

- Wechselrichter «115V INVERTOR I» und «115V INVERTOR II», die Signallampe «INV. 115V FAIL» erlischt.
- Funkhauptschalter «RDO», aktiviert und schützt die Funkgeräte und die Wechselsprechanlage.
- Flugschreiber «FLT RECORDER».

Bevor das Triebwerk gestartet wird, muss der Pilot folgende Einstellungen vornehmen:

- Frequenzen des inneren und äußeren NDB am RKL-41 einstellen
- die Navigations- und Landekanäle am RSBN-5S-Kontrollfeld einstellen
- den atmosphärischen Außendruck des Flugplatzes am ZDV-30 einstellen
- den Funkkanal der Flugverkehrskontrolle (ATC) am R-832M einstellen
- den «MC – GC»-Schalter in «MC»-Position, den «N – S»-Schalter in «N»-Position bringen und den Breitengrad des Flugplatzes einstellen



Wenn der Startvorgang unter Zuhilfenahme des Bodenstromaggregats erfolgen soll, muss der Pilot dies über die Wechselsprechanlage bei der Bodenmannschaft anfordern. Funkmenü **[#]**, **[F8]**, **[F2]**, **[F1]**.

Ebenso müssen die Bremsklötze (Wheel Chocks) durch die Bodenmannschaft unter das Hauptfahrwerk gelegt werden. Funkmenü [#], [F8], [F4], [F1].

Nachdem die Erlaubnis zum Triebwerkstart bei der Bodenkontrolle eingeholt wurde (Funkmenü [#], [F5], [F3]), folgende Systeme wieder abschalten:

- «115V INVERTOR I»
- «115V INVERTOR II»
- Funkhauptschalter «RDO», aktiviert und schützt die Funkgeräte und die Wechselsprechanlage.

Durchführung des Triebwerkstarts

- Vergewissern Sie sich, dass sich der Schubhebel in der «STOP»-Position befindet und die «DON'T START» und «INV. 3x36V FAIL»-Signallampen erloschen sind.
- Starten Sie den Sapphire-5-Hilfsantrieb (APU), hierfür zeitgleich die Stoppuhr betätigen und die «TURBO»-Taste 1-2 Sekunden lang herunterdrücken.
- Hören Sie, ob der Hilfsantrieb anläuft, beachten Sie die Warn- und Signalleuchten. Nach 23 - 24 Sekunden leuchtet das «TURBINE STARTER»-Signallicht auf. Nun kann das Triebwerk gestartet werden.

Ziehen Sie den Schubhebel komplett zurück in die «STOP»-Position.



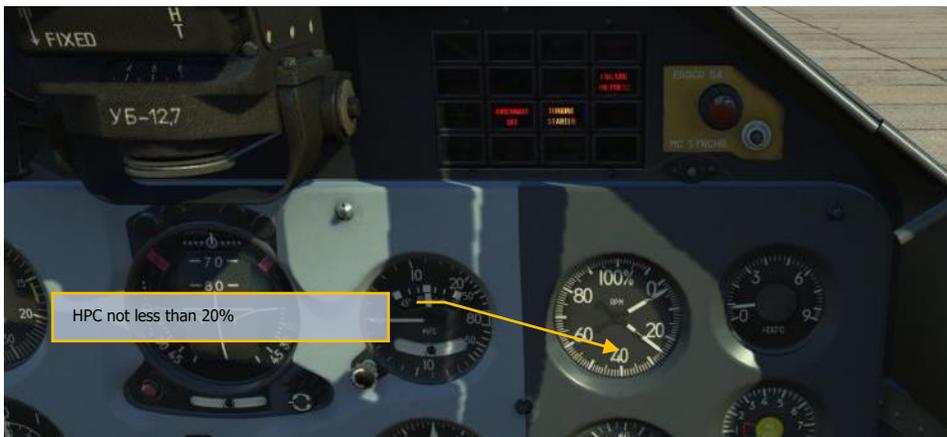


- 3-6 Sekunden nachdem der Knopf gedrückt wurde, bringen Sie den Schubhebel in die «IDLE»-Position (Leerlauf) [RAlt+Pos1].



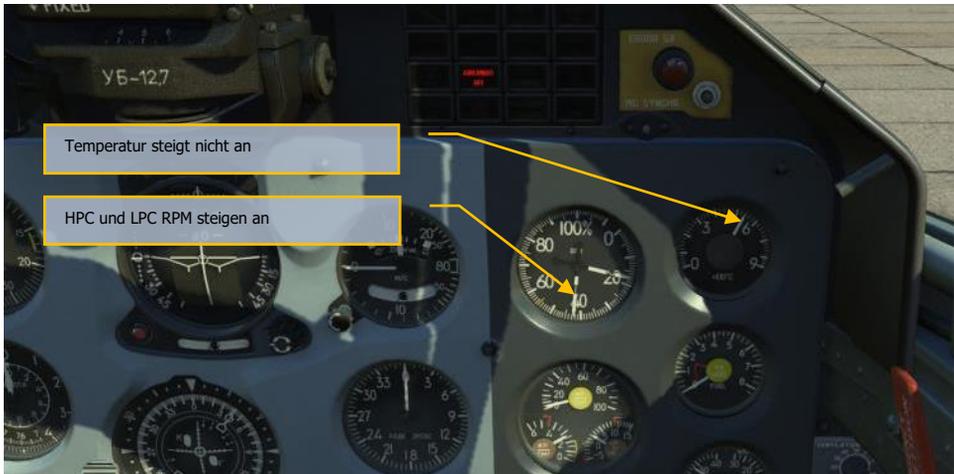
Nach 3 bis 6 Sekunden den Schubhebel auf IDLE stellen.

- Prüfen Sie die Triebwerk Drehzahlanzeige (ITE-2). Der Zeiger des Hochdruckverdichters (HPC, N1) sollte stetig ansteigen und 15 Sekunden nach Drücken des «ENGINE»-Schalters die 20%-Markierung überschritten haben. Ab diesem Zeitpunkt beginnt auch der Zeiger des Niederdruckverdichters (LPC, N2) anzusteigen.



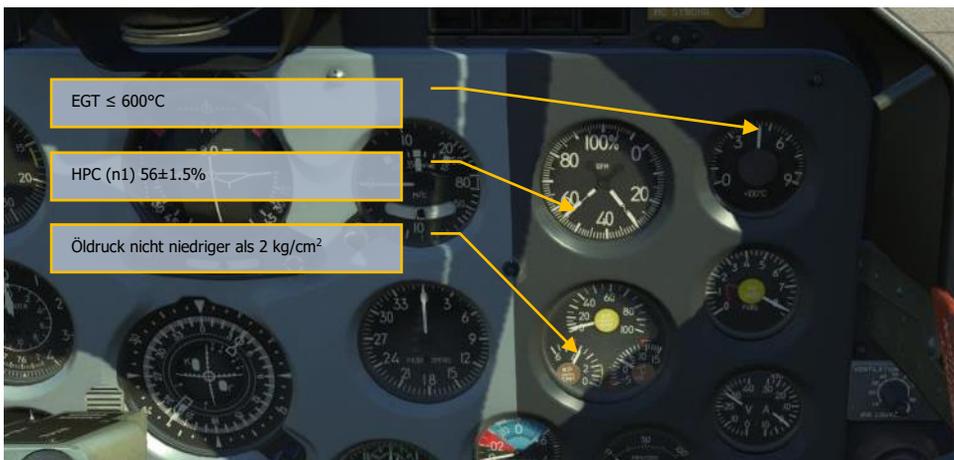
- Prüfen Sie die Abgastemperaturanzeige (TST-2). Sobald die Abgastemperatur (EGT) aufhört weiter anzusteigen, sollten auch die Anzeigen des Hoch- und Niederdruckverdichters nur noch langsam weiter steigen und sich dann bei den für den Leerlauf typischen Werten einpendeln.

- Stoppuhrknopf drücken.



Wenn das Triebwerk die Leerlaufgeschwindigkeit erreicht hat, folgendes prüfen:

- Umdrehungsgeschwindigkeit des Hochdruckverdichters (HPC) bei $56 \pm 1,5$ %;
- Abgastemperatur (EGT) nicht höher als 600 °C,
- Öldruck nicht geringer als 2 kg/cm², die «ENG MIN. OIL PRESS»-Signalleuchte ist aus.
- Triebwerks-Anlaufzeit darf nicht mehr 50 Sekunden betragen.

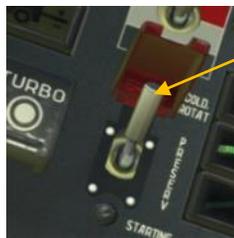


ANMERKUNG: Sobald der Hochdruckverdichter innerhalb von 45 Sekunden eine Drehgeschwindigkeit von 41,5 – 44,5 % erreicht, schaltet sich der Sapphire-5-Hilfsantrieb automatisch ab, der Druckluftanlasser wird entkoppelt, die «TURBINE STARTER»-Anzeige erlischt, was das Beenden des Startkreislaufes signalisiert. Das Triebwerk erreicht die Leerlaufdrehgeschwindigkeit von $56 \pm 1,5$ % U/min nun von selbst.

Im Fall eines Startabbruchs, führen Sie eine kalte Rotation des Triebwerks durch.

Den «STARTING – PRESERV. – COLD. ROTAT»-Schalter in die «COLD. ROTAT»-Position bringen.

Nun ist die Triebwerkzündung abgeschaltet und es wird kein Treibstoff zugeführt.

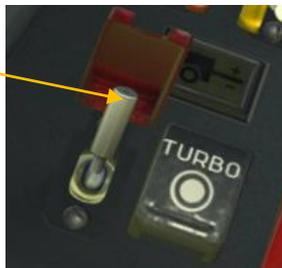


STARTING-PRESERV. COLD ROTAT
Schalter

Die kalte Rotation wird dazu benutzt, um angesammelten Treibstoff aus der Brennkammer zu entfernen.

Während der kalten Rotation sollte sich der Schubhebel in der «STOP»-Position befinden.

- Drücken Sie den «TURBO»-Schalter für 1 - 2 Sekunden.
- Sobald die «TURBINE STARTER»-Anzeige blinkt, drücken Sie den «ENGINE»-Schalter für 1 - 2 Sekunden.
- Der Druckluftstarter treibt den Rotor des Hochdruckverdichters 45 Sekunden lang an und schaltet sich dann automatisch ab, der Turbinenstarter schaltet in Leerlaufstellung.
- Den Turbinenstarter manuell durch Drücken des «STOP TURBO»-Schalters abschalten.



STOP TURBO switch

- Sobald der Turbinenstarter gestoppt hat, den «STOP TURBO»-Schalter wieder in die ursprüngliche Position bringen;

- Den «STARTING – PRESERV. – COLD. ROTAT»-Schalter wieder in die «STARTING»-Position bringen.
- Starten Sie das Triebwerk erneut.

Man kann bewusst einen Fehlstart zur Wartung der Treibstoffrohre durchführen. Dieser Fehlstart wird genauso wie ein normaler Start durchgeführt, allerdings wird zuvor der «STARTING – PRESERV. – COLD. ROTAT»-Schalter in die «PRESERV»-Position gebracht. Hierbei ist der Zündmechanismus abgeschaltet, alle anderen Auslöser entsprechen denen der normalen Startsequenz. Diese Funktion ist allerdings nicht im Simulator umgesetzt.

Nachdem das Triebwerk gestartet wurde

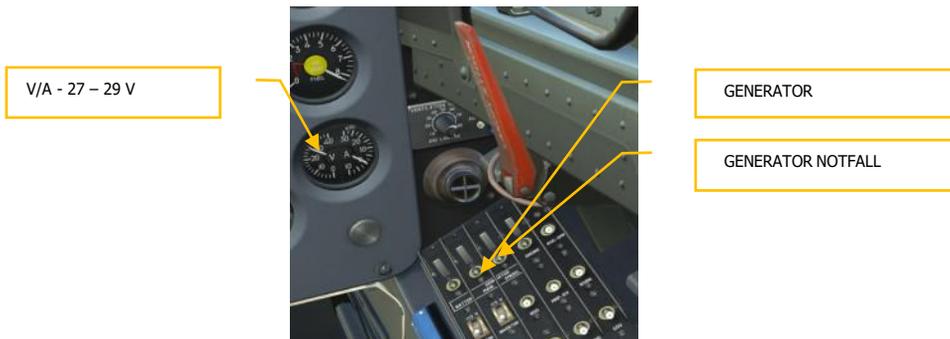
Einschalten:

- «GENERATOR MAIN» (Hauptgenerator).
- «GENERATOR EMERG» (Ersatzgenerator).

Wenn der Startvorgang unter Zuhilfenahme des Bodenstromaggregats erfolgte, muss der Pilot die Entkopplung vom Flugzeug über die Wechselsprechanlage bei der Bodenmannschaft anfordern.
Funkmenü [#], [F8], [F2], [F2]

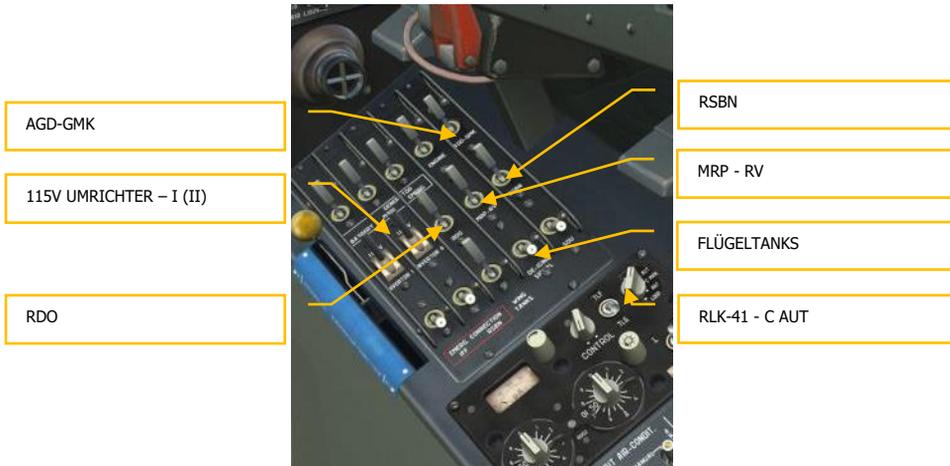
«GENERATOR» und «EMERGENCY GENERATOR»-Warnlampen schalten sich ab.

Die Spannung des Bordstromnetzes sollte bei 23 - 24 V liegen.



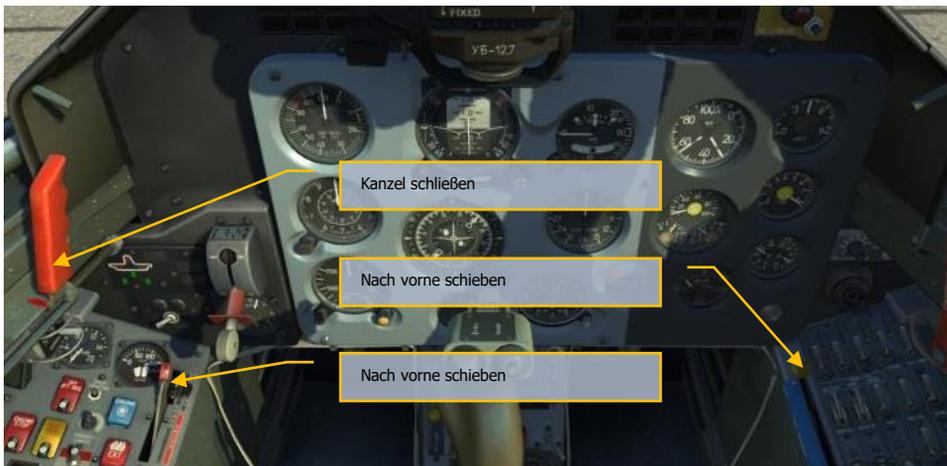
- «AGD-GMK» (AGD-GMK-Schalter), verbindet GMK-Gyro, AGD-Gyro, Wechselrichter IV, RMI und ADI mit dem Stromkreislauf
- «115V INVERTOR I», «115V INVERTOR II» (Wechselrichter I und II);
- «RDO» (Funk)
- «MRP-RV» (MRP-RV-Schalter), verbindet den Radarhöhenmesser und den Einflugzeichenempfänger mit dem Stromkreis

- «RSBN» (RSBN-Schalter), verbindet das RSBN-System (Iskra) und den Wechselrichter IV mit dem Stromkreislauf
- FLÜGELSPITZENTANKS
- Drehen Sie den Moduswahlschalter am RKL-41-Bedienfeld in die «C AUT»-Position.



- Geben Sie Anweisung, die Kabinenhaube zu schließen*. Funkmenü [#], [F8], [F2], [F1].
- Schieben Sie die Haubenverriegelung ganz nach vorne, vergewissern Sie sich, dass das "CANOPY UNLOCKED"-Signallicht erloschen ist.
- Hermetisch abgeriegelt wird das Cockpit, indem der Cockpit-Druckbeaufschlagungs- und ECS-Einstellhebel bis nach vorne gedrückt wird, nach etwa 30 Sekunden erlischt das «AIRCONDIT OFF»-Signallicht. Prüfen Sie die Druckdifferenz im Cockpit am UVPD-Cockpitdruck- und Außendruck-Differenzanzeigeeinstrument (0,02 - 0,05).
- Setzen Sie die Parkbremse, indem Sie den Notfall-/Park-Bremshebel ganz nach vorne drücken (Parking Brake).

Anmerkung: Das Cockpit kann auch durch Drücken von [LSTRG + C] geöffnet und geschlossen werden.



Bei Außentemperaturen von +5 °C oder weniger, bei Flügen mit ungünstigen Wetterbedingungen oder bei Nachtflügen müssen die «PITOT TUBE HEATING MAIN- und STAND-BY», «DE-ICING SIGNAL»-Hauptschalter eingeschaltet werden und der «ANTI-ICING»-Schalter auf «AUTOMATIC» gestellt werden.

Vorbereitung und Durchführung des Rollens

- Klappen ausfahren auf 25°
- Ziehen Sie den Radbremshebel am Steuerknüppel, halten Sie ihn während Sie gleichzeitig die Parkbremse lösen.
- Lassen Sie die Bremsklötze (Wheel Chocks) von der Bodenmannschaft entfernen;
- Vergewissern Sie sich, dass die Bremsklötze entfernt wurden, schauen Sie nach links und rechts, um Bodenverkehr und eventuelle Hindernisse wahrzunehmen.
- Geben Sie vorsichtig Schub, bis das Flugzeug zu rollen beginnt. Sollte sich das Vorderrad beim Vorwärtsrollen drehen, kann dies durch Betätigen der Radbremse verhindert werden.
- Auf gerader Strecke sollte die Rollgeschwindigkeit ohne angehängte Außenlast nicht höher als 30 km/h sein, mit anhängender Außenlast nicht höher als 15 km/h. Vor und während Kurvenfahrten sollte die Rollgeschwindigkeit maximal 10 km/h betragen.

Bevor die Startbahn angerollt werden kann, muss der Pilot sich vergewissern:

- das sich keine Hindernisse auf der Startbahn befinden
- das sich keine anderen Flugzeuge im Landeanflug befinden oder eine Fehlanflugprozedur (Missed Approach Procedure) durchführen.

Holen Sie sich die Starterlaubnis bei der Bodenkontrolle ein, danach rollen Sie auf die Startbahn und weitere 10 - 15 Meter in gerader Linie, um das Bugrad in Startrichtung auszurichten. Ziehen sie den Radbremsenhebel. Prüfen Sie, ob sich die Höhenruder- und Querrudertrimmung in neutraler Position befindet. Prüfen Sie, ob der RKL-41-ADF und der GMK-1AE-Kompass korrekte Werte anzeigen, bei Bedarf justieren Sie nach. Prüfen Sie, dass außer der «DANGEROUS ALTITUDE»-Warnleuchte keine anderen Warnlampen aufleuchten.

Steigern Sie den Schub auf 90 % Drehzahlgeschwindigkeit.

CIRCLE PATTERN TRAININGSFLUG

Es wird empfohlen, Starts, Kurvenflüge, Landeanflüge und Landungen zu üben, besonders unter VFR-Bedingungen bei Flugplätzen, bei denen keine technischen Landehilfsmittel (RSBN) bereitgestellt werden. Die Standardflughöhe beim Circle Pattern liegt bei 600 m. Wird die Landung auf einem unbekanntem Flugfeld durchgeführt, nutzt man hierzu diese Standardparameter.

Start

Drücken Sie den Schubhebel nun ganz nach vorne in die «TAKE OFF»-Position. Überprüfen Sie, dass sich die Drehzahl im entsprechenden Bereich befindet. Lösen Sie die Radbremse und beginnen Sie das Anrollen für den Start.

In der Anfangsphase muss das Flugzeug mit Hilfe der Radbremse und des Ruders in der Spur gehalten werden, ab 60 km/h reicht das Seitenruder. Der Steuerknüppel bleibt in neutraler Position.

Bei einer Rollgeschwindigkeit von 150 km/h wird durch sanftes Ziehen am Steuerknüppel das Bugrad leicht angehoben; in dieser Position wird es gehalten, bis das gesamte Flugzeug abgehoben ist. Die korrekte Höhe des Anhebens ist dann erreicht, wenn sich der Horizont und der Mittelpunkt der Visiereinrichtung auf einer Linie befinden. Das Flugzeug sollte bei einer Geschwindigkeit von 190 - 200 km/h sanft vom Boden abheben.

Bei einer Flughöhe von 20 m und einer Fluggeschwindigkeit von nicht weniger als 250 km/h wird das Fahrwerk über den Fahrwerkshebel in oberer Position eingefahren. Ob das Fahrwerk ordnungsgemäß verriegelt wurde, erkennt man am roten Aufleuchten der Fahrwerkstatusleuchten und den mechanischen Stiften an der Oberseite des Flügels (diese sollten nicht mehr sichtbar sein).

Steigen

Bei einer Flughöhe von 50 - 70 m und einer Fluggeschwindigkeit von nicht weniger als 280 km/h werden die Landeklappen durch Drücken des entsprechenden vorderen Landeklappenschalters ("Flugposition",

0°) eingefahren. Die Statusleuchte auf dem Schalter zeigt den eingefahrenen Zustand an. Nachdem der hydraulische Vorgang abgeschlossen ist, springt der Landeklappenschalter zurück in seine Ausgangsposition. Neben der Statusleuchte können die ordnungsgemäß eingefahrenen Landeklappen auch über den mechanischen Stift auf der Tragfläche visuell überprüft werden (diese sollten nicht mehr sichtbar sein).

WARNUNG. Bei einer angezeigten Fluggeschwindigkeit von 310 km/h fahren die Landeklappen automatisch ein.

Nachdem die Landeklappen eingezogen wurden, bei einer Flughöhe von etwa 100 m, reduzieren Sie den Schub auf eine Umdrehung von 100 %. Führen Sie den Steigflug weiter fort, steigern Sie die Fluggeschwindigkeit auf 350 km/h.

Erste und zweite Kurve

Die erste und zweite Kurve wird in direkter Abfolge geflogen, bis Sie entgegengesetzt dem späteren Landekurs fliegen.

Der Kurvenflug erfolgt bei einer Flughöhe von 300 m mit einer Kurvenneigung von 20° bei 350 km/h und leichtem Steigflug.

50 - 70 m vor Erreichen der geforderten Flughöhe von 600 m, reduzieren Sie den Anstellwinkel und den Schub auf eine Drehgeschwindigkeit von 90 %, halten Sie so eine konstante Fluggeschwindigkeit von 350 km/h, und fliegen Sie dann horizontal mit einer stabilen Fluggeschwindigkeit von 350 km/h und einer Flughöhe von 600 m weiter.

Der Kurvenflug muss in dem Moment abgeschlossen sein, wenn der Gegenkurs zum Landeanflug erreicht wird.

Flug von der zweiten zur dritten Kurve

Wenn das Fahrwerk eingezogen ist, fliegen Sie mit einer Geschwindigkeit von 350 km/h und einer Höhe von 600 m im Gegenanflug zum Landekurs \pm der Slipabweichung.

Querab der RSBN-Station (das Bearing beträgt 90° oder 270°) prüfen Sie den seitlichen Abstand am PPD-2, idealerweise befinden Sie sich in einem Abstand zwischen 5,5 – 6 km.

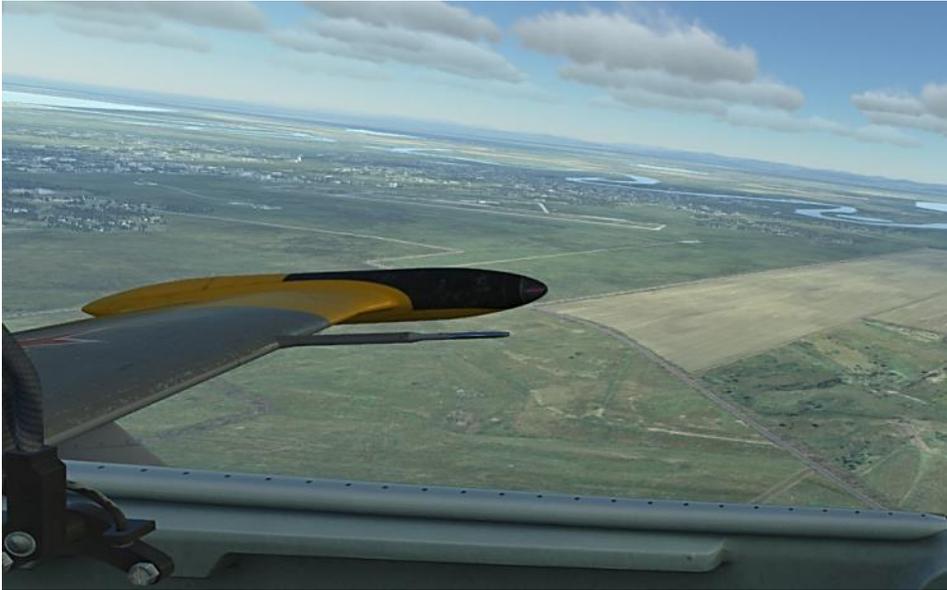


Abbildung 141: Flug von der zweiten zur dritten Kurve141

Querab der Landebahnschwelle drosseln Sie den Schub auf 80 % Umdrehungsgeschwindigkeit und reduzieren die Geschwindigkeit auf 330 km/h, fahren Sie das Fahrwerk aus und prüfen Sie die Fahrwerkstatusleuchten und die mechanischen Stifte an der Tragfläche. Nachdem das Fahrwerk vollständig ausgefahren wurde, reduzieren Sie weiter die Geschwindigkeit auf 300 km/h.

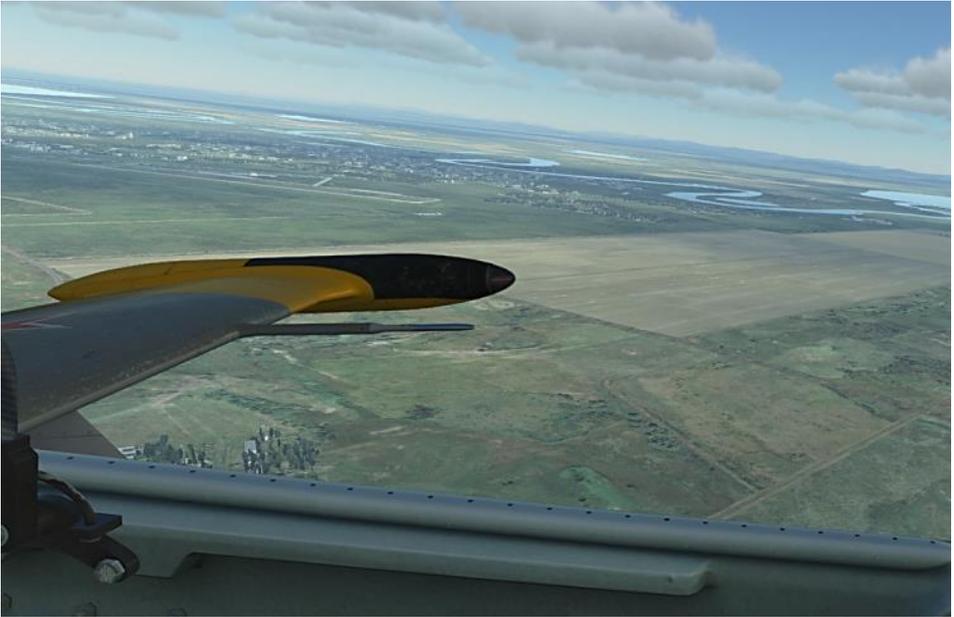


Abbildung 142: Position querab der Landebahnschwelle

Dritte Kurve

Die dritte Kurve sollte eingeleitet werden, sobald man sich auf Höhe des äußeren Einflugzeichens (Outer Marker), wenn das Bearing etwa 120° bzw. 240° beträgt. Es handelt sich bei der Dritten um eine 120° Kurve, die mit 300 km/h und einer Querneigung von 30° geflogen wird. Vor dem Kurvenflug sollte die Turbinendrehgeschwindigkeit auf 92% hochgefahren werden, um die erforderliche Fluggeschwindigkeit halten zu können.

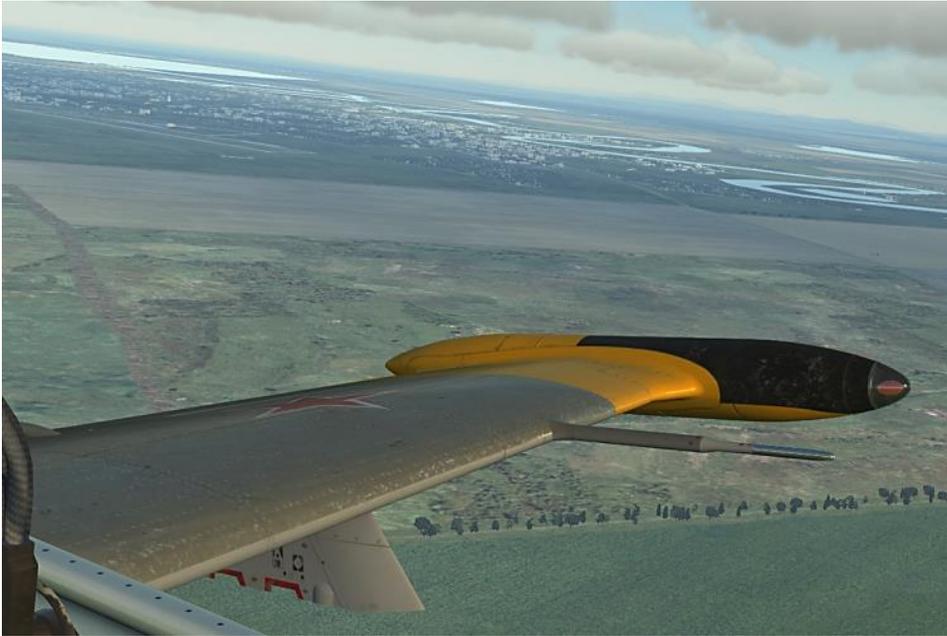


Abbildung 143: Dritte Kurve

Im Normalfall ist der Radius der dritten Kurve gleich dem der vorherigen und relativ unabhängig von Einflüssen des Windes, wenn dessen Stärke unterhalb von 10 m/s liegt. Sollte die Windstärke höher als 10 m/s sein, ist es empfehlenswert, die Durchführung des Kurvenfluges an die äußeren Bedingungen anzupassen.

Schließen Sie den Kurvenflug bei einem Bearing zum Einflugzeichen von etwa 20° bzw. 340° ab. Der Flugpfad zur vierten Kurve sollte bei 65° - 70° zur Mittellinie der Landebahn liegen.

Flug von der dritten zur vierten Kurve

Nach Abschluss der dritten Kurve die Drehzahl auf 85 % reduzieren, eine Geschwindigkeit von 280 km/h halten und die Landeklappen ausfahren. In einen Gleitflug mit einer Sinkgeschwindigkeit von etwa 4 - 5 m/s übergehen.

Während des Gleitflugs zur 4. Kurve in Richtung Landebahn weiterfliegen, 280 km/h und 4 - 5 m/s Sinkgeschwindigkeit beibehalten. Stets die Flughöhe Zeitpunkt für die 4. Kurve überprüfen.

Der Sinkflug sollte so bemessen sein, dass bei Einleitung der 4. Kurve eine Flughöhe von 400 - 420 m erreicht ist.

Vierte Kurve

Die vierte Kurve sollte geflogen werden, wenn die Landebahn sich im Winkel von etwa 15 - 20° voraus befindet.



Abbildung 144: Vierte Kurve144

Drehen Sie mit einer Fluggeschwindigkeit von 280 km/h und mit 30° Querneigung. Korrekturen während der Drehung erfolgen über leichte Veränderungen der Querneigung.



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

Mit Abschluss der vierten Kurve sollten Sie sich in direktem Anflug auf die Landebahn befinden, mit einer Distanz von 5 - 5,5 km zur Landbahnschwelle, Flughöhe 320 - 330 m.

Während des Fluges innerhalb der vierten Kurve sollte das Hauptaugenmerk auf Einhaltung der Fluggeschwindigkeit, das saubere Herauskommen auf der Längsachse der Landebahn und der korrekten Endflughöhe liegen.

Sollte das Flugzeug während des Kurvenfluges bis auf 300 m absinken, erhöhen Sie die Turbinendrehgeschwindigkeit (bei Bedarf bis auf das Maximum). Fliegen Sie den Rest der Kurve in Horizontallage, ohne weiter abzusinken oder aufzusteigen.

Nach Abschluss der vierten Kurve fahren Sie die Landeklappen auf 44° aus und überprüfen Sie diesen Vorgang. Sobald die Landklappen ausgefahren wurden, steigern Sie die Turbinendrehgeschwindigkeit auf 90 %.

Führen Sie den Sinkflug mit einer Sinkgeschwindigkeit von 4 - 5 m/s fort, so dass der Überflug des Outer Markers mit einer Flughöhe von 260 m und einer Fluggeschwindigkeit von 260 km/h erfolgt.



Abbildung 146: $V = 260$ km/h, $H = 260$ m146

Achten Sie während des Sinkgleitfluges darauf, dass die Landebahn frei ist, dass der Anflug sauber ausgeführt ist und das Landeklappen und Fahrwerk ausgefahren sind.

Sinkflug nach der vierten Kurve

Führen Sie den Sinkflug nach dem Überflug des äußeren Markers mit sukzessiver Verringerung der Flughöhe fort, so dass Sie beim Überfliegen des Inneren Markers eine Flughöhe von 60 - 80 m und eine Fluggeschwindigkeit von 230 km/h erreicht sind.



Abbildung 147: V = 230 km/h, H = 60 m147

Im Moment des Überfliegens der NDB-Marker wird dies akustisch und mit dem blinkenden «MARKER»-Signal angezeigt.

Besondere Aufmerksamkeit sollte der Einschätzung des Gleitpfades in Relation des Flare-Punktes zukommen. Eine gute Einschätzung hat das Ergebnis, dass der Gleitpfad im Flare-Punkt bei einer Distanz von 50 - 70 m hinter der Landebahnschwelle mündet.

Ein Absinken der Flugzeugnase wird permanent durch Ziehen des Steuerknüppels unterbunden; hierzu kann es notwendig sein, dass die Turbinendrehzahl erhöht werden muss, um einen gleichmäßigen Sinkflug mit konstantem Anstellwinkel bis zum Erreichen des Flare-Punktes aufrechtzuerhalten.

Ein Heben der Flugzeugnase wird durch das Reduzieren der Turbinendrehgeschwindigkeit unterbunden. Sollte eine Reduzierung der Drehgeschwindigkeit keinen angemessenen Einfluss auf das Heben der Flugzeugnase haben, führen Sie die Fehlanflugprozedur (Missed Approach Procedure) durch.

Landung

Beim Erreichen der Flughöhe von 50 m prüfen Sie, ob die Einschätzung des Gleitpfades richtig war, dass das Flugzeug an der mittleren Landebahn ausgerichtet ist und dass keine Hindernisse auf der Landebahn liegen.

Beim Erreichen der Flughöhe von 30 m prüfen Sie die Gleitgeschwindigkeit; diese sollte bei 230 km/h liegen. Die Blickrichtung sollte an der Gleitpfadrichtung und mit 10 - 15° nach Links ausgerichtet sein.



Figure 148: V = 230 km/h, H = 30 m148

Bei einer Flughöhe von 8 - 10 m ziehen Sie für das Flare-Manöver sanft den Steuerknüppel zurück, bis nur noch 1 m Abstand zum Boden besteht. Nach Abschluss des Flare-Manövers wird die Turbinen-Umdrehungsgeschwindigkeit stufenweise zurückgefahren.



Abbildung 149: Flare-Manöver149

Während des Flare-Manövers sollte die Blickrichtung nach vorn, etwa 35 - 40 m vor dem Flugzeug und etwa 15–20° nach links, ausgerichtet sein. Nach Abschluss des Flare-Manövers prüfen Sie die korrekte Flughöhe.

Während des Sinkflugs zum Aufsetzpunkt gewährleisten Sie durch Ziehen am Steuerknüppel ein Aufsetzen zunächst nur mit dem hinteren Hauptfahrwerk. Die Aufsetz-Geschwindigkeit beträgt 180 km/h.

Nachdem auch das Bugrad aufgesetzt hat, vorsichtig die Radbremse durch Ziehen des Bremshebels einsetzen. Die Pedale bleiben in neutraler Position.

Nach der Landung die Landebahn zügig verlassen, Landklappen einziehen und zur Parkzone rollen.

Starts und Landungen mit Seitenwind

Bei Seitenwind bis 5 m/s wird der Start- und Landevorgang nicht wesentlich beeinflusst. Bei Seitenwind-Geschwindigkeiten von mehr als 5 m/s muss die Start- und Landetechnik angepasst werden und erfordert spezielle Aufmerksamkeit.

Der auftretende Seitenschub während des Startens wird über einen seitlichen Ausschlag des Steuerknüppels in Windrichtung kompensiert. Bei steigender Rollgeschwindigkeit ist auch die Wirkung der Querruder erhöht, insofern kann sukzessive der Steuerknüppel zurück in neutrale Position gebracht werden. Der Tendenz des Flugzeugs, die Nase in Windrichtung abzdrehen, kann initial mit der Radbremse und später mit dem Seitenruder entgegen gewirkt werden.

Nachdem Fahrwerk und Landeklappen eingefahren wurden, muss der auftretende Seitenschub durch Anpassungen am gewünschten Flugpfad kompensiert werden.

Ebenso muss bei der Landung der Seitenschub mit bei der Einhaltung des korrekten Landegleitfluges eingerechnet werden.

Das Flare-Manöver sollte wie gewohnt durchgeführt werden, ohne Kurskorrektur aufgrund des Seitenwindes. Kurz vor dem Aufsetzen wird mittels Pedale die Längsachse des Flugzeugs an der Mittellinie der Landebahn ausgerichtet. Nach dem Aufsetzen wird das Bugfahrwerk direkt zum Boden gebracht. Zusätzlich wird der Steuerknüppel in Seitenwindrichtung ausgelenkt und mittels Seitenruder ein Ausbrechen der Flugzeugnase in Windrichtung unterbunden.

Abschalten des Triebwerks

Sobald die Abstellzone erreicht wurde:

- Bringen Sie den Schubhebel in Leerlaufposition
- Ziehen Sie den Cockpit-Druckbeaufschlagung- und ECS-Einstellhebel in die hinterste Position
- Drehen Sie den Moduswahlschalter am RKL-41-Kontrollfeld in die «OFF»-Position
- Sämtliche Systeme abschalten, abgesehen von «ENGINE», «BATTERY» und «FLT RECORDER»
- Ziehen Sie den Schubhebel komplett zurück in die «STOP»-Position
- Entsperrn Sie die Cockpithaube
- Weisen Sie das Bodenpersonal durch "Open Canopy" an, die Cockpithaube zu öffnen
- Sobald die Triebwerk-Umdrehungsanzeige die Null-Prozent-Marke erreicht hat werden alle verbliebenen Systeme, einschließlich «FLT RECORDER», abgeschaltet

PLATZRUNDE TRAININGSFLUG

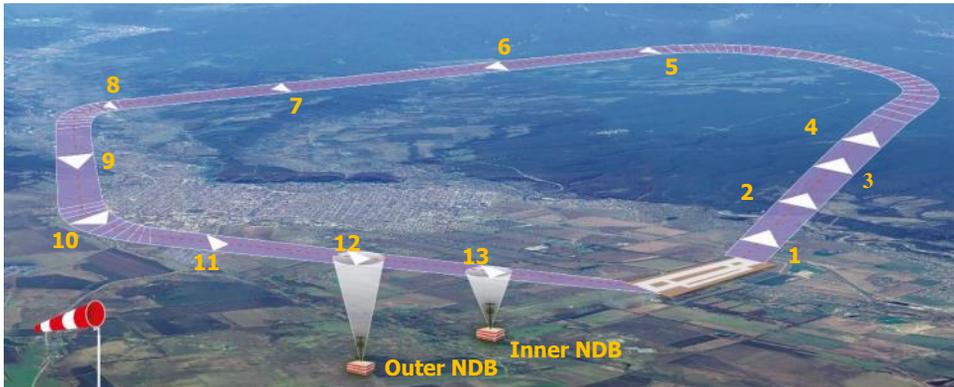


Abbildung 150: Das Circle-Pattern-Anflugschema150

1. H = 20 m. V= 250 km/h. – Fahrwerk einziehen.
2. H = 50 – 70 m. V = 280 km/h. – Landeklappen einziehen.
3. V = 300 km/h. N1= 100 %.
4. H = 300 m. V = 350 km/h. roll =200 - Eindrehen in den Gegenanflug.
5. H = 600 m. V = 350 km/h. Kurs= KursGegenanflug ± Seitenschub.
6. H = 600 m. V = 350 km/h. Rechtwinkelige Position zur RSBN-Station (Bearing = 270° (90°), Abstand = 5,5 – 6 km).
7. Querab der Landebahnschwelle, n1= 80 %. V= 300 km/h. – Fahrwerk ausfahren.
8. H = 600 m. V = 300 km/h. Bearing zum äußeren Einflugzeichen = 240° (120°), Querneigung = 30° – Eintritt in die 3. Kurve.
9. n1= 85 %. V = 280 km/h. Landeklappen ausfahren auf 25°, Beginn des Gleitsinkfluges mit $V_y = 4 - 5$ m/s.
10. H = 420 – 400 m. V = 280 km/h. Roll =30° - Eintritt in die 4. Kurve.
11. H = 330 – 320 m. – Abschluss der 4. Kurve, Landeklappen komplett ausfahren (44°).
12. H = 260 m. V = 260 km/h. – Überflug äußerer NDB-Marker.
13. H= 60 – 80 m. V = 230 km/h. – Überflug innerer NDB-Marker.

Kunstflug

Allgemeine Informationen

Bei jeglichen Flughöhen darf die Mindestgeschwindigkeit von 200 km/h nicht unterschritten werden. Nur bei dieser Minimalgeschwindigkeit ist noch ausreichende Flugstabilität und Flugkontrolle gewährleistet.

Bei Flugmanövern mit negativen G oder im Zero-G-Bereich können die Warnlampen «DON'T START», «150 KG FUEL» und «ENG. MIN. OIL PRESS» aufleuchten, außerdem kann es sein, dass die Treibstoffanzeige falsche Werte anzeigt. In dieser Situation kann der Flug fortgeführt werden.

Der Rückenflug darf nicht länger als 20 Sekunden durchgeführt werden, hierbei kann der Öldruck bis auf 2 kg/cm² abfallen.

Aufeinanderfolgende Rückenflüge müssen durch mindestens 20 Sekunden lang andauernde Horizontalflüge unterbrochen sein, da diese Zeit benötigt wird, um den Treibstoffspeicher zu füllen. Rückenflüge dürfen überdies nur durchgeführt werden, wenn der Öldruck des Triebwerks Normalwerte anzeigt (3 kg/cm² bei 95 % Triebwerkdrehzahl) und der Öldruck keinesfalls unterhalb von 2kg/cm² liegt.

Um einen Strömungsabriss während Kunstflugmanöver zu vermeiden, muss der Pilot ein gewisses Lastvielfaches aufrechterhalten. Für eine Flughöhe von 4000 m gelten folgende Richtwerte:

IAS (km/h)	n_y	IAS (km/h)	n_y
200	1,25	400, 500	4,0 5,0
300	2,5	600	6,0

Sobald ein Rumpfschütteln wahrgenommen wird, muss der Pilot augenblicklich den Steuerknüppel nach vorne drücken, bis das Schütteln abklingt. Gleichzeitig muss der Abgastemperatur (EGT) und der Triebwerk-Umdrehungsgeschwindigkeit besondere Aufmerksamkeit geschenkt werden.

Während Kunstflugmanövern muss ein Absinken der angezeigten Fluggeschwindigkeit unter 200 km/h unbedingt vermieden werden, insbesondere bei vertikal ausgeführten Manövern. Sollte dies dennoch geschehen, darf keinesfalls der Steuerknüppel überzogen werden, sondern es müssen vorsichtige und koordinierte Steuerbewegungen durchgeführt werden.

Beschleunigung und Abbau von Geschwindigkeit sollten stets mit einem Sink- bzw. Steigflug verknüpft sein und nicht im Horizontalflug stattfinden. Nur für intensiven Geschwindigkeitsabbau sollte die Luftbremse eingesetzt werden.

Um schneller für ein bevorstehendes Kunstflugmanöver zu Beschleunigen, darf der Schub nicht unterhalb von 90 % Triebwerk-Umdrehungsgeschwindigkeit im aufsteigenden Teil der Figur liegen (z.B. beim Looping).

Die Steigerung der Umdrehungsgeschwindigkeit muss schon im Sturzflug mit Winkeln um 70° - 80° der zuvor geflogenen Figur beginnen, sodass vor Eintritt in die folgende Kunstflugfigur im Horizontalflug voller Antrieb zur Verfügung steht.

Vertikal ausgeführte Kunstflugfiguren (Looping, Halb-Looping, Rollenkehre) dürfen nicht oberhalb von 6000 m durchgeführt werden, da die benötigte Eingangsgeschwindigkeit die Mach-Limitierungen überschreitet.

Um die korrekte Fluglage während Kunstflugmanövern zu prüfen (insbesondere bei schlechten Sichtbedingungen auf den Horizont) muss der Anzeige des ADI vertraut werden. Zusammen mit der Turn/Slip-Anzeige erlaubt dies:

- Präzise Kontrolle über die benötigten Quer- und Anstellwinkel (Steig- und Sinkflug) und deren Überwachung während Kunstflugmanövern
- Abgestimmte Koordination von Steuerknüppel- und Pedaleingaben vor, während und nach einem Kunstflugmanöver
- Bestimmung der Fluglage relativ zum Horizont

Flugverhalten der L-39 bei minimaler Fluggeschwindigkeit

Die minimale angezeigte Fluggeschwindigkeit (Überziehgeschwindigkeit mit einer G-Last von 1) mit eingezogenem Fahrwerk und eingezogenen Landeklappen und mit dem Triebwerk im Leerlauf liegt bei 180 km/h, mit ausgefahrenem Fahrwerk und ausgefahrenen Landeklappen 25° (44°) – 160 (155) km/h.

Mit größer werdender G-Last erfolgt der Strömungsabriss früher, also schon bei höheren Fluggeschwindigkeiten.

Sobald das Flugzeug nur noch 5-10 km/h von der minimalen Fluggeschwindigkeit entfernt ist, macht sich dies durch ein vernehmbares Rumpfrütteln und ein Zucken des Steuerknüppels (ausgehend von den Querrudern) bemerkbar.

Ein weiteres Abfallen der Geschwindigkeit wird begleitet von zunehmend ansteigendem Rütteln des gesamten Flugzeugrumpfes und zunehmenden Schwankungen der Querneigung. Wenn eine Fluggeschwindigkeit von 160-165 km/h erreicht ist und der Steuerknüppel komplett nach hinten gezogen wird, geht normalerweise die Flugzeugnase nach unten und das Flugzeug stürzt mit einem allmählichen Geschwindigkeitszuwachs auf 200 - 220 km/h senkrecht in Richtung Erdboden.

In seltenen Fällen kann ein Strömungsabriss an nur einem Flügel auftreten, meist begleitet von einem Quer-Abkippen auf die rechte Seite. Hierbei hilft ein leichtes nach Vorne schieben des

Steuerknüppels (bei Neutralstellung der Querruder), um wieder Fahrt aufzunehmen und in einen kontrollierten Geradeausflug zu gelangen. Die Querruder sind nur bis zum Auftreten des Strömungsabrisses effizient.

Die Benutzung der Ruderpedale während eines Strömungsabrisses können zum Trudeln des Flugzeugs führen.

Trudeln

Trudeln ist ein Flugzustand, bei dem sich das Flugzeug nach einem einseitigen Strömungsabriss an einer Tragfläche in einer steilen Spirale um die vertikale Achse in Richtung Boden bewegt. Im Grunde genommen kann die L-39C unbeabsichtigt nur dann ins Trudeln geraten, wenn grobe Pilotenfehler wie exzessive Längsachsenveränderungen gepaart mit unkoordinierten Pedaleingaben mit Auslenkungen weit über die Neutralstellung hinaus vorangegangen sind.

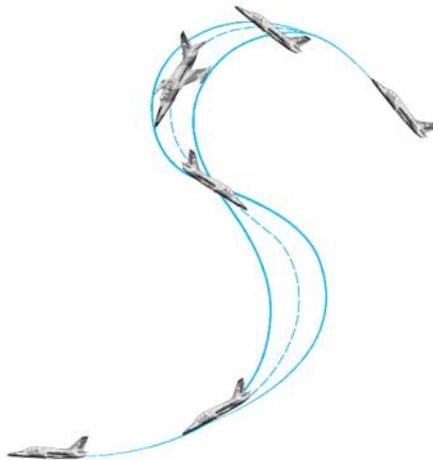


Abbildung 151: Trudeln151

Der Höhenverlust einer Trudelumdrehung, welche 6-7 s lang dauert, entspricht in etwa 300 - 400 m. Der geringste denkbare Höhenverlust vom Beginn des Trudeln bis zum Abfangen in Horizontalposition beträgt etwa 500 - 650 m. Der Gesamthöhenverlust bei 2 - 3 Trudelumdrehungen liegt bei 1050 - 1200 bzw. 1400-1700 m.

Normales Trudeln

Um bewusst ein Trudeln herbeizuführen, muss der Pilot folgenden Ablauf durchführen:

Halten Sie im Horizontalflug eine Flughöhe von 4000 m und eine Fluggeschwindigkeit von 300 km/h.

- Führen Sie den Schubhebel in die «IDLE»-Position zurück und stellen Sie sicher, dass das Triebwerk konstante Leerlaufwerte zeigt.
- Ziehen Sie mit einem Anstellwinkel von 20° nach oben und reduzieren Sie so die Fluggeschwindigkeit auf 170 km/h.
- Treten Sie das Pedal komplett aufseiten der gewünschten Trudel-Drehrichtung durch und ziehen Sie den Steuerknüppel komplett zurück; Steuereingaben in dieser Position für die gesamte Dauer des Trudels halten. Es muss unbedingt beachtet werden, dass sich beim Eintritt ins Trudeln die Querruder in neutraler Position befinden.

Ausleiten des Trudels:

- Drücken Sie die Pedale entgegengesetzt der Drehrichtung des Flugzeugs voll durch und bringen Sie den Steuerknüppel zurück in die Neutralposition oder ein Stück darüber hinaus.
- Sobald die Trudelbewegung gestoppt ist, werden die Pedale wieder zurück in Neutralposition gebracht. Wenn die Fluggeschwindigkeit von 400 km/h erreicht ist, vollen Schub geben und den Sturzflug mit einer G-Last um 2,5 -3 G abfangen.

Das Ausleiten eines ungewollten Trudels erfolgt nach dieser Reihenfolge:

- Einschätzen der Flughöhe
- Die Drehrichtung feststellen (Boden bewegt sich nach rechts oder links)
- Bringen Sie den Schubhebel in Leerlaufposition
- Die Steuerung so ausrichten, als wollten Sie bewusst ein Trudeln herbeiführen (Pedale in Drehrichtung des Flugzeugs, Steuerknüppel komplett zurückziehen, Querruder in neutraler Position);
- Danach die Pedale entgegengesetzt der Drehrichtung des Flugzeugs voll durchdrücken und den Steuerknüppel zurück in die Neutralposition oder ein Stück darüber hinaus ziehen;
- Sobald die Trudelbewegung gestoppt ist, werden die Pedale wieder zurück in Neutralposition gebracht. Wenn die Fluggeschwindigkeit von 400 km/h erreicht ist, vollen Schub geben und den Sturzflug mit einer G-Last um 2,5 -3 G abfangen.

ACHTUNG: Wenn das Flugzeug nicht vor Erreichen einer Flughöhe von 1500 m aus dem Trudeln ausgeleitet wurde - Notausstieg durchführen!

EINSATZ DES RSBN-5S («ISKRA-K») BEI DER NAVIGATION

Bevor das RSBN-5S («Iskra-K») für die Navigation eingesetzt werden kann, müssen die entsprechenden Navigations- und Landekanäle im vorderen Cockpit eingestellt werden.

«NAVIG» MODUS (Navigationsmodus)

Der «НАВИГАЦИЯ» (Navigation) Modus ist der primäre Betriebsmodus des RSBN-5S («Iskra-K»).

Der Steuerkurs (Heading) des Flugzeuges wird unterhalb des auf dem Kopf stehenden Dreiecks an der inneren Kompass-Skala des RMI abgelesen. Die Distanz zur gewählten RSBN-Station des Flugplatzes wird an der PPD-2-Anzeige dargestellt. Das Ablesen des eigenen Steuerkurses, der Peilung (Bearing) zur gewählten RSBN-Station und der Entfernung zum Flugplatz lässt eine sehr genaue Beurteilung der Flugzeugposition in Relation zum Flugplatz zu.

Die Peilung zum Flugplatz wird durch die spitze Seite des RMI Pfeiles dargestellt..

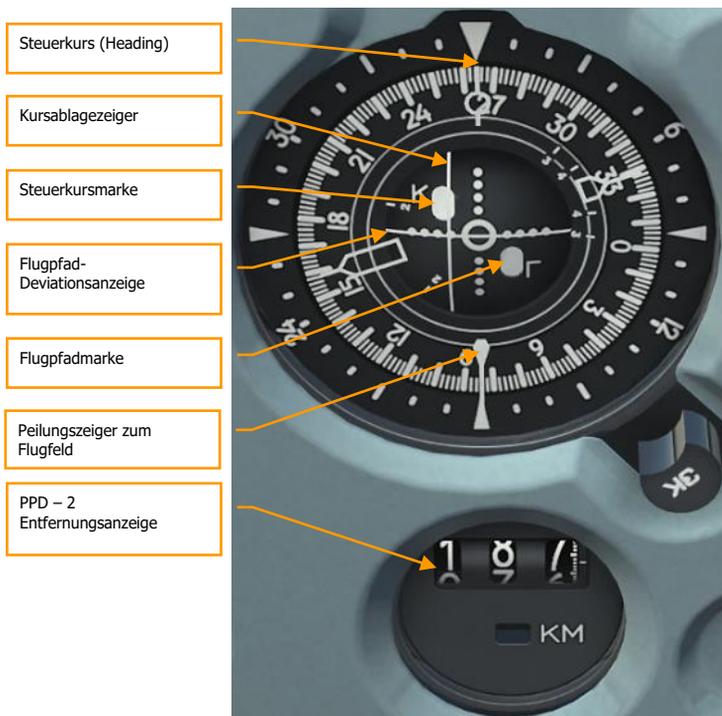


Abbildung 152: RMI152

Im «NAVIG»-Modus (Navigationsmodus) kann man die Peilung zur RSBN-Station nutzen, um von dem RSBN-Funkfeuer weg zu fliegen:

- Hierbei den Kurszeiger des RMI entsprechend dem Sendevektor der RSBN-Station (Azimuth) einstellen. Dies entspricht dem kreisrunden Ende des Peilungszeigers;
- Beim Entfernen vom RSBN-Funkfeuer vergrößert sich der Wert am PPD – 2.

auf das RSBN-Funkfeuer zuzufiegen:

- Hierbei den Kurszeiger des RMI entgegengesetzt dem Sendevektor der RSBN-Station (Azimuth) einstellen. Dies entspricht dem spitzen Ende des Peilungszeigers;
- Beim Annähern an das RSBN-Funkfeuer verkleinert sich der Wert am PPD – 2.

Um genau auf dem Flugpfad des Funkfeuer-Azimuths zu fliegen, muss die Deviationsanzeige im zentralen Kreis des RMI gehalten werden.

Annäherung an den Flugplatz und Landeanflug mithilfe des RSBN-5S («ISKRA-K»)

Auf der Kaukasus-Karte sind die Flugplätze Krasnodar-Center, Maykop, Krymsk und Mozdok mit RSBN-Funkfeuern und dem russischen Pendant zum westlichen Instrumentenlandesystem (ILS), dem PRMG-System, ausgestattet; es stellt Funkfeuer für den Anflug- und Landekurs bereit. Das PRMG steht in Krasnodar-Center nur auf Landebahn 09 (Landekurs 86°) und in Maykop nur auf Landebahn 04 (Landekurs 50°) zur Verfügung.

Die Flugplätze Krymsk und Mozdok stellen PRMG-Unterstützung für Landungen in beide Richtungen bereit.

Der Pilot muss die Position des RSBN-Funkfeuers beim Anflug auf einen Flugplatz und der anschließenden Landung einkalkulieren. Ebenso muss auf die jeweils aktive Landebahn geachtet werden, die je nach Windrichtung und -stärke variieren kann.

Es kann helfen, sich die Flugplatzumgebung in zwei imaginäre Sektoren einzuteilen, um die Anflug- und Landenavigation zu erleichtern.

"Sektor «A»" ist der Bereich, welcher der Anflugrichtung im Landekurs entspricht oder maximal $\pm 15^\circ$ davon abweicht.

"Sektor «B»" ist der Bereich sämtlicher anderer Anflugrichtungen.

Wenn der der Einsatz beendet wurde, muss der Pilot

- das Flugzeug in Richtung RSBN-Funkfeuer ausrichten
- den "Sektor" bestimmen, in den man am Zielflughafen einfliegen wird (hierbei kann die F-10-Karte helfen)
- den Flug in Richtung Flugplatz fortsetzen

Sollte der Zielflughafen ein anderer sein als der, von dem gestartet wurde, muss der Pilot

- den neuen Landekurs mittels Kursdrehregler am RMI einstellen
- am RSBN-Bedienfeld die neuen Navigations- und Landekanäle einstellen
- überprüfen, ob die Anzeigen des RMI und PPD-2 die Peilung und Distanz zum Flugplatz korrekt anzeigen. Außerdem müssen die Kontrolllampen «AZIMUTH/DISTANCE CORRECTION», «AZIMUTH CORRECT» und «DISTANCE CORRECT» aufleuchten
- die Frequenzen der inneren und äußeren Marker des Zielflughafens einstellen. Der RKL-41-Zeiger sollte die Peilung zum äußeren Marker anzeigen.
- das Flugzeug in Richtung RSBN-Funkfeuer ausrichten
- den "Sektor" bestimmen, in den man am Zielflughafen einfliegen wird
- den Flug in Richtung Flugplatz fortsetzen

Das Flugzeug befindet sich in Sektor «A»

Befindet sich das Flugzeug in einer Flughöhe von 5000 bis 8000 m und einer Distanz zum Flugplatz von 50 – 132 km wird empfohlen, den «GLIDE PATH»-Modus einzusetzen. Ab einer Entfernung von 12 – 30 km und einer Flughöhe von 600 – 1500 m empfiehlt sich der «LANDING»-Modus.

Der «GLIDE PATH»-Modus hat die Funktion der Unterstützung für einen sicheren Sinkflug bis auf eine Flughöhe von 600 m, sowohl für den Landekurs wie auch alle anderen Anflugkurse.

Der Sinkflug ist definiert durch den "Cloud Penetration Trajectory" (Wolkendeckendurchdringung-Flugpfad), dessen Flugbahn entspricht etwa einem Neigungswinkel von 4 - 5° relativ zum Horizont. Die überwachte Sinkflugstrecke beginnt bei 132 km und endet bei 21 km Entfernung zum Flugplatz.

Bei Entfernungen oberhalb von 132 ± 5 km zeigt die Flugpfad-Deviationsanzeige die Flugzeugposition in Relation zur Reiseflughöhe an (diese beträgt etwa 8000 m).

Bei Entfernungen ab 132 ± 5 bis 21 ± 3 km zeigt die Flugpfad-Deviationsanzeige die Flugzeugposition in Relation zum Wolkendeckendurchdringung-Flugpfad an.

Bei Entfernungen von weniger als 21 ± 3 km zeigt die Flugpfad-Deviationsanzeige die Flugzeugposition in Relation zur Endanflughöhe an, also etwa 600 m.

Sobald die Entfernung zum Flugplatz 21 ± 3 km erreicht, wird im vorderen und hinteren Cockpit das Signalfeld «END OF DESCENT» aufleuchten und die Flugpfad-Deviationsanzeige zeigt die Flugzeugposition in Relation zur Flughöhe von 600 m an. Um von diesem Punkt aus dem Wolkendeckendurchdringungs-Flugpfad weiter zu folgen, muss manuell der «LANDING» Modus eingeschaltet werden.

Für das Fliegen im kontrollierten Sinkflug ist es notwendig, dass:

- der Peilungszeiger in Richtung Landekurs weist
- der «LANDING- NAVIG- GLIDE PATH»-Modusschalter auf «GLIDE PATH» steht
- die Kurs-Deviationsanzeige des RMI und der ADI Querneigungsanzeige die Flugzeugposition relativ zum RSBN-Funkfeuer anzeigen
- die Flugpfad-Deviationsanzeige des RMI und die ADI-Anstellwinkelanzeige die Flugzeugposition in Relation zum Wolkendeckendurchdringung-Flugpfad anzeigen
- das PPD-2 die Entfernung zum RSBN-Funkfeuer anzeigt

Anmerkung: Die Kurs- und Flugpfad-Deviationsanzeige des RMI und die Querneigungs- und Anstellwinkelanzeige des ADI duplizieren sich gegenseitig. Um das Navigieren zu vereinfachen reicht es in der Regel, sich auf die Anzeige des RMI zu konzentrieren. Außerdem müssen Flughöhe und Geschwindigkeit ständig kontrolliert werden. Die Fluggeschwindigkeit im Wolkendeckendurchdringung-Flugpfad sollte im Bereich 400 – 500 km/h liegen.

- Führen Sie horizontale und vertikale Steuerkorrekturen durch, um die Kurs- und Flugpfad-Deviationsanzeige des RMI im mittleren Kreis zu halten.

- Der Mittelkreis im RMI symbolisiert Ihr Flugzeug. Um dem Wolkendeckendurchdringung-Flugpfad zu folgen müssen Kurs- und Flugpfad-Deviationsanzeige innerhalb dieses Kreises gehalten werden.
- Befindet sich das Flugzeug unterhalb des Wolkendeckendurchdringung-Flugpfads kann die Korrektur nach oben unterlassen werden, da bei horizontalem Weiterflug der ideale Flugpfad zwangsläufig gekreuzt wird und dann eine entsprechende Kurskorrektur nach unten durchgeführt werden kann. Dieser Abfangpunkt ist erreicht, wenn die Flugpfad-Deviationsanzeige von ganz oben zurück in die Mitte gewandert ist.
- Sobald die Entfernung zum Flugplatz 21 ± 3 km erreicht, wird im vorderen und hinteren Cockpit das Signalfeld «END OF DESCENT» aufleuchten und die Flugpfad-Deviationsanzeige zeigt die Flugzeugposition in Relation zur Flughöhe von 600 m an. Die Fluggeschwindigkeit sollte jetzt etwa 350 km/h betragen.
- Um weiterhin dem Funkgleitpfad zu folgen, muss der «LANDING- NAVIG- GLIDE PATH» Modusschalter on die «LANDING» Position gebracht werden.

Wichtig: Für den korrekten Einsatz des «LANDING» Modus muss der Kurspfeil manuell mit dem Kursdrehregler am RMI auf die Ausrichtung der Landebahn gedreht werden.

Einschalten des "LANDING" Modus:

- Die Flugpfad-Deviationsanzeige steigt nach oben
- Flugpfad- und Kurs-Warnflaggen sind nicht sichtbar
- Das PPD-2 zeigt die Distanz zum Flugpfad-Funkfeuer an

Endanflug:

- Setzen Sie den Horizontalflug in 600 m Flughöhe fort
- Richten Sie das Flugzeug entsprechend der Kurs-Deviationsanzeige des RMI aus
- $D = 15$ km, reduzieren Sie die Turbinendrehzahl auf 80 %, reduzieren Sie die Fluggeschwindigkeit auf 330 km/h, fahren Sie das Fahrwerk aus.
- Reduzieren Sie die Fluggeschwindigkeit weiter bis auf 280 km/h und fahren Sie die Landeklappen auf 25° aus
- Erhöhen Sie die Turbinendrehzahl auf 90% und halten Sie eine Fluggeschwindigkeit von 280 km/h und eine Flughöhe von 600 m
- Sobald der Funkgleitpfad erreicht ist ($D = 12$ km), wird die Flugpfad-Deviationsanzeige in Richtung Mitte des RMI wandern
- $D=12$ km, Flughöhe – 600 m, Sinkflug im Funkflugpfad beginnt, halten Sie die Kurs- und Flugpfad-Deviationsanzeige im Mittelkreis des RMI, halten Sie 280 km/h, $V_y - 3 - 4$ m/s
- $D=6$ km, entspricht einer Flughöhe von 300 m, Landeklappen ausfahren auf 44° , halten Sie 260 km/h
- Sinkflug entsprechend dem Funkgleitpfad beibehalten, indem Kurs- und Flugpfad-Deviationsanzeige im Mittelkreis des RMI gehalten wird, 260 km/h halten
- Überflug des äußeren Markers, Geschwindigkeit – 260 km/h, Höhe – 200 m, im Moment des Überflugs ist ein akustisches Signal zu hören und die Signaltafel «MARKER» blinkt mehrfach auf

- Nachdem der äußere Marker passiert wurde die Fluggeschwindigkeit anpassen, sodass beim Überflug des inneren Markers nicht weniger als 230 km/h vorhanden ist
- Überflug mit Höhe = 80 - 60 m und einer Geschwindigkeit von 230 km/h, im Moment des Überflugs ist ein akustisches Signal zu hören und die Signaltafel «MARKER» blinkt mehrfach auf
- Nach dem Überflug des inneren Markers die Landebahn visuell erfassen, die Flugzeugposition in Relation zur Landebahn einschätzen und landen

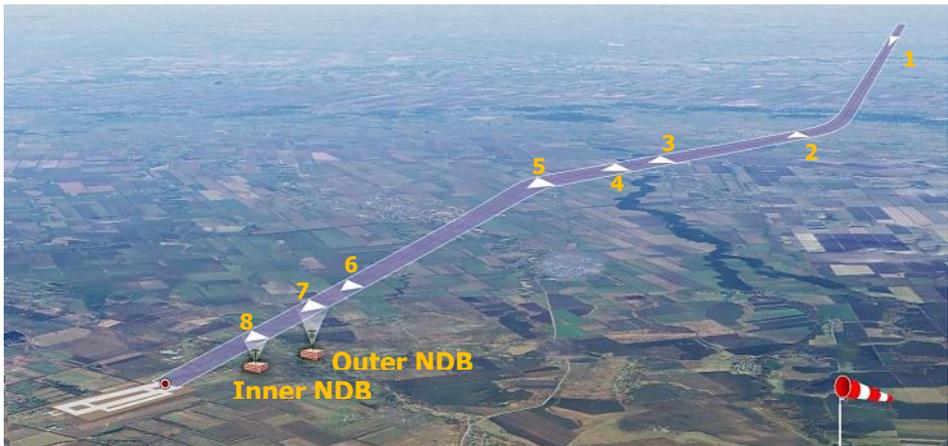


Abbildung 153: Landeanflug mit Unterstützung der «GLIDE PATH» und "LANDING" Modi.153

1. Sinkflug im Wolkendeckendurchdringung-Flugpfad;
2. Flughöhe - 600 m. D= 21±3 km. Ende des «GLIDE PATH» Modus;
3. Flughöhe - 600 m. D = 15 km. Geschwindigkeit - 330 km/h – Fahrwerk ausfahren;
4. Geschwindigkeit - 280 km/h – Landeklappen auf 25° ausfahren.
5. Flughöhe - 600 m. D = 12 km. Beginn des Funkgleitpfades.
6. Flughöhe - 300 m. D = 6 km. Geschwindigkeit - 280 km/h – Landeklappen auf 44° ausfahren.
7. Überflug des äußeren Markers, Geschwindigkeit - 260 km/h, Flughöhe - 200 m.
8. Überflug des inneren Markers, Geschwindigkeit - 230 km/h, Flughöhe - 60 – 80 m.

Die L-39C ist mit dem SDU-System ausgestattet, welches signifikant den Landeanflug erleichtert. Sobald ein Peilungsfunkfeuer eingefangen wurde, den «SDU»-Hauptschalter und den «SDU»-Schalter am erweiterten Schalterfeld einschalten. Die «T»- und «K»-Warnflaggen verschwinden am ADI.

Der Flug wird entsprechend der Steuerbalken (Querneigung und Anstellwinkel) des ADI fortgeführt. Sofern die Steuerbalken in der Mitte gehalten werden, befinden Sie sich im Sinkflug gemäß des Funkflugpfades. Die Entfernung zum Flugpfad-Funkfeuer kann am PPD-2 abgelesen werden.

Das Flugzeug befindet sich in Sektor «B»:

Im Radius von 15 – 21 km um den Flugplatz (Anzeige des PPD-2 kontrollieren) an den Endanflugpunkt manövrieren (bei Bedarf F-10 Karte zu Hilfe nehmen). Vor dem letzten Kurvenflug (Final Leg Entry) die Flughöhe von 600 m und die Geschwindigkeit von 350 km/h halten, «LANDING»-Modus einschalten. Kurvenflug (Final Leg Turn) durchführen. Den Landeanflug entsprechend oben aufgeführten Ablauf durchführen.

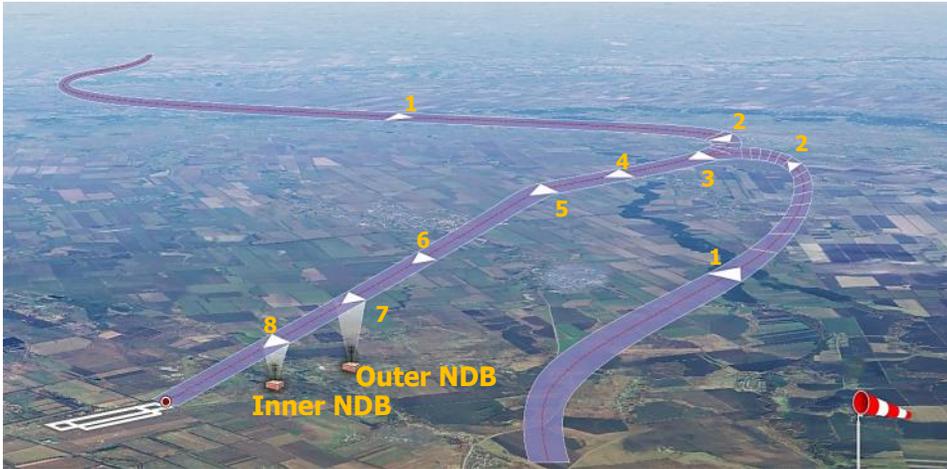


Abbildung 154: Schema des Anfluges an den Endanflugpunkt und Landung unter Zuhilfenahme des «LANDING» Modus154

1. Initialer Anflug
2. Base Turn, Einschalten des «LANDING»-Modus
3. Flughöhe - 600 m. D = 15 km. Geschwindigkeit - 330 km/h – Fahrwerk ausfahren
4. Geschwindigkeit - 280 km/h – Landeklappen auf 25° ausfahren
5. Flughöhe - 600 m. D = 12 km. Beginn des Funkgleitpfades
6. Flughöhe - 300 m. D = 6 km. Geschwindigkeit - 280 km/h – Landeklappen auf 44° ausfahren
7. Überflug des äußeren Markers, Geschwindigkeit - 260 km/h, Flughöhe - 200 m.
8. Überflug des inneren Markers, Geschwindigkeit - 230 km/h, Flughöhe - 60 – 80 m.

Landeanflug unter Zuhilfenahme des RKL-41

Sollte ein angeflogener Flugplatz nicht über RSBN und PRMG verfügen, kann das RKL-41 als Landhilfe genutzt werden.

- Mittels Kursregler den Landekurs am RMI justieren
- Die Frequenzen des inneren und äußeren Markers (Einflugzeichen) einstellen
- Prüfen, ob sich der Zeiger am RKL-41 Radiokompass zur ausgewählten NDB-Station hin ausrichtet
- In Kombination mit RMI, RKL-41 und der F10-Karte die eigene Position in Relation zum Flugplatz bestimmen, Anflug auf den Flugplatz einleiten
- Um die Landebahn möglichst früh zu erkennen, empfiehlt sich eine Flughöhe von 1000-2000 m
- Nachdem die Landebahn visuell erfasst wurde, das Flugzeug im Landkurs über den äußeren Marker fliegen
- Sinkflug bis auf 600 m, hierbei Geschwindigkeit bei 350 km/h halten. Vorbereitung auf die erste Kurve
- Landung entsprechend dem Circle Pattern

Beachten Sie, dass bei der Nutzung des RKL-41 keine Distanz zum Funkfeuer (NDB) am PPD-2 abgelesen werden kann.

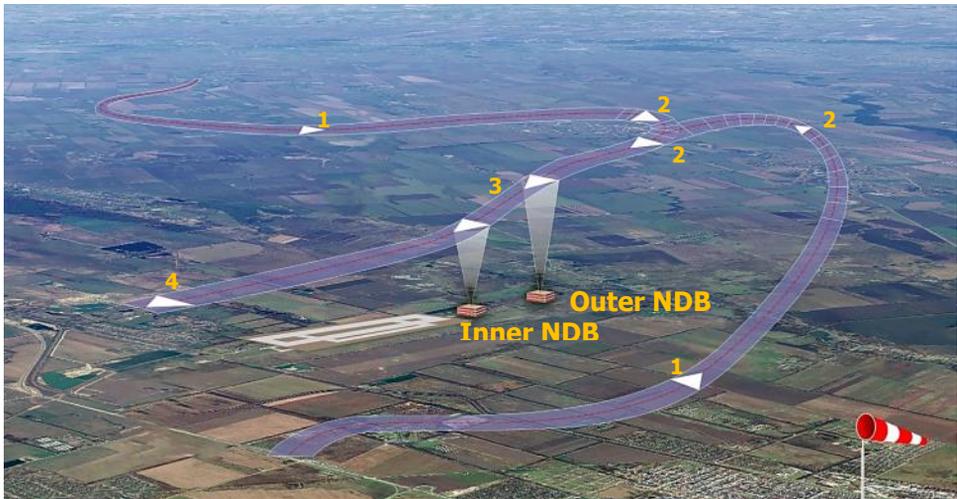


Abbildung 155: Landeschema mit Einsatz des RKL-41155

1. Anflug an den Flugplatz
2. Ausrichten an der Landebahn mithilfe des äußeren Markers

3. Sinkflug auf 600 m
4. Erste Kurve

Kampfeinsatz



Kampfeinsatz

Bewaffnung

Die L-39C ist mit Bomben und Raketen bewaffnet. Sie verfügt über ein ASP-3NMU-39-Visier, eine FKP-2-2- Geschützkamera und das EKSR-46-Signalsystem.

Die Waffen, das Visier und die Kameraausrüstung der L-39C werden für folgende Aufgaben verwendet:

- Zielgenaue Sturzangriffe mit 50 – 100 kg Bomben;
- Zielgenauer Einsatz der S-5-Raketen auf Bodenziele während einem Sturzangriff;
- Einsatz von R-3S-Raketen gegen Luftziele.

Die Waffenkontrollen konzentrieren sich auf das zentrale Bedienfeld des vorderen Cockpits. Der Waffenauslöser ist nur am Steuerknüppel im vorderen Cockpit vorhanden.

Bombenbewaffnung

Die Bombenausrüstung besteht aus:

- L-39M-117-, L-39M -118-Flügelpylonen
- Zwei Bomben
- Bombenauslösung-Kontrollsystem

Die Bomben werden an den Flügelpylonen befestigt.

Das Waffeneinsatz-Kontrollsystem sorgt dafür, dass nur entsicherte Bomben (Im Einzel- oder Mehrfachabwurf) bei einer Geschwindigkeit von über 310 km/h abgeworfen werden können. (Liegt die Geschwindigkeit unter 310 km/h wird das Waffensystem automatisch blockiert.) Im Falle eines Notabwurfs werden alle Bomben zeitgleich abgeworfen.

Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im vorderen Cockpit:

- «ARMS»-Hauptschalter – Versorgt den Waffenauslöser mit Elektrizität
- «PORT –STARB. BOTH»-Zweiwegschalter für das Wählen des Abwurfmodus der Bomben. Für einen Einzelabwurf stellen Sie den Schalter auf «PORT», und nach dem ersten Abwurf auf «STARB. BOTH». Wird der Schalter sofort auf «STARB. BOTH» gestellt, werden zwei Bomben gleichzeitig abgeworfen.
- «EMERG. JETTIS.»-Schalter für den Notabwurf der Außenlasten

- «LIVE-BLANK»-Schalter wird verwendet, um die Bomben zu entsichern, wenn Sie über das Not-Abwurfssystem ausgelöst werden müssen.
- «EXPLOSIVE»-Signalleuchte zeigt, an dass sich der «LIVE-BLANK»-Schalter in der «LIVE»-Position befindet
- Die Leuchten für den Waffenträger zeigen an, dass Bomben geladen sind
- «STAND ALERT» Signalleuchte zeigt an, dass das Waffen Kontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.
- Sicherheitsabdeckung des Waffenauslösers

Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im hinteren Cockpit:

- «ARMS» Hauptschalter – Versorgt den Waffenauslöser mit Elektrizität
- «EMERG. JETTIS.»-Schalter für den Notabwurf der Außenlasten. Dieser Schalter muss sich in der Neutralen Position (Mitte) befinden
- «LIVE-BLANK»-Schalter wird verwendet, um die Bomben zu entsichern, wenn Sie über das Not-Abwurfssystem ausgelöst werden müssen. Dieser Schalter muss sich in der Neutralen Position befinden

Achtung: Dieser Schalter ist ein Kommandoschalter für das vordere Cockpit. Wird der Schalter auf «LIVE» oder «BLANK» gestellt, werden die Bomben scharf oder gesichert abgeworfen, egal in welcher Stellung sich der Schalter im vorderen Cockpit befindet.

- Signalleuchten für Außenlasten
- «ARMAMENT FIRE»-Signalleuchte zeigt an, dass der Waffenauslöser im vorderen Cockpit gedrückt wird
- "STAND ALERT"-Leuchte
- «EXPLOSIVE»-Leuchte

Ungelenkte Waffen

Das Sortiment an un gelenkten Waffen besteht aus:

- Zwei UB-16-57U-Raketenbehälter;
- 32 Raketen des Typs S-5;
- PUS-36DM-Feu erleitgerät;
- L-39M-117-, L-39M -118-Flügel pylonen;
- Feuerkontrolle und elektrisches Versorgungssystem der Signalisierung.

UB-16-57U-Raketenbehälter werden an den Flügel pylonen befestigt. PUS-36DM sendet und verteilt elektrische Impulse zwischen den elektrischen Zündern der Raketen und den beiden Raketenbehältern. Das elektrische Kontrollsystem sorgt dafür, dass Raketen nur bei einer Geschwindigkeit von über 310 km/h (liegt die Geschwindigkeit unter 310 km/h wird das Waffensystem automatisch blockiert) in den folgenden Reihenfolgen abgefeuert werden können:

- 32 Raketen in Folge (jeweils 16 pro Raketenbehälter).
- 4 Raketen in Folge (jeweils 2 pro Raketenbehälter).
- 2 Raketen in Folge (jeweils 1 pro Raketenbehälter).

Die Bedienungen und Signalleuchten der ungelenkten Raketen im vorderen Cockpit:

- «ARMS»-Hauptschalter – Versorgt den Waffenauslöser mit Elektrizität
- «UB-16»-Hauptschalter – versorgt das PUS-36DM und die UB-16-Raketenbehälter mit Elektrizität. Sobald der «UB-16»- Hauptschalter aktiviert wurde, geht die «PUS-0»- Signalleuchte an.
- «EMERG. JETTIS.»-Schalter für den Notabwurf der Außenlasten
- «2RS – AUT. – 4RS» (2 Raketen –Auto – 4 Raketen) wechselt die Feuerreihenfolge der ungelenkten Raketen. «2RS» (2 Raketen) – Bei jeder Betätigung des Waffenauslösers werden 2 Raketen abgefeuert: 1 von der linken Seite und 1 von der rechten Seite mit 0,025 Sekunden Verzögerung. «4RS» (4 Raketen) – Bei jeder Betätigung des Waffenauslösers werden 4 Raketen abgefeuert (Jeweils 2 pro Raketenbehälter). «AUT» – Alle 32 Raketen werden abgefeuert wenn der Waffenauslöser betätigt wird.
- Die Leuchten für den Waffenträger zeigen an, dass Bomben geladen sind
- «STAND ALERT»-Signalleuchte zeigt an, dass das Waffen Kontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.
- «PUS – 0»-Leuchte zeigt an, dass das PUS-36DM bereit zum Feuern ist. Nach dem Feuern der ersten Raketen erlischt die Leuchte.
- Sicherheitsabdeckung des Waffenauslösers

Die Bedienungen und Signalleuchten der ungelenkten Raketen im hinteren Cockpit:

- «ARMS»-Hauptschalter – Versorgt den Waffenauslöser mit Elektrizität
- EMERG. JETTIS.-Schalter wird für den Not-Abwurf der UB-16-Raketenbehälter verwendet
- Außenlasten vorhanden
- «ARMAMENT FIRE»-Signalleuchte zeigt an, dass der Waffenauslöser im vorderen Cockpit gedrückt wird
- "STAND ALERT"-Leuchte

Gelenkte Raketen

Das Sortiment an gelenkten Waffen besteht aus:

- Zwei gelenkten R-3S-Raketen;
- Zwei APU-13M1-Raketenbehälter;
- L-39M-117-, L-39M -118-Flügelpylonen
- MP-28A-G-Sensor;
- R-3S-Feuerkontrolle, Signalisierung und elektrisches Versorgungssystem

Gelenkte Raketen können nur bei einer Geschwindigkeit von über 310 km/h abgefeuert werden.

Die APU-13M1-Raketenbehälter dienen zur Befestigung der R-3S-Raketen und versorgen diese mit Elektrizität. Die Raketenbehälter werden an den Flügelpylonen befestigt.

Der MP-28A-G-Sensor misst das Lastvielfache während des Fluges und signalisiert wenn das Lastvielfache bei über 2 Einheiten liegt.

Die Bedienungen und Signalleuchten der gelenkten Raketen im vorderen Cockpit:

- «ARMS»-Hauptschalter – Versorgt den Waffenauslöser mit Elektrizität
- «HEAT SS» – Versorgt den Heizkreislauf des Raketensuchkopfes und die «ROCKETS HEATING» Signalleuchte im hinteren Cockpit mit Elektrizität.
- «GLOW SS» – Versorgt den G-Sensor, Glühstromkreis des Raketensuchkopfes und die «GLOWING ON»-Signalleuchte im hinteren Cockpit mit Elektrizität.
- «EMERG. JETTIS.»-Schalter für den Notabwurf der Außenlasten
- «PORT – STARB. BOTH»-Zweipositionsschalter zum Wählen der Feuerreihenfolge der gelenkten Raketen. Im Gegensatz zu den Bomben, können gelenkte Raketen nur einzeln nacheinander abgefeuert werden. Die Reihenfolge wird durch den Zweipositionsschalter bestimmt. Ein gleichzeitiges Feuern beider Raketen ist nicht möglich.
- Die Leuchten für den Waffenträger zeigen an, dass APU-Startschienen befestigt sind;
- «VOLUME SS»-Lautstärkereglern, ändert die Lautstärke des Erfassungssignals des Raketensuchkopfes
- «STAND ALERT»-Signalleuchte zeigt an, dass das Waffen Kontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.
- «NO LAUNCH»-Leuchte zeigt an, dass das zulässige Lastvielfache von 2 Einheiten überschritten wurde. Die Raketen können nicht mehr auf das Ziel ausgerichtet werden.
- «A-A MISSILE»-Signalleuchten zeigen an, dass Raketen an den APU-Startschienen befestigt sind.
- Sicherheitsabdeckung des Waffenauslösers

Die Bedienungen und Signalleuchten der gelenkten Raketen im hinteren Cockpit:

- «ARMS»-Hauptschalter – Versorgt den Waffenauslöser mit Elektrizität
- «EMERG. JETTIS.»-Schalter für den Notabwurf der Außenlasten
- Außenlasten vorhanden
- A-A MISSILE (SS)-Leuchte
- «ARMAMENT FIRE»-Signalleuchte zeigt an, dass der Waffenauslöser im vorderen Cockpit gedrückt wird
- "STAND ALERT"-Leuchte
- «NO LAUNCH»-Leuchte
- «ROCKETS HEATING»-Leuchte
- «GLOWING ON»-Leuchte
- «EXPLOSIVE»-Leuchte

Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im vorderen Cockpit:

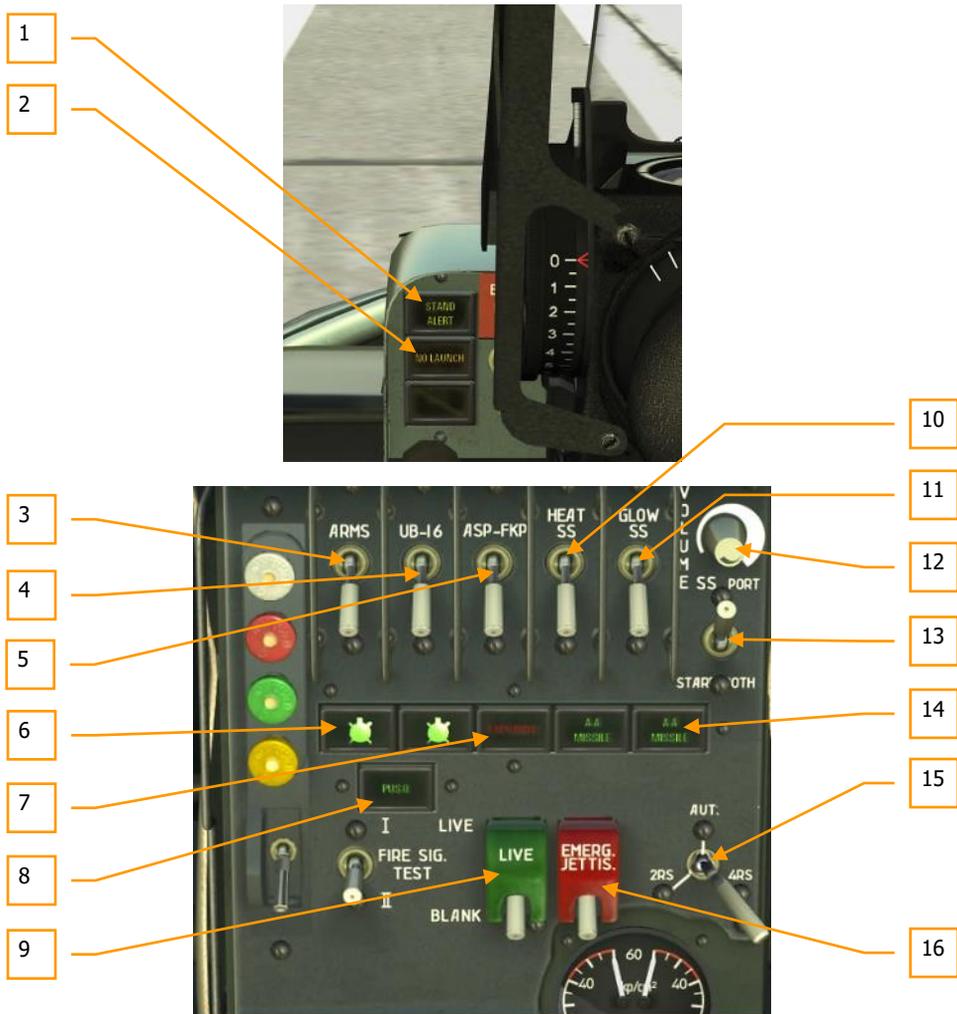
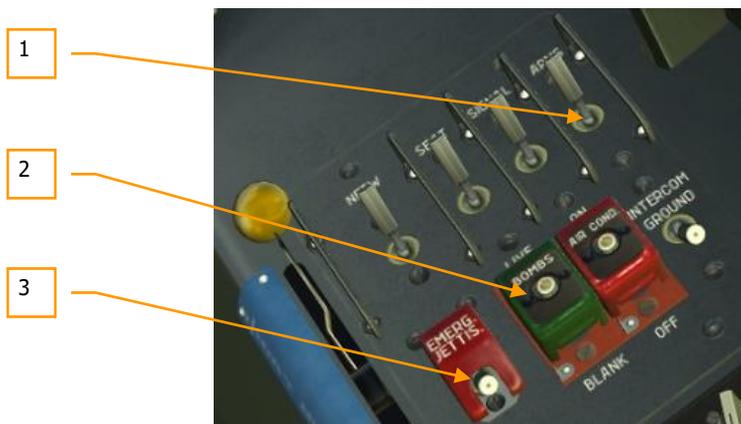


Abbildung 156: Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im vorderen Cockpit156

1. «STAND ALERT»-Leuchte
2. «NO LAUNCH»-Leuchte
3. «ARMS»-Hauptschalter
4. UB-16
5. «ASP-FKP» Hauptschalter
6. Außenlasten vorhanden
7. «EXPLOSIVE»-Leuchte
8. PUS - 0
9. «LIVE- BLANK»-Schalter
10. HEAT SS-Schalter
11. GLOW SS-Schalter
12. VOLUME SS-Lautstärkereglер
13. «PORT- STARB. BOTH»-Schalter
14. A-A MISSILE-Leuchte
15. 2RS – AUT. – 4RS-Dreiwegeschalter
16. «EMERG. JETTIS.»-Schalter

Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im hinteren Cockpit



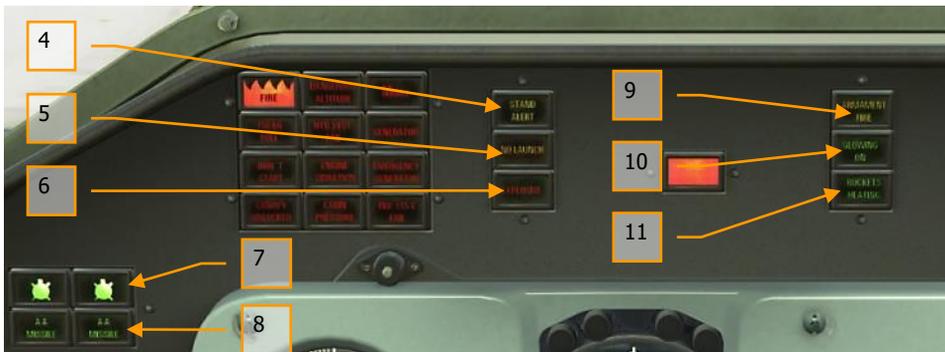


Abbildung 157: Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im hinteren Cockpit

- | | |
|----|---------------------------|
| 1 | «ARMS»-Hauptschalter |
| 2 | «LIVE- BLANK»-Schalter |
| 3 | «EMERG. JETTIS.»-Schalter |
| 4 | «STAND ALERT»-Leuchte |
| 5 | «NO LAUNCH»-Leuchte |
| 6 | «EXPLOSIVE»-Leuchte |
| 7 | Außenlasten vorhanden |
| 8 | A-A MISSILE-Leuchte |
| 9 | ARMAMENT FIRE-Leuchte |
| 10 | GLOWING ON-Leuchte |
| 11 | ROCKETS HEATING-Leuchte |

Ziel- und Kameraausrüstung

Die Zielausrüstung besteht aus dem ASP-3NMU-39-Visier.

Die Bedienung des Visiers ist nicht schwierig, benötigt aber dennoch diverse Fertigkeiten und Aufmerksamkeit.

Das Zielen besteht aus zwei parallel ablaufenden Tätigkeiten: Den Mittelpunkt des Visierkreises durch Manövrieren des Flugzeuges direkt auf dem Ziel zu halten.

Distanz-Rheostat und optischer Entfernungsmesser basierend auf der Zielgröße. Das Grundprinzip des Entfernungsmessers basiert auf der Messung der Zielgröße, abhängig von der Distanz zum Ziel. Nur wenn die Größe des Zieles zwischen 14 - 22 m beträgt, kann der Entfernungsmesser eine genaue Distanz zwischen 180 - 800 m an das Visier weitergeben. Bei allen Zielen, mit einer Größe von weniger als 14 m, kann keine maximale Distanz in das Visier eingegeben werden, während bei allen Zielen mit

einer Größe von über 22 m keine minimale Distanz eingestellt werden kann. Dies wird durch die Tatsache erklärt, dass der Messgitter-Durchmesser von 17,5 mil (Maximale Distanz) und 122 mil (Minimale Distanz) begrenzt wird.

Das Visier besitzt zwei Betriebsarten: «GYRO» und «FIXED». Im «GYRO»-Modus wird der Vorhaltewinkel zum Ziel automatisch während dem Zielen berechnet. Um das Visier als starres Reflexvisier zu verwenden, wird der «FIXED»-Modus eingesetzt. Der Betriebsmodus des Visiers wird durch einen Schalter am Visier eingestellt.

Um schnell vom «GYRO»- in den «FIXED»-Modus zu wechseln, muss der Pilot die minimale Entfernung des Visiers durch Drehen des Distanzgriffes einstellen, dadurch wird der Stromkreis geschlossen und das Visier wird fixiert. Um zurück in den Modus «GYRO» zu wechseln, muss wieder die maximale Entfernung mit dem Distanzgriff eingestellt werden. Ein mechanisches Visier dient als Reserve-Visier und besteht aus einem Korn und einem Ring mit Fadenkreuz. Das Visier hat einen Lichtfilter und einen Einstellknopf für die Visierhelligkeit.

Das Visier besitzt einen rotierenden Reflektor. Dieser erlaubt die Ablenkung der optischen Achse von 0 - 20°. So kann der geschätzte Korrekturwinkel für den Raketen- und Bombenabwurf eingestellt werden

Hauptmerkmale des Visiers:

- Maximaler Vorhaltewinkel, vom Visier berechnet – nicht weniger als 80
- Einstellbare Distanz zum Ziel - 180 - 800 m
- Einstellbare Zielgröße im Visier- 7 - 45 m
- Angular-Winkel des variablen Rasters; größter Kreis - 122 mil
- Angular-Winkel des variablen Rasters; kleinster Kreis - 17,5 mil
- Angular-Winkel des festen Rasters; Kreis - 132 mil
- Angular-Winkel des mechanischen Visiers: 132 mil

Um das Visier zu aktivieren, aktivieren Sie den «ASP-FKP»-Hauptschalter auf der Mittelkonsole im vorderen Cockpit.

Die Kameraausrüstung besteht aus der FKP-2-2-Geschützkamera, welche auf dem ASP-3NMU-39-Visier befestigt ist. Sie wird in Trainingseinsätzen verwendet, um eine Trefferbewertung durchführen zu können.

Hauptmerkmale der FKP-2-2-Geschützkamera:

- Maximale Fotodistanz zum Ziel mit einer Größe von 10 m: 750 - 800 m;
- Maximale Fotodistanz zum Ziel mit einer Größe von 20 m: 1300 - 1500 m;
- Maximale durchgehende Fotoaufnahmedauer: 12 Sekunden;
- Anzahl Bilder: 60

Um das Visier zu aktivieren, aktivieren Sie den «ASP-FKP»-Hauptschalter auf der Mittelkonsole im vorderen Cockpit. Der Visierbereich wird fotografiert, wenn der Waffenauslöser betätigt wird. Die Funktion der Geschützkamera kann durch das Rotieren der Filmrolle im Gehäuse kontrolliert werden. Zusätzlich kann die Funktion durch Drücken des FKP-Knopfs am Steuerknüppel im vorderen Cockpit getestet werden.

Fotos der Geschützkamera werden erst beim Abspielen der Missionsaufzeichnung gezeigt.

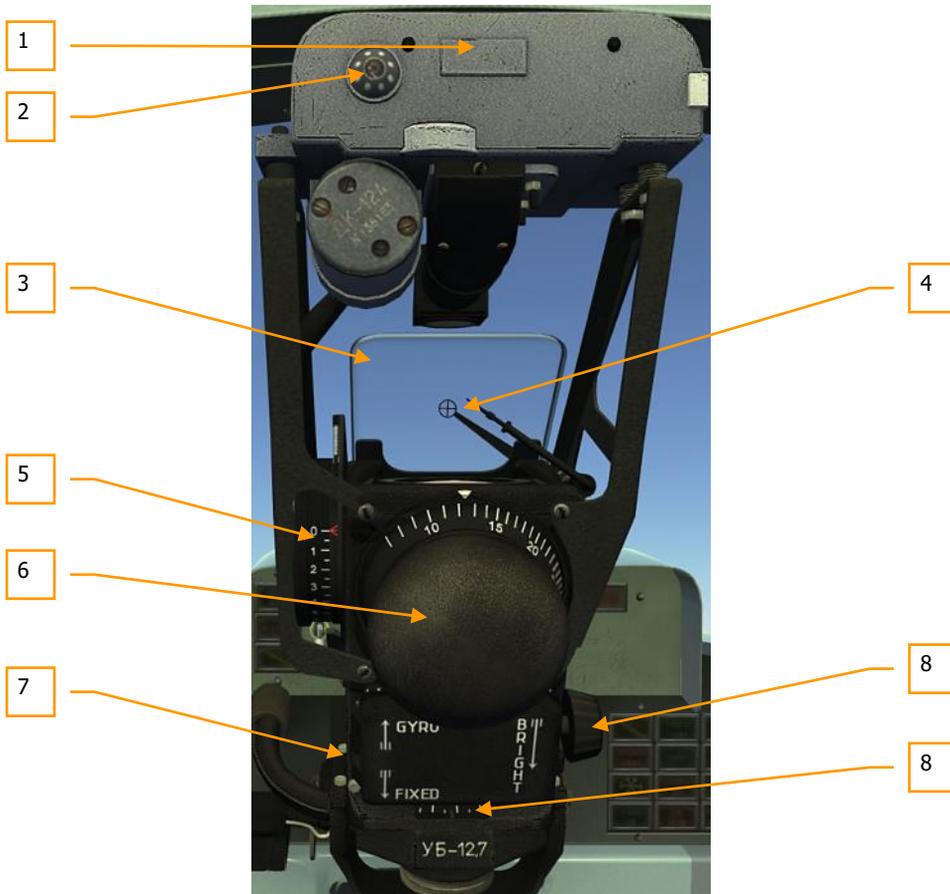


Abbildung 158: ASP-3NMU-Visier und FKP-2-2-Geschützkamera

- 1 FKP
- 2 FKP-Scheibe zur Funktionskontrolle
- 3 Rotierender Visierreflektor
- 4 Mechanisches Visier
- 5 Einstellknopf für den Reflektorwinkel des Visiers
- 6 Spannweitenskala
- 7 «GYRO- FIXED»-Schalter
- 8 Einstellknopf für die Visierhelligkeit
- 9 Rheostat und Distanzanzeige

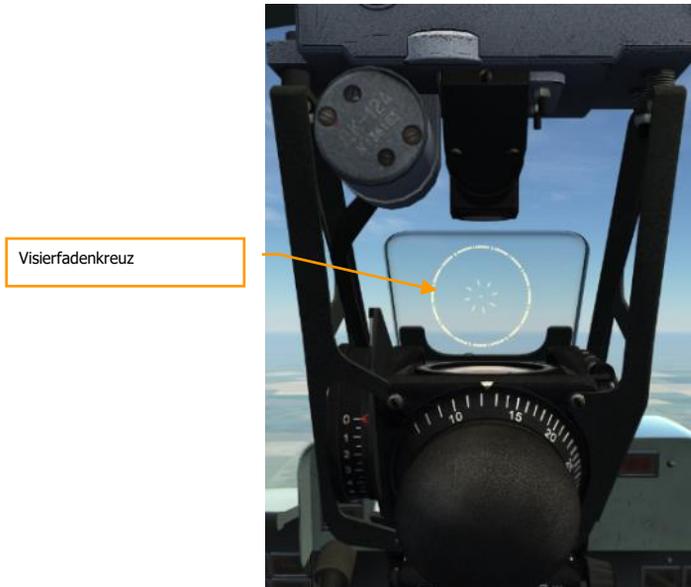


Abbildung 159: Visierfadenkreuz159



Abbildung 160: Visierbedienelemente160

1. Distanz-Drehgriff. Wird der Drehgriff gegen den Uhrzeigersinn gedreht, wird die Einstellung für die Entfernung zum Ziel verringert, im Uhrzeigersinn wird die Distanz erhöht.
2. Sicherheitsabdeckung des Waffenauslösers
3. FKP-Knopf

ESKR-46-Signalfackeln

Die elektrische Signalfackel-Kartusche EKS-46 feuert die Signalfackeln.

Das Signalfackel-System besteht aus dem PU-EKS-46-Feuerkontroll-Gerät im vorderen Cockpit und einer vierläufigen Kartusche für die 26-mm-Signalfackeln. Die Kartusche befindet sich auf der rechten Seite des Rumpfes am Heckteil.



Abbildung 161: ESKR-46-Signalfackeln161

Um die Signalfackeln zu feuern, muss der «IDENT. FLARES»-Schalter aktiviert sein und der Knopf in der gewünschten Farbe gedrückt werden.

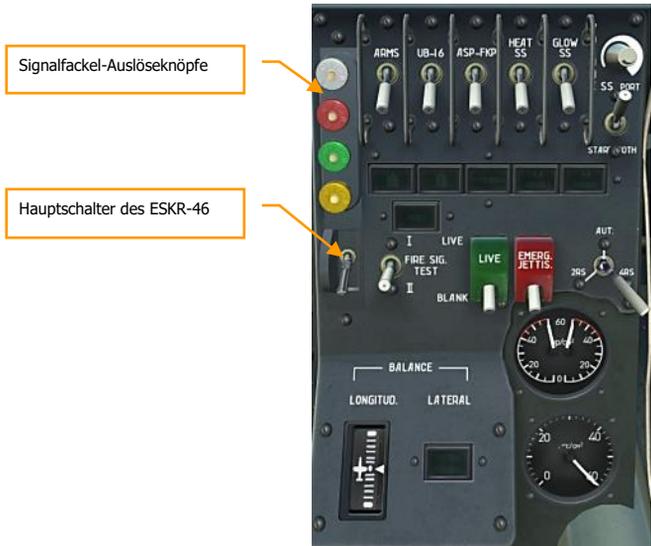


Abbildung 162: ESKR-46-Bedienfeld162

Flugvorbereitung für den Angriff auf Bodenziele

Der Angriff auf Bodenziele ist eine komplexe Aufgabe, welche vom Piloten gute Kenntnisse und Wissen zu den unterschiedlichen Waffensystemen des Flugzeuges erfordert.

Überprüfen Sie vor dem Flug die Checklisten zum Waffeneinsatz, Ihren Flugplan und die Zieldaten (Fiktive Zielgröße und Abweichwinkel des Visiers)

Formel zur Berechnung der fiktiven Zielgröße

Da die empfohlene Angriffsdistanz beim Einsatz von Bomben und Raketen über der maximal einstellbaren Distanz des Visiers liegt (800 m), muss eine fiktive Zielgröße für den externen Entfernungsmesser eingestellt werden, damit dieser korrekt funktioniert. Die fiktive Zielgröße kann durch folgende Gleichung ermittelt werden:

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

Wobei:

- B_f – fiktionale Zielbodenfläche, m;
- B_a – tatsächliche Zielgröße, m;
- D_m – maximale im Visier eingetragene Zielentfernung - 800 m;
- D_s^* – Schuß- Abwurf­distanz.

D_s^* - Siehe Tabelle 1 und 2

Einsatz von Bomben

Stellen Sie vor dem Flug sicher, dass im hinteren Cockpit die Hauptschalter: «NETW», «ARMS» und «SIGNAL» aktiviert sind.

Eine sehr wichtige Phase eines jeden Bombenangriffs ist das Erreichen des Punktes, an dem auf das Ziel eingedreht und der Sturzangriff begonnen wird. Die Genauigkeit mit der dieser Punkt erreicht wird, beeinflusst den Sturzwinkel und die Abwurfgeschwindigkeit.

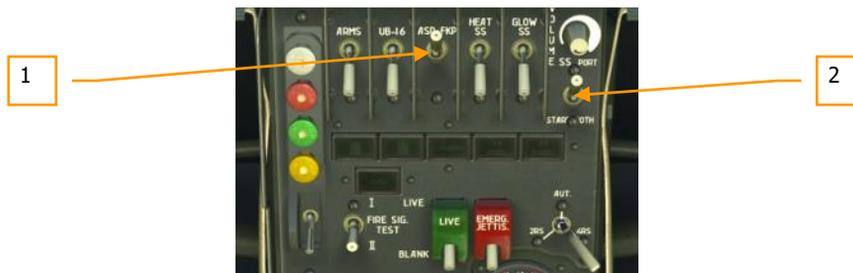
Bombenangriffe sollten mit einem Sturzwinkel von 20°, 30° und 40° unter den in Tabelle 1 aufgeführten Parametern durchgeführt werden.

Tabelle 1

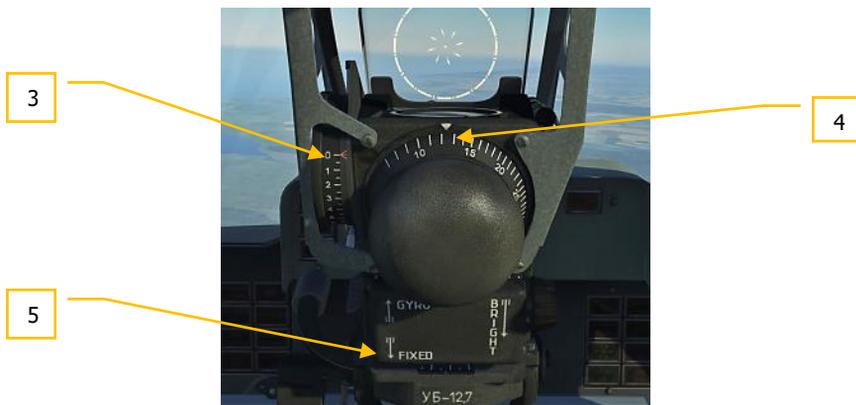
Nr.	Parameter	20°	30°	40°
1	Reflektorwinkel des Visiers	13°	110	100
2	Höhe bei Beginn des Sturzangriffs am Angriffspunkt	1200 m	1500 m	1800 m
3	Geschwindigkeit bei Beginn des Sturzangriffs am Angriffspunkt	440 km/h	350 km/h	300 km/h
4	Abwurfhöhe	730 m.	800 m	1100 m
5	Abwurfgeschwindigkeit	570 km/h	550 km/h	560 km/h
6	U/min	97 %	92 %	MG %

Während dem Flug zum Ziel:

1. Aktivieren Sie den «ASP-FKP»-Hauptschalter **[LShift+7]**.
2. Wählen Sie den gewünschten Abwurfmodus der Bomben mit dem «PORT – STARB. BOTH»-Schalter **[RAlt+RStrg+RShift+R]**.
- 3.



4. Stellen Sie den Visier-Reflektor auf den benötigten Winkel und bringen den Sitz in die höchstmögliche Position **[LShift+S – hebt den Sitz; LAlt+LShift+S – senkt den Sitz]**, so dass Sie den Visiermittelpunkt und den oberen Teil des Distanzmessringes sehen können. Dadurch ändert sich die gewohnte Sicht aus dem Cockpit.
5. Stellen Sie die fiktive Zielgröße ein.
6. «GYRO-FIXED»-Schalter in die «FIXED»-Position **[LShift+J]**.

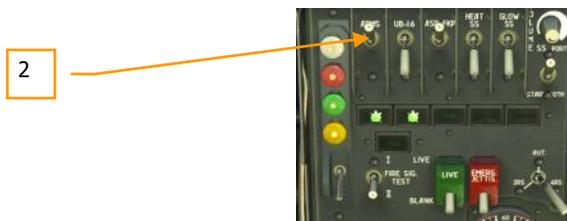


7. Stellen Sie das Visier auf die minimale Distanz ein [.]



Vorgehen im Zielgebiet:

1. Nähern Sie sich dem Ziel auf der benötigten Höhe und mit der benötigten Geschwindigkeit (Siehe Tabelle 1).
2. Aktivieren Sie den «ARMS»-Hauptschalter [LShift+5]



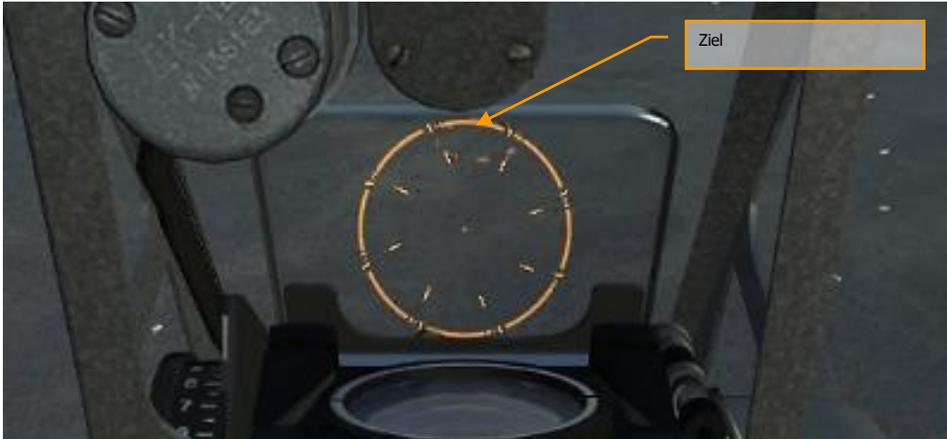
3. Das Manöver zum Eindringen in das Zielgebiet sollte so ausgeführt werden, dass sich das Ziel danach im korrekten Sichtwinkel für den Beginn des Angriffes befindet.



4. Sobald sich das Ziel im korrekten Sichtwinkel befindet, beginnen Sie auf das Ziel mit einem Rollwinkel von 60 - 120° einzudrehen und beginnen Ihren Sturzflug.



5. Das Manöver sollte so abgeschlossen werden, dass sich der Mittelpunkt des Visiers eine Radiuslänge des Zielkreises unter dem Ziel befindet.



6. Öffnen Sie den Sicherungsverschluss des Waffenauslösers **[LStrg+Leer]**, während sich das Flugzeug im Sinkflug befindet. Der Mittelpunkt des Visiers wird sich jetzt auf das Ziel bewegen, und die Geschwindigkeit und Höhe nähert sich den benötigten Abwurfparametern.
7. Ist die benötigte Höhe und Geschwindigkeit erreicht und der Mittelpunkt des Visiers befindet sich direkt auf dem Ziel, drücken und halten Sie den Waffenauslöser für eine Sekunde **[Leer]** bis die Bomben ausgelöst werden.



- Ziehen Sie sofort nach Abwurf der Bomben mit 4 - 5 g hoch und erhöhen gleichzeitig die Triebwerksleistung auf das Maximum.

Ungelenkte Raketen

Stellen Sie vor dem Flug sicher, dass im hinteren Cockpit die Sicherungen: «NETW», «ARMS» und «SIGNAL» aktiviert sind.

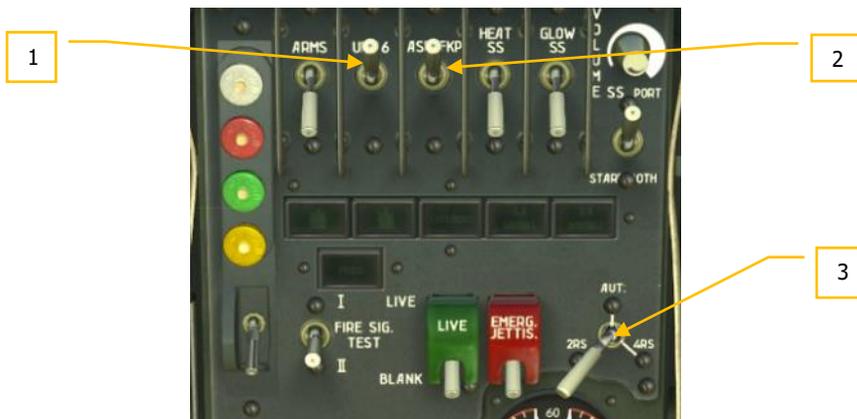
Ungelenkte Raketen sollten mit einem Sturzwinkel von 20 oder 30°, unter den in Tabelle 2 aufgeführten Parametern durchgeführt werden.

Tabelle 2.

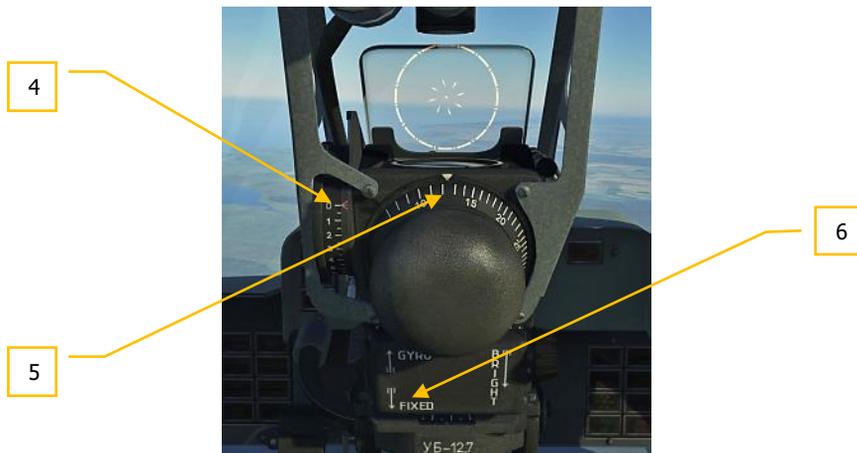
Nr.	Parameter	30°	20°
1	Reflektorwinkel des Visiers	2,53°	2,30°
2	Höhe bei Beginn des Sturzangriffs am Angriffspunkt	1200 m.	1200 m
3	Geschwindigkeit bei Beginn des Sturzangriffs am Angriffspunkt	300 km/h	400 km/h
4	Höhe beim Feuern	600 m	500 m
5	Geschwindigkeit beim Feuern	550 km/h	560 km/h
6	Distanz zum Ziel	1200 m	1460 m

Während dem Flug zum Ziel:

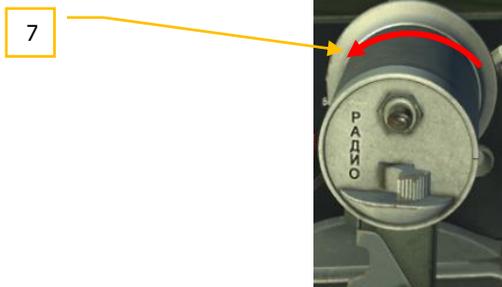
- Aktivieren Sie den UB-16-Hauptschalter [LShift+6].
- Aktivieren Sie den «ASP-FKP»-Hauptschalter [Lshift+7].
- Wählen Sie mit dem «2RS – AUT – 4RS»-Schalter den gewünschten Feuermodus [Ralt+V] – [Rshift+V] – [RStrg+V].



4. Stellen Sie den Reflektorwinkel des Visiers gemäß dem gewählten Sturzwinkel ein
5. Stellen Sie die fiktive Zielgröße ein
6. Stellen Sie den «GYRO-FIXED»-Schalter in die «GYRO»-Position [\[LShift+J\]](#)



7. Stellen Sie das Visier auf die minimale Distanz ein [\[.\]](#)



Vorgehen im Zielgebiet:

1. Nähern Sie sich dem Ziel auf einer Höhe von 1200 m und mit der benötigten Geschwindigkeit
2. Aktivieren Sie den «ARMS»-Hauptschalter [LShift+5]



3. Das Manöver zum Eindringen in das Zielgebiet sollte so ausgeführt werden, dass sich das Ziel danach im korrekten Sichtwinkel für den Beginn des Angriffes befindet
4. Sobald sich das Ziel im korrekten Sichtwinkel befindet, beginnen Sie auf das Ziel mit einem Rollwinkel von 60 - 120° einzudrehen und beginnen Ihren Sturzflug. Stellen Sie die Triebwerksleistung während dem Sturzflug auf 90 - 92%
5. Das Manöver sollte beendet werden, wenn sich der Visiermittelpunkt unter dem Ziel befindet



6. Öffnen Sie die Sicherheitsabdeckung des Waffenauslösers [**LStrg+Leer**] und stellen die maximale Distanz im Visier ein [**;**]. Dadurch beginnt sich das Visier zu bewegen und reagiert auf die Manöver des Flugzeuges. Richten Sie jetzt den Visiermittelpunkt auf das Ziel.
7. Halten Sie das Ziel während dem Sturzflug stets im Visiermittelpunkt.
8. Sobald das Ziel den Visierkreis komplett ausfüllt, drücken und halten Sie den Waffenauslöser für eine Sekunde [**Leer**], um zu feuern.



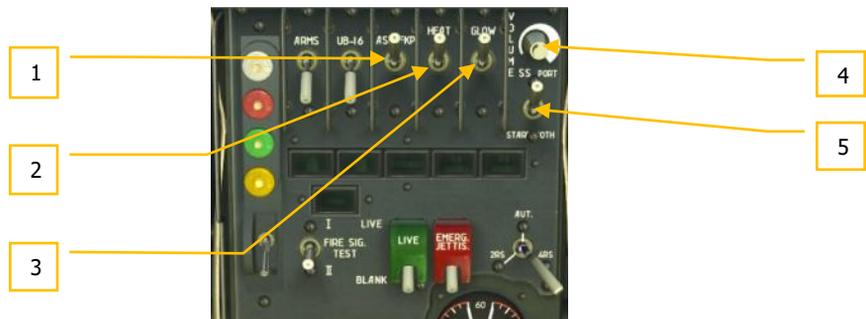
9. Ziehen Sie sofort nach dem Feuern mit 3 - 3,5 g hoch und erhöhen gleichzeitig die Triebwerksleistung auf das Maximum

Kampfeinsatz gegen Luftziele

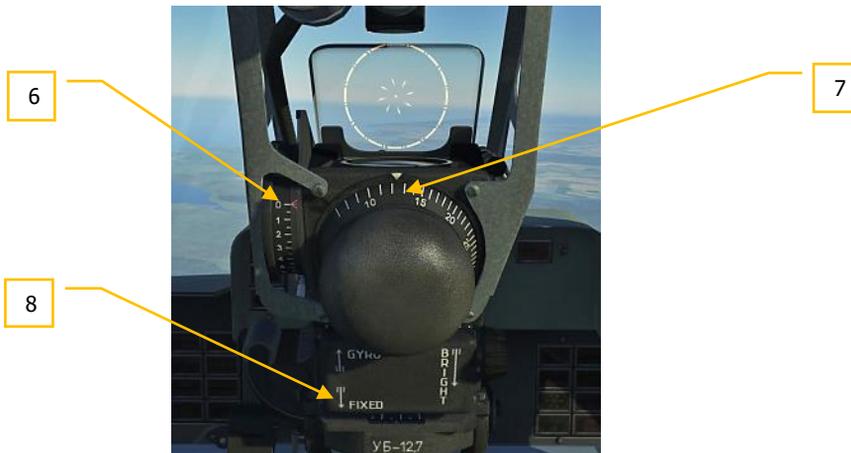
Stellen Sie vor dem Flug sicher, dass im hinteren Cockpit die Hauptschalter: «NETW», «ARMS» und «SIGNAL» aktiviert sind.

Vor dem Luftkampf:

1. Aktivieren Sie den «ASP-FKP»-Hauptschalter [LShift+7].
2. Aktivieren Sie den «HEAT SS»-Hauptschalter [LShift + 8].
3. Aktivieren Sie den «GLOW SS»-Hauptschalter [LShift + 9].
4. «VOLUME SS» - stellen Sie die Lautstärke auf das Maximum
5. Wählen Sie mit «PORT – STARB. BOTH» die abzufuernde Rakete [RAlt+RStrg+RShift+R].



6. Stellen Sie den Reflektorwinkel des Visiers auf 0°
7. Stellen Sie die fiktive Zielgröße ein
8. «GYRO-FIXED»-Schalter in die «FIXED»-Position. [LShift+J]



9. Stellen Sie das Visier auf die maximale Distanz ein [;]



Achtung: Führen Sie einen Raketenabschuss nur aus der hinteren Hemisphäre des Ziels durch, während es sich in einem Winkel von $0/4$ bis $2/4$ vor Ihnen befindet. Die Sonne sollte sich in einem Winkel von mindestens 20° von Ihrer Nase befinden. Die Feuerdistanz der Raketen liegt gemäß dem ASP-3NMU-39 zwischen 1200 und 2000 m, bei einer Annäherungsgeschwindigkeit von maximal 200 km/h. Der Angriff sollte bei einer Distanz von nicht weniger als 1000 m beendet werden. Der Raketeneinsatz ist erlaubt, wenn das Aufschaltsignal des Raketensuchkopfs auf der höchsten Stufe erklingt (innerhalb der erlaubten Feuerdistanz) und das Lastvielfache bei unter 2 Einheiten liegt.

Air combat:

1. Finden Sie Ihr Ziel und bereiten Sie sich für den Angriff vor: Distanz - 2000 m, das Ziel sollte sich in einem $50 - 60^\circ$ Winkel, mit einem Höhenunterschied von 300 - 400 m, vor Ihnen befinden.
2. Aktivieren Sie den «ARMS»-Hauptschalter [LShift+5].



3. Drehen Sie mit einem Rollwinkel von 50 - 60° auf das Ziel ein, sobald das Ziel den Zielkreis erreicht, können Sie Ihr Flugzeug wieder in eine horizontale Fluglage bringen. Öffnen Sie die Sicherheitsabdeckung des Waffenauslösers [LStrg+Leer]
4. Zielen Sie, indem Sie Ihr Flugzeug manövrieren, bis der Signalton des Raketensuchkopfs die maximale Lautstärke erreicht
5. «NO LAUNCH»-Leuchte ist aus



«NO LAUNCH»-Leuchte zeigt an, dass das zulässige Lastvielfache von 2 Einheiten überschritten wurde. Die Raketen können nicht präzise auf das Ziel ausgerichtet werden.

6. Wenn das Ziel 2 - 3 mal kleiner als Entfernungsmesserkreis ist, feuern Sie die Rakete, indem Sie den Waffenauslöser [Leer] für mindestens 2 - 2,5 Sekunden gedrückt halten.



7. Beenden Sie Ihren Zielflug
8. Führen Sie bei Bedarf einen erneuten Angriff durch

L-39ZA



L-39ZA

Einführung

Dieses Kapitel des Flughandbuchs beschäftigt sich mit den hauptsächlichen Unterschieden zwischen der L-39ZA und L-39C hinsichtlich folgender Systeme: Ausrüstung, Triebwerk und Bewaffnung, mit besonderen Augenmerk auf die Benutzung der Waffensysteme.

Allgemeine Beschreibung der L-39ZA

Die L-39ZA ist ein doppelsitziges Übungsflugzeug mit einem AI-25TL-Turbostrahltriebwerk. Sie wurde für die Pilotenausbildung, bei guten und schlechten Wetterverhältnissen, Tag und Nachtflügen, entwickelt und außerdem für die Schulung auf bestimmte Waffensysteme. Sie wird des Weiteren als leichtes Angriffsflugzeug eingesetzt. Mit ihr kann man Luftziele mittels der hitzesuchenden Luft-Luft-Raketen: R-60 und R-3S und Bodenziele mittels 500-kg-Bomben, S-5-Raketen, der GS-23L-Kanone und dem PK-3-Maschinenkanonenbehälter bekämpfen.

Die L-39ZA ist mit vier Außenlaststationen ausgestattet und hat eine erhöhte Nutzlast gegenüber der L-39C. Jeder der inneren Außenlaststationen kann eine Last von 500 kg tragen und jede äußere Außenlaststationen 250 kg. Allerdings darf die gesamte Nutzlast nicht 1100 kg übersteigen.



Abbildung 163: L-39ZA Außenlaststationen163

Um die Flugreichweite zu erhöhen, können Abwurf tanks mit 150 l oder 350 l an den inneren Außenlaststationen mitgeführt werden.



Abbildung 164: L-39ZA Abwurf tanks164

Wegen der erhöhten Nutzlast besitzt die L-39ZA verstärkte Tragflächen und ein verstärktes Fahrwerk.

Die L-39ZA ist mit einer 23-mm-Bordkanone vom Typ: GS-2-23L ausgerüstet. Diese ist am Rumpf unter dem Cockpit angebracht und stromlinienförmig verkleidet.

Notwendige Veränderungen wurden am Rumpfdesign durchgeführt, damit u.a. auch einige Antennen und Ausrüstung dort Platz finden. Die vordere Fahrwerksklappe ist mit legiertem Stahl verstärkt, damit sie vor den heißen Gasen, beim Abfeuern der Bordkanone, geschützt ist.

Um ein Abfeuern der Bordkanone zu verhindern, während der Anstellwinkel (engl.: angle of attack) voreingestellte Werte übersteigt, ist ein Anstellwinkel-Sensor (DUA-3) verbaut. Dieser Sensor befindet sich auf der linken Seite in der Rumpfnase.

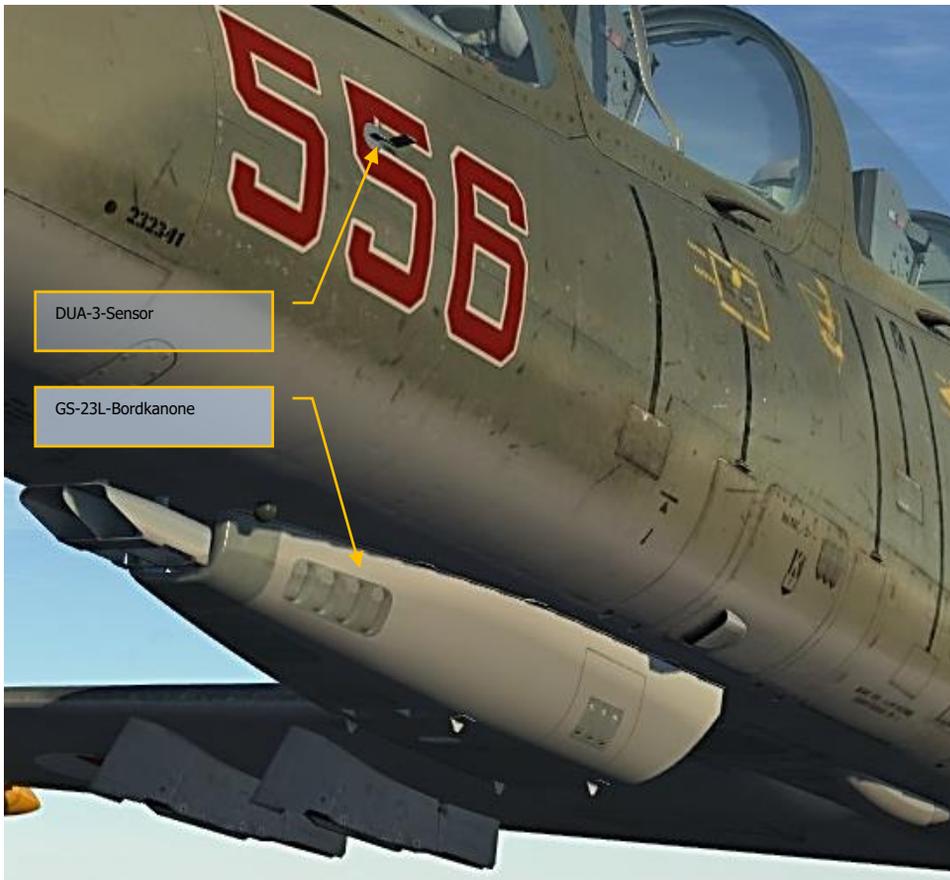


Abbildung 165: L-39ZA; AoA-Sensor und Bordkanone

Betriebsgrenzen

1. Maximales Startgewicht: 5600 kg
2. Maximales Landegewicht: 4800 kg
3. Maximal zulässige angezeigte Fluggeschwindigkeit (engl. Abk.: IAS) ohne externe Zuladung oder mit zwei Gelenkten Raketen (bis zu einer Höhe von 1300 m): 900 km/h
4. Maximal zulässige Machzahl ohne externe Zuladung oder mit zwei Gelenkten Raketen (über 1300 m): 800 km/h
5. Maximal zulässige angezeigte Fluggeschwindigkeit mit externer Zuladung: 870 km/h
6. Maximal zulässige Machzahl mit externer Zuladung: 0,75
7. Maximale g-Belastung:
 - Für ein Gesamtgewicht von 4200 kg: +8 / -4
 - Für ein Gesamtgewicht von 4500 kg: +7 / -3,5

 - Für ein Gesamtgewicht von 5000 kg: +5 / -3
 - Für ein Gesamtgewicht von 5500 kg: +5 / -2,5
8. Benötigte Strecke zum Abheben von einer Betonpiste mit max. Startleistung des Triebwerks mit maximalem Startgewicht: 1280 m
9. Abhebegeschwindigkeit mit maximalem Startgewicht: 211 km/h
10. Benötigte Landestrecke auf einer Betonpiste mit Hilfe der Bremsen mit maximalem Startgewicht: 1070 m
11. Landegeschwindigkeit mit maximalem Startgewicht: 190 km/h
12. Überziehggeschwindigkeit (km/h) mit externer Beladung und einem Gewicht von 5600 kg
 - Landeklappen eingefahren: 215
 - Landeklappen auf 25 Grad: 205
 - Landeklappen auf 44 Grad: 195
13. Überziehggeschwindigkeit (km/h KIAS) mit externer Beladung und einem Gewicht von 4800 kg
 - Landeklappen eingefahren: 202
 - Landeklappen auf 25 Grad: 200
 - Landeklappen auf 44 Grad: 180

Cockpitausrüstung

Vorderes Cockpit



Abbildung 166: Vorderes Cockpit L-39ZA166

Einige Veränderungen wurden im vorderen Cockpit der L-39ZA durchgeführt. Hauptsächlich wegen dem zusätzlichen Waffenbedienfeld, zur linken Seite des Instrumentenbretts, und dem kombinierten Bedienfeld für Gelenkte Raketen (engl. Abk.: GM) und der Bordkanone GS-23.

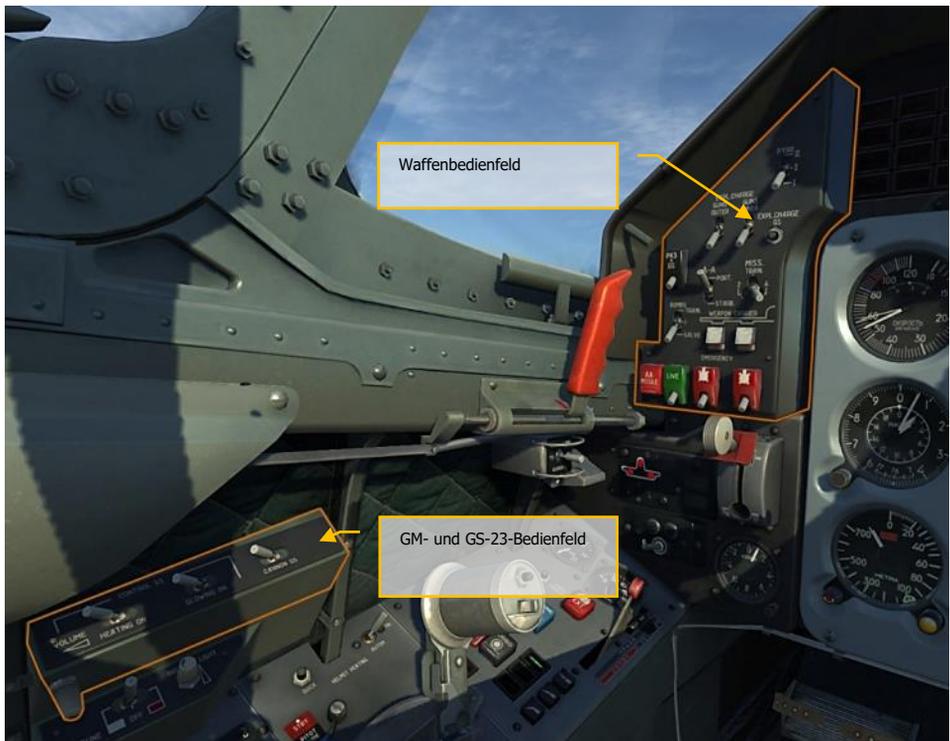


Abbildung 167: Waffenbedienfelder167

Ein Cockpit- und Instrumentenbeleuchtungsbedienfeld befindet sich unterhalb des GM- und GS-23-Bedienfelds. Genauso der RSBN-Einstellknopf.

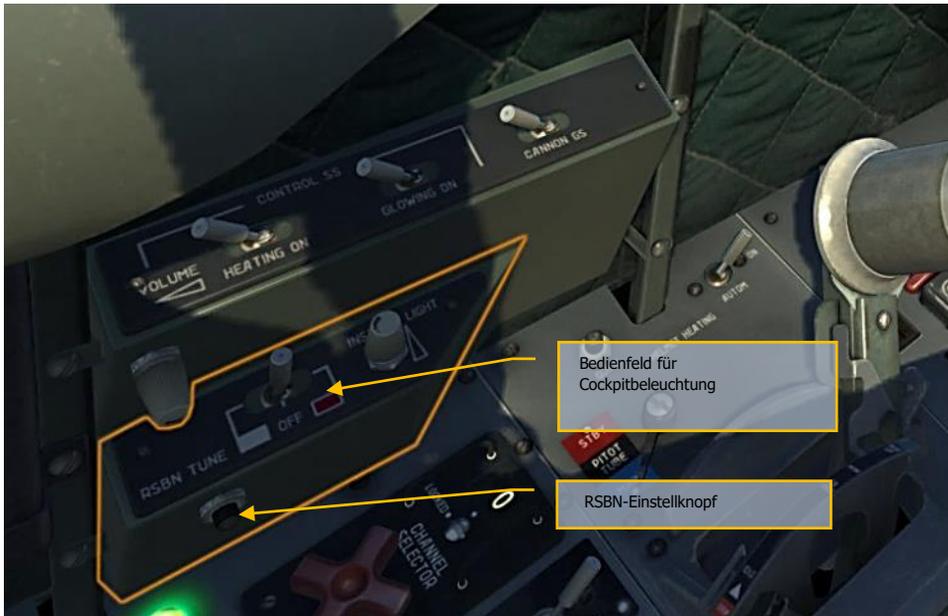


Abbildung: 168: Bedienfeld für die Cockpitbeleuchtung und der RSBN-Einstellknopf168

Hauptschalter und Schalter für die Waffenbedienung, genauso wie neue Anzeigen für die Waffen und DT's, wurden zum Instrumentenbrett im vorderen Cockpit hinzugefügt.



Abbildung 169: Mittleres Waffenbedienfeld

Der Startmodus-Schalter: PRESERV – STARTING – COLD.ROTAT befindet sich auf dem linken Bedienfeld für die Triebwerksbedienung, und ist mit einer Kappe gesichert.



Abbildung 170: Der Startmodus-Schalter: PRESERV -STARTING -COLD. ROTAT170

Den Schalter: OFF JPT REG gibt es nicht.

Die Hauptschalter mit der Beschriftung: AOA-HTR CB (für das Beheizen des DUA-3-Sensors) und ARMS (zum Einschalten der Waffensysteme) befinden sich außerdem noch auf dem Hauptschalterfeld.

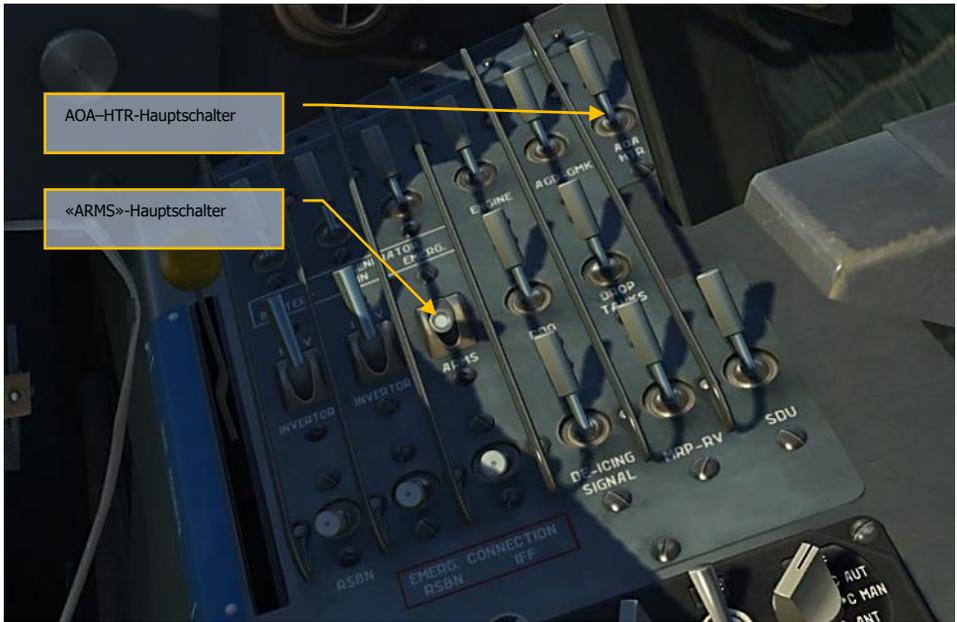


Abbildung 171: Hauptschalterfeld171

Hinteres Cockpit



Abbildung 172: Hinteres Cockpit der L-39ZA 172

Eine Anzeige für die Außenlaststationen ist im hinteren Cockpit verfügbar.

Die Leuchte: DROP TANKS signalisiert, dass die Abwurf tanks leer sind. Sie befindet sich auf dem Signalleuchtenfeld.

Flugzeug- und Triebwerksysteme

Treibstoffsystem

Das Treibstoffsystem der ZA besteht aus dem Haupttreibstoff-, dem Flügelspitzentank- und dem Abwurfanksystem.

Das Haupttreibstoffsystem enthält fünf Rumpftanks. Um die Flugreichweite zu erhöhen, können zwei Treibstofftanks an den Flügelspitzen angebracht werden. Und zusätzlich können noch 150-Liter- oder 350-Liter-Abwurfanks (engl. Abk.: DT) mitgeführt werden. Abwurfanks können nur an den inneren Außenlaststationen angebracht werden.

Nr.	Treibstofftanks	Kapazität, l / kg	Gesamtkapazität, l / kg
1	Rumpf	1100 / 824	1100 / 824
2	Zwei Flügelspitzentanks	200 / 156	1300 / 980
3	Zwei Abwurfanks (2 x 150 l)	300 / 234	1600 / 1214
4	Zwei Abwurfanks (2 x 350 l)	700 / 580	2000 / 1560

Der Treibstoff wird in folgender Reihenfolge verbraucht:

- Der Rumpftanktreibstoff wird verbraucht, bis 575 - 625 kg übrig sind.
- Abwurfanks (wenn mitgeführt).
- Flügelspitzentanks.
- Dann wird der restliche Treibstoff aus den Rumpftanks verbraucht.

Der Status der Abwurfanks wird auf dem Anzeigefeld für die Außenlaststationen in beiden Cockpits angezeigt.



Abbildung 173: Anzeige für Außenlaststationen

Wenn die Abwurfbehälter leer sind, gehen die Leuchten: DROP TANKS auf dem Signalleuchtenfeld in beiden Cockpits an.



Abbildung 174: Die Leuchte: DROP TANKS auf dem Signalleuchtenfeld

Wenn die Flügelspitzenbehälter leer sind, gehen die Leuchten: WING TIP TANKS auf dem Signalleuchtenfeld in beiden Cockpits an.

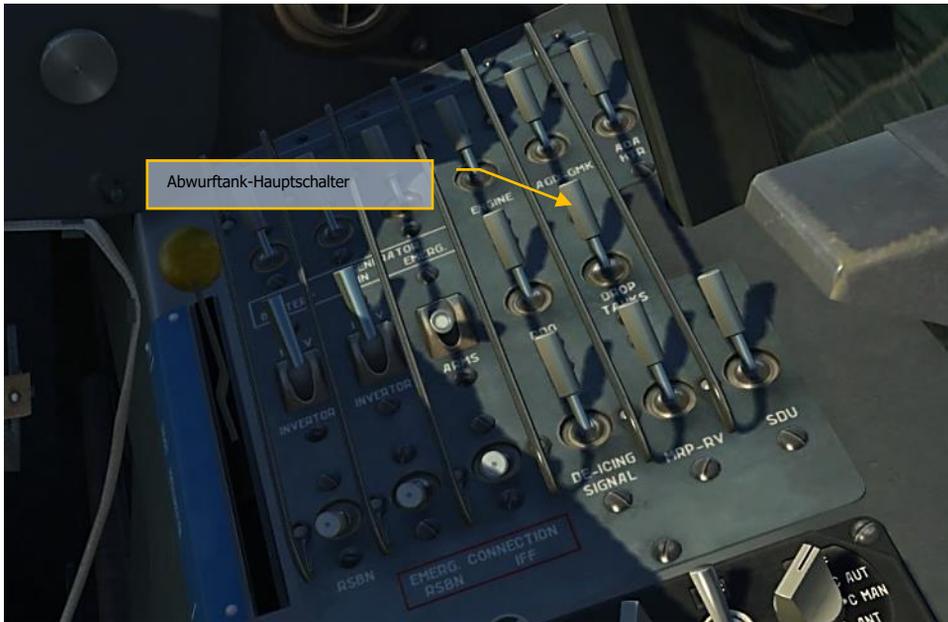


Abbildung 176: Abwurf-tank-Hauptschalter176

Die Abwurf-tanks können im Flug abgeworfen werden. Um das zu tun, bewegen Sie den Schalter: RH EMERGENCY in die obere Position, auf dem Waffenbedienfeld im vorderen Cockpit. Die Abwurf-tanks können außerdem vom hinteren Cockpit, mittels dem Schalter: EMERG. JETTIS, abgeworfen werden.



Abbildung 177: Der Not-Abwurfschalter im vorderen Cockpit177

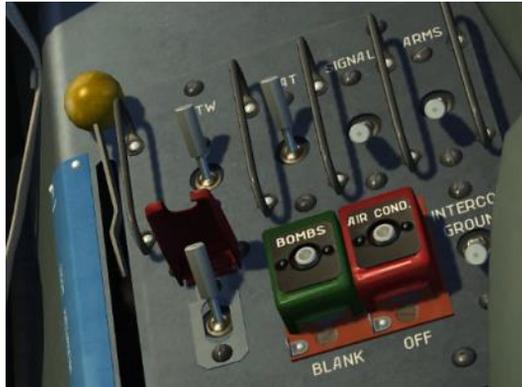


Abbildung 178: Der Not-Abwurfschalter im hinteren Cockpit178

Nach dem Abwurf geht die entsprechende Leuchte auf der Anzeige für die Außenlaststationen aus.

Das Triebwerk-Überhitzungsschutzsystem: PT-12

Das PT-12-System für die L-39ZA hat eine zusätzliche Funktion. Es sorgt für erhöhte Treibstoffzufuhr zum Triebwerk, wenn die Bordkanone abgefeuert wird.

Diese Maßnahme sorgt dafür, dass Schießpulvergase nicht in die Ansaugelassen geraten.

Das PT-12-System startet mit dieser Maßnahme, wenn der Bordkanonenmodus gewählt wird und der Waffenauslöser betätigt wird.

Die erhöhte Treibstoffzufuhr dauert so lange, wie der Waffenauslöser gedrückt wird. Der Schubhebel kann so lange auf IDLE gestellt werden.

Nachdem der Waffenauslöser losgelassen wird, geht die Triebwerksdrehzahl wieder auf den vorherigen Wert.

In der L-39ZA gibt es den Schalter: OFF JPT REG nicht. Diese Funktion wird durch den Hauptschalter: PT-12 sichergestellt.

Flugzeugausrüstung

Die L-39ZA ist mit dem Anstellwinkelsensor: DUA-3 (engl.: angle of attack sensor) ausgestattet.

Bewaffnung und Kampfeinsatz

Bewaffnung

Die L-39ZA ist mit Bomben-, Raketen-, Bordkanonen und Maschinenkanonenbewaffnung ausgerüstet. Sie hat ein ASP 3NMU-39 3-Visier, eine FKP-2-2-Geschützkamera und EKSR-46-Signalfackeln.

Die Bewaffnung, das Visier und die Geschützkameraausrüstung der L-39ZA wird für folgende Aufgaben genutzt:

- Zielgenaue Sturzangriffe mit 50-kg- bis 500-kg-Bomben.
- Sturzangriffe mit S-5-Raketen auf Bodenziele.
- Das Abfeuern von Gelenkten Raketen vom Typ: P-60 (P-3S) auf Luftziele.
- Gezielte Sturzangriffe mit der Bordkanone: GS-23 auf Bodenziele.
- Gezielte Sturzangriffe mit dem Maschinenkanonenbehälter: PK-3 auf Bodenziele.

Um externe Bewaffnung mitführen zu können, ist die ZA mit zwei äußeren Pylonen vom Typ: L39-M-619 und L39-M-620 sowie zwei inneren Pylonen vom Typ: L39-M-639 und L39-M-640 ausgestattet.

Das ASP-ZNMU-39 3-Visier der ZA ist für die ballistische Flugbahn der 23-mm-Geschosse der GS-23L-Bordkanone ausgelegt. Im Gegensatz zum Visier der C, welches für die Flugbahn der Geschosse der 12,7-mm-Maschinenkanone ausgelegt ist.

In allen anderen Belangen gleicht das Visier ASP-3NMU-39 3 dem ASP-3NMU-39.

Die Waffenkontrollen befinden sich auf dem Waffenbedienfeld, auf dem mittleren Instrumentenbrett und auf der linken Seite im vorderen Cockpit. Der Waffenauslöser ist nur am Steuerknüppel im vorderen Cockpit vorhanden.

Bombenbewaffnung

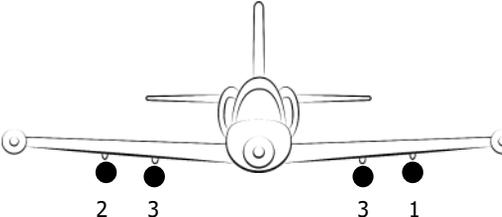
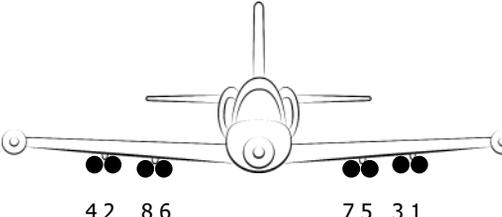
Zur Bombenbewaffnung gehört folgendes:

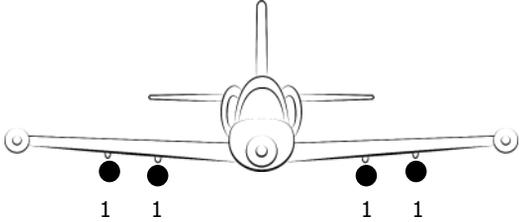
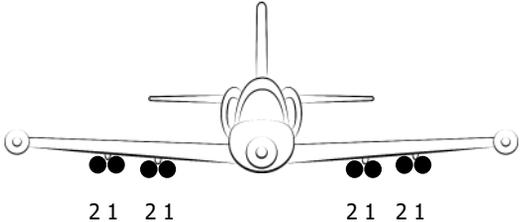
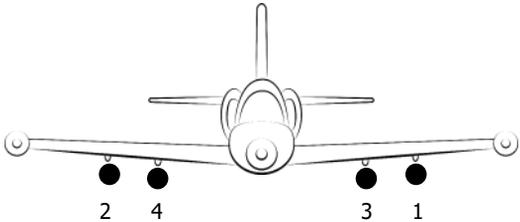
- Pylonen
- Bomben
- Haupt-Bombenauslösesystem
- Not-Bombenauslösesystem

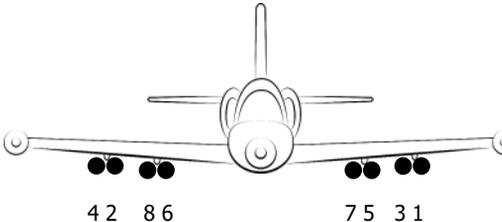
Die Bomben hängen an den Pylonen.

Eine Doppelaufhängung (engl. twin racks, engl. Abk.: TR) vom Typ: L39-M559 kann an den Pylonen befestigt werden, um Bomben bis zu 100 kg mitzuführen.

Das Bombenauslösesystem ist nur für einen echten Bombenabwurf geeignet, d.h. die Simulation eines Abwurfs kann damit nicht durchgeführt werden. Von den äußeren Pylonen können Bomben einzeln oder in Salven ausgelöst werden, von den inneren Pylonen nur in Salven. Das Auslösen geht erst ab einer Fluggeschwindigkeit über 310 km/h, darunter wird das System blockiert.

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
Die Bedienungen und Signalleuchten der Bombenausrüstung im vorderen Cockpit		
Hauptschalterfeld		
1	ARMS-Hauptschalter	Stromversorgung der Waffensysteme
Waffenbedienfeld		
2	Schalter: BOMBS TRAIN. – 1 – SALVO	<p>Auswahl Bombenmodus</p> <p>Modus 1:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Äußere Pylonen – Einzelabwurf, zuerst wird die Bombe vom linken Pylon und dann vom rechten Pylon abgeworfen • Innere Pylonen – in einer Salve <div style="text-align: center;">  </div> <ul style="list-style-type: none"> • TR – Auslösung Einzelbombe, zuerst jeweils von der linken Seite der Doppelaufhängungen und dann von der rechten Seite <div style="text-align: center;">  </div>

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
		<p>SALVO-Modus:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Äußere und innere Pylonen – in einer Salve  <ul style="list-style-type: none"> • TR – zuerst von der linken Seite aller Doppelaufhängungen, dann von der rechten Seite aller Doppelaufhängungen (Drücken Sie den Feuerknopf zweimal)  <p>TRAIN-Modus (Interval 0,15 s):</p> <ul style="list-style-type: none"> • äußere und innere Pylonen – Auslösung Einzelbombe, zuerst vom linken Pylon und dann vom rechten Pylon. 

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
		<p>Wenn Doppelaufhängungen verwendet werden, ist die Auslösesequenz folgende:</p> <ul style="list-style-type: none"> • die linke Bombe von der Doppelaufhängung am linken Pylon • die linke Bombe von der Doppelaufhängung am rechten Pylon • die rechte Bombe von der Doppelaufhängung am linken Pylon • die rechte Bombe von der Doppelaufhängung am rechten Pylon 
3	WAFFENTRÄGER-Knöpfe	<p>Pylonen auswählen und abwählen. Drücken Sie den linken, weißen Knopf, um die äußeren Pylonen auszuwählen; Drücken Sie den rechten, weißen Knopf, um die inneren Pylonen auszuwählen. Drücken Sie die braunen Knöpfe, um die Pylonen wieder abzuwählen.</p>
4	Notfallschalter	<p>Not-Bombenauslösesystem. Der linke Schalter dient dem Notauslösen der äußeren Pylonen; der rechte Schalter dient dem Notauslösen der inneren Pylonen. Die Doppelaufhängungen werden dabei auch gelöst.</p>
5	LIVE-Schalter	<p>Er dient zur Auswahl von scharfen oder gesicherten Bomben, wenn diese vom Not-Abwurfssystem ausgelöst werden.</p>
Zentrales Bedienfeld		
6	Feuerknopf-Hauptschalter	Stromversorgung für den Waffenauslöser.
7	BOMBEN-Hauptschalter	Stromversorgung für das Haupt-Bombenauslösesystem.
8	Anzeige für Außenlaststationen	Zeigt die Befestigung von Bomben an den Pylonen und an den Doppelaufhängungen.
9	PUS-0-Leuchte	Zeigt die Bereitschaft des PUS-36 DM, um den Bombenabwurf zu üben.
Signalleuchten		

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
10	«STAND ALERT»-Leuchte	Zeigt an, dass das Waffenkontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.
11	«EXPLOSIVE»-Leuchte	Zeigt an, dass sich der LIVE-Schalter in der oberen Position (LIVE = scharf geschaltet) befindet.
Die Bedienungen und Signalleuchten der Bomben im hinteren Cockpit		
12	ARMS-Hauptschalter	ARMS-Hauptschalter – für die Waffenkontrollen im vorderen Cockpit. Er übersteuert die Einstellung im vorderen Cockpit.
13	Notabwurf-Schalter	Notabwurf der Bomben. Wird dieser Schalter betätigt, werden die Bomben an allen Pylonen gleichzeitig abgeworfen.
14	LIVE-BLANK-Schalter	Der LIVE-BLANK-Schalter wird verwendet, um die Bomben zu entschärfen, wenn Sie über das Notfall Abwurfssystem ausgelöst werden müssen. Dieser Schalter muss sich in der Neutralen Position befinden. Achtung: Dieser Schalter ist ein Kommandoschalter für das vordere Cockpit. Wird der Schalter auf «LIVE» oder «BLANK» gestellt, werden die Bomben scharf oder gesichert abgeworfen, egal in welcher Stellung sich der Schalter im vorderen Cockpit befindet.
15	Anzeige für Außenlaststationen	Zeigt die Befestigung von Bomben an den Pylonen und an den Doppelaufhängungen.
16	"ARMAMENT FIRE "-Leuchte	Zeigt an, dass der Waffenauslöser im vorderen Cockpit gedrückt wird.
17	"STAND ALERT"-Leuchte	Zeigt an, dass das Waffenkontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.
18	«EXPLOSIVE»-Leuchte	Zeigt an, dass sich der LIVE-Schalter im vorderen oder hinteren Cockpit in der oberen LIVE-Position befindet.

Raketenbewaffnung

Die Raketenbewaffnung besteht aus:

- Vier Raketen-Startbehälter vom Typ: UB-16-57UMP
- 64 Raketen des Typs S-5, Kaliber 57 mm
- Zwei PUS-36DM-F Feuerleitgeräte
- Pylonen
- Elektrisches Feuerkontrollsystem;

Die UB-16-57UMP-Startbehälter sind an den Pylonen angebracht.

Der UB-16-57UMP-Startbehälter dient zur Aufnahme und zum Abfeuern der Raketen. Zum Abfeuern verteilt er die elektrischen Signale an die Zünder der Raketen. Das Feuerkontrollsystem erlaubt das

Abfeuern bei Geschwindigkeiten über 310 km/h (bei Geschwindigkeiten unter 310 km/h blockiert das Feuerkontrollsystem).

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
Die Bedienungen und Signalleuchten der ungelenkten Raketen im vorderen Cockpit		
Hauptschalterfeld		
1	ARMS-Hauptschalter	Stromversorgung der Waffensysteme
Waffenbedienfeld		
2	WAFFENTRÄGER-Knöpfe	Pylonen auswählen und abwählen. Drücken Sie den linken, weißen Knopf, um die äußeren Pylonen auszuwählen; Drücken Sie den rechten, weißen Knopf, um die inneren Pylonen auszuwählen. Drücken Sie die braunen Knöpfe, um die Pylonen wieder abzuwählen.
3	MISS. TRAIN. – 2 – 4-Schalter	Auswahl Feuermodus 2 –bei jeder Betätigung des Waffenauslösers werden zwei Raketen von den linken und rechten Raketenbehältern abgefeuert. 4 –bei jeder Betätigung des Waffenauslösers werden vier Raketen von den linken und rechten Raketenbehältern abgefeuert. TRAIN. – Alle 32/64 Raketen werden bei der Betätigung des Waffenauslösers abgefeuert. Anmerkung: Wurden alle vier UB-16-57UMPs ausgewählt, werden erst 32 Raketen von den äußeren Pylonen, dann 32 Raketen von den inneren Pylonen gefeuert.
4	Notfallschalter	Notabwurf der UB-16-57UMP-Behälter. Der linke Schalter dient dem Notauslösen der äußeren Pylonen; der rechte Schalter dient dem Notauslösen der inneren Pylonen.
Zentrales Bedienfeld		
5	LAUNCH-Hauptschalter	Stromversorgung für den Waffenauslöser.
6	RAKETEN-Hauptschalter (MISSILE)	Stromversorgung des PUS-36DM und der UB-16-Behälter, zwei PUS-0-Leuchten gehen an, wenn dieser Hauptschalter betätigt wird.
7	Anzeige für Außenlaststationen	Zeigt die Befestigung von UB-16-57UMP an den Pylonen.
8	PUS-0-Leuchten	Zeigt die Bereitschaft des PUS-36 DM zum Feuern.
Signalleuchten		
9	«STAND ALERT»-Leuchte	Zeigt an, dass das Waffen-Kontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.
Die Bedienungen und Signalleuchten der ungelenkten Raketen im hinteren Cockpit		
10	ARMS-Hauptschalter	Versorgt die Waffenkontrollen im vorderen Cockpit mit Strom. Er übersteuert die Einstellung im vorderen Cockpit.

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
11	«EMERG. JETTIS.»-Schalter	Notabwurf der UB-16-57UMP-Behälter. Wird dieser Schalter betätigt, werden alle UB-16-57UMP-Behälter von allen Pylonen gleichzeitig abgeworfen.
12	Anzeige für Außenlaststationen	Zeigt die Befestigung von UB-16-57UMP an den Pylonen.
13	"ARMAMENT FIRE "-Leuchte	Zeigt an, dass der Waffenauslöser im vorderen Cockpit gedrückt wird.
14	"STAND ALERT"-Leuchte	Zeigt an, dass das Waffenkontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.

Raketenbewaffnung

Die Raketenbewaffnung besteht aus:

- Zwei gelenkten R-60 (R-3S)-Raketen
- Zwei APU P-60 ZA (APU-13M1)-Abschubvorrichtungen
- Pylonen
- MP-28A-g-Sensor
- Stromversorgung, Anzeigen und Raketen-Abschusskontrollsystem.
- Not-Abschussystem.

Das Waffen-Kontrollsystem erlaubt das Feuern von gelenkten Raketen bei einer Geschwindigkeit von über 310 km/h.

Startschienen (engl.: missile launchers; MLs) dienen zur Befestigung und Stromversorgung der R-60 (R-3S)-Raketen.

Die Startschienen werden nur an den äußeren Flügelaufhängungen befestigt.

Der MP-28A-g-Sensor misst das Lastvielfache während des Fluges und signalisiert wenn das Lastvielfache bei über 2 Einheiten liegt.

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
Die Bedienungen und Signalleuchten der gelenkten Raketen im vorderen Cockpit		
Hauptschalterfeld		
1	ARMS-Hauptschalter	Stromversorgung der Waffensysteme
Waffenbedienfeld		
2	WAFFENTRÄGER-Knöpfe	Pylonen auswählen und abwählen. Drücken Sie den linken, weißen Knopf, um die äußeren Pylonen auszuwählen; Drücken Sie den rechten, weißen Knopf, um die inneren Pylonen auszuwählen. Drücken Sie die braunen Knöpfe, um die Pylonen wieder abzuwählen.
3	A-APORT. – STARB-Schalter	Auswahl Feuermodus.

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
		Gelenkte Raketen können nur einzeln nacheinander abgefeuert werden. Die Reihenfolge wird durch den Zweipositionenschalter bestimmt. Ein gleichzeitiges Abfeuern beider Raketen ist nicht möglich. PORT. – Die linke Rakete wird zum Abfeuern gewählt STARB. – Die rechte Rakete wird zum Abfeuern gewählt
4	Notfallschalter	Notabfeuern der Rakete von der Startschiene.
	AA MISSILE-Knopf	Notabfeuern der Rakete. Zielen beim Notabfeuern ist unmöglich.
Zentrales Bedienfeld		
5	LAUNCH-Hauptschalter	Stromversorgung für den Waffenauslöser.
6	RAKETEN-Hauptschalter (MISSILE)	Stromversorgung der Startschienen und Raketen.
7	Anzeige für Außenlaststationen	Zeigt die Befestigung von Startschienen mit Raketen an den Pylonen.
Raketen- und GS-23-Bedienfeld		
8	HEATING-Hauptschalter	Versorgt den Heizkreislauf des Raketensuchkopfes und die «ROCKETS HEATING»-Leuchte im hinteren Cockpit mit Elektrizität.
9	GLOWING-Hauptschalter	Versorgt den G-Sensor, den Glühstromkreis des Raketensuchkopfes und die «GLOWING ON»-Leuchte im hinteren Cockpit mit Elektrizität.
10	VOLUME SS-Lautstärkereglern	Lautstärkereglern für das Aufschaltsignal des Hitzesuchkopfes.
Signalleuchten		
11	«STAND ALERT»-Leuchte	Zeigt an, dass das Waffen-Kontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.
12	«NO LAUNCH»-Leuchte	Zeigt an, dass das zulässige Lastvielfache von 2 Einheiten überschritten ist. Ein genaues Zielen der gelenkten Raketen ist mit dieser g-Belastung nicht mehr möglich.
Die Bedienungen und Signalleuchten der gelenkten Raketen im hinteren Cockpit		
13	ARMS-Hauptschalter	Versorgt die Waffenkontrollen im hinteren Cockpit. Er übersteuert die Einstellung im vorderen Cockpit.
14	«EMERG. JETTIS.»-Schalter	Notabwurf der Startschienen mit Raketen. Wird dieser Schalter betätigt, werden alle Startschienen mit Raketen von allen Pylonen gleichzeitig abgeworfen.
15	Anzeige für Außenlaststationen	Zeigt die Befestigung von Startschienen mit Raketen an den Pylonen.
16	"STAND ALERT"-Leuchte	Zeigt an, dass das Waffen-Kontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 310 km/h ist.
17	"NO LAUNCH"-Leuchte	Zeigt an, dass das zulässige Lastvielfach von 2 Einheiten überschritten ist.

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
18	"ARMAMENT FIRE "-Leuchte	Zeigt an, dass der Waffenauslöser im vorderen Cockpit gedrückt wird.
19	«GLOWING ON»-Leuchte	Zeigt die Stromversorgung des G-Sensor und des Glühstromkreises des Raketensuchkopfes an. Die Leuchte geht an sobald der GLOWING-Hauptschalter betätigt wird.
20	«ROCKETS HEATING»-Leuchte	Zeigt die Stromversorgung des Glühstromkreises des Raketensuchkopfes an. Die Leuchte geht an sobald der ROCKETS-HEATING-Hauptschalter betätigt wird.

GS-23L-Bordkanone

Die GS-23L ist eine doppelläufige 23-mm-Maschinenkanone, die für den Einsatz gegen Luftziele sowie leicht gepanzerte Boden- oder Seeziele konzipiert ist.

Die Kanonenbewaffnung besteht aus:

- Kanonenbehälter
- Doppelläufige GS-23L-Maschinenkanone
- Patronenzufuhr und Hülsenauswurf
- Elektrisches Feuerkontrollsystem

Die maximale Feuerrate der Maschinenkanone beträgt 3400 Schuss pro Minute. Der Munitionsvorrat beträgt 150 Schuss. Die effektive Reichweite beträgt 2 km.

Die folgenden 23-mm-Munitionsarten werden verwendet:

- BZT-23GS (Panzerbrechend-Brand-Leuchtspurgeschoss)
- OFZ-23-AM-GS Hochexplosiv-Brandgeschoss)
- OFZT-23-AM-GS (Hochexplosiv-Brand-Leuchtspurgeschoss)
- FZ-23-GS (Hochexplosiv-Brandgeschoss)

Das Feuern der Bordkanone ist unter folgenden Bedingungen möglich:

- Das Bugfahrwerk ist eingefahren
- Die Geschwindigkeit beträgt nicht weniger als 400 km/h
- Der Anstellwinkel beträgt weniger als 6 Grad
- Die positive g-Belastung ist nicht höher als 6, die negative g-Belastung nicht höher als -2.

Die GS-23L ist mit einem pyrotechnischen Ladesystem ausgestattet. Eine Kassette mit drei pyrotechnischen Patronen dient zum Laden und Nachladen. Das Abfeuern der pyrotechnischen Patronen löst den Lade- bzw. den Nachlademechanismus aus. Die insgesamt drei pyrotechnischen Patronen ermöglichen einmal Laden und zweimal Nachladen (im Falle einer verklemmten Patrone).



Abbildung 180: GS-23L-Bordkanone180

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
Die Bedienungen und Signalleuchten der Bordkanone im vorderen Cockpit		
Hauptschalterfeld		
1	ARMS-Hauptschalter	Stromversorgung der Waffensysteme
Waffenbedienfeld		
2	EXPL.CHARGE.GS-Knopf (Pyrotechnische Ladung zünden)	Laden der Kanone.
3	PYROIII-II-I-Knopf	Dient der Auswahl der pyrotechnischen Patronen zum Laden und Nachladen (bei verklemmten Patronen) der Bordkanone. Position I ist für das normale Laden der Kanone; für den Fall einer Verklemmung, stellen Sie den Schalter auf Position II und drücken den EXPL.CHARGE.GS-Knopf. Für den Fall einer erneuten Verklemmung, stellen Sie den Schalter auf Position III und drücken den EXPL.CHARGE.GS-Knopf.
4	PK3+GS-Schalter	<p>Feuert die Bordkanone und die Maschinenkanonenbehälter gleichzeitig.</p> <p>Stellen Sie den Schalter in die obere Position und drücken den Waffenauslöser.</p> <p>Wenn dieser Schalter an ist, werden Bomben und gelenkte/ungelenkte Raketen blockiert.</p>
Zentrales Bedienfeld		
5	LAUNCH-Hauptschalter	Stromversorgung für den Waffenauslöser.

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
6	DEBLOCK.GUNS WING+GS-Knopf	Hebt die Blockierung der PK-3 und GS-23 auf, am Boden ausgelöst zu werden. Der Knopf wird benutzt, um die Bordkanone und die Maschinenkanonenbehälter am Boden justieren zu können.
Raketen- und GS-23-Bedienfeld		
7	Kanonen-Hauptschalter (CANNON GS)	Schaltet die Kanone ein.
Signalleuchten		
8	«STAND ALERT»-Leuchte	Zeigt an, dass das Waffen-Kontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 400 km/h ist.
9	“α” (Alpha)	Zeigt an, dass der erlaubte Anstellwinkel überschritten ist und/oder die Fluggeschwindigkeit unter 400 km/h gesunken ist, als gefeuert wurde.
Die Bedienungen und Signalleuchten der Bordkanone im hinteren Cockpit		
10	ARMS-Hauptschalter	Versorgt die Waffenkontrollen im hinteren Cockpit mit Strom. Er übersteuert die Einstellung im vorderen Cockpit.
11	“STAND ALERT“-Leuchte	Zeigt an, dass das Waffen-Kontrollsystem einsatzbereit ist. Die Leuchte geht nur an, wenn die Geschwindigkeit höher als 400 km/h ist.
12	"ARMAMENT FIRE "-Leuchte	Zeigt an, dass der Waffenauslöser im vorderen Cockpit gedrückt wird.

PK-3-Maschinenkanonenbehälter

Die Maschinenkanonen-Bewaffnung besteht aus:

- Vier PK-3-Maschinenkanonenbehälter
- Zwölf 7,62-mm-Maschinenkanonen
- Elektrisches Feuerkontrollsystem
- Not-Feuerkontrollsystem

Die PK-3-Maschinenkanonenbehälter können an den inneren sowie äußeren Pylonen installiert werden. Jeder PK-3-Maschinenkanonenbehälter verfügt über drei 7,62-mm-Maschinenkanonen. Für das Feuern der PK-3 existieren keine Geschwindigkeitsbegrenzung. Es ist auch möglich, die inneren und/oder äußeren PK-3 gleichzeitig zu feuern.



Abbildung 181: PK-3-Maschinenkanonenbehälter181

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
Die Bedienungen und Signalleuchten der Maschinenkanonen-Bewaffnung im vorderen Cockpit		
Hauptschalterfeld		
1	ARMS-Hauptschalter	Stromversorgung der Waffensysteme
Waffenbedienfeld		
2	WAFFENTRÄGER-Knöpfe	Pylonen auswählen und abwählen. Drücken Sie den linken, weißen Knopf, um die äußeren Pylonen auszuwählen; Drücken Sie den rechten, weißen Knopf, um die inneren Pylonen auszuwählen. Drücken Sie die braunen Knöpfe, um die Pylonen wieder abzuwählen.
3	EXPL.CHARGE GUNS OUTBC GUNS INNER-Schalter	Lädt die äußeren und inneren Maschinenkanonenbehälter.
4	PK3+GS-Schalter	<p>Feuert die Bordkanone und die Maschinenkanonenbehälter gleichzeitig.</p> <p>Stellen Sie den Schalter in die obere Position und drücken den Waffenauslöser.</p> <p>Wenn dieser Schalter an ist, werden Bomben und gelenkte/ungelenkte Raketen blockiert.</p>
	Notfallschalter	Notauslösen der PK-3.
Zentrales Bedienfeld		
5	A3C LAUNCH	Stromversorgung für den Waffenauslöser.

Nr.	Schalter (Signalleuchte)	Funktion
6	Anzeige für Außenlaststationen	Zeigt die Befestigung von PK-3 an den Pylonen.
7	GUN WING OUTBCGUN WING INNER-Hauptschalter	Stromversorgung des Feuerkontrollsystems der äußeren und inneren PK-3.
8	DEBLOCK.GUNS WING+GS-Knopf	Hebt die Blockierung der PK-3 und GS-23 auf, am Boden ausgelöst zu werden. Der Knopf wird benutzt, um die Bordkanone und die Maschinenkanonenbehälter am Boden justieren zu können.
9	EMERG.FOTO GUNS WING INNER-Schalter	Hebt die Auslöseblockierung der inneren PK-3 und PFK-3 auf, wenn es eine Fehlfunktion des Hauptgenerator gibt. PFK-3 (Kamerabehälter) ist nicht implementiert in DCS.
Signalleuchten		
10	«STAND ALERT»-Leuchte	zeigt an, dass das Waffen Kontrollsystem einsatzbereit ist.
Die Bedienungen und Signalleuchten der Bordkanone im hinteren Cockpit		
11	ARMS-Hauptschalter	Versorgt die Waffenkontrollen im hinteren Cockpit. Er übersteuert die Einstellung im vorderen Cockpit.
12	Anzeige für Außenlaststationen	Zeigt die Befestigung von PK-3 an den Pylonen.
13	"ARMAMENT FIRE "-Leuchte	Zeigt an, dass der Waffenauslöser im vorderen Cockpit gedrückt wird.

Bedienungen und Signalleuchten im vorderen Cockpit

Waffenbedienfeld

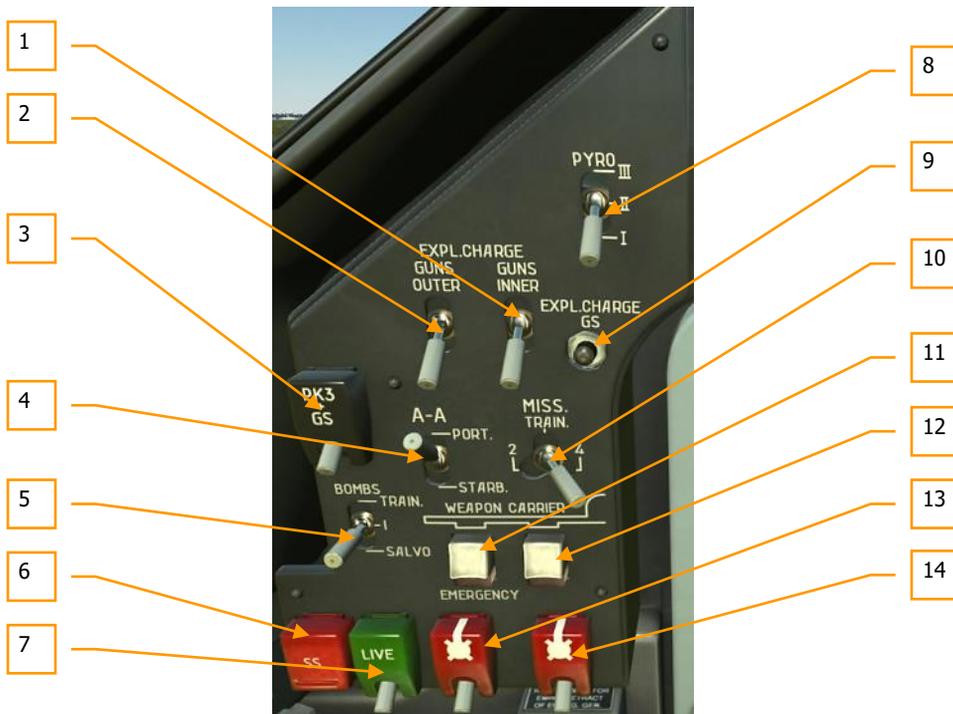


Figure 182: Waffenbedienfeld182

1. EXPL.CHARGE GUNS INNER-Schalter
2. EXPL.CHARGE GUNS OUTBC-Schalter
3. PK3+GS-Schalter
4. A-A PORT. – STARB-Schalter
5. BOMBS TRAIN. – 1 – SALVO-Schalter
6. AA MISSILE-Knopf
7. LIVE-Schalter

8. PYRO III-II-I Schalter.
9. EXPL.CHARGE GS Schalter.
10. MISS. TRAIN. – 2 – 4-Schalter
11. WEAPON CARRIER-Bedienknopf für die äußeren Pylonen.
12. WEAPON CARRIER-Bedienknopf für die inneren Pylonen
13. Notfallschalter für die äußeren Pylonen
14. Notfallschalter für die inneren Pylonen

Zentrales Bedienfeld

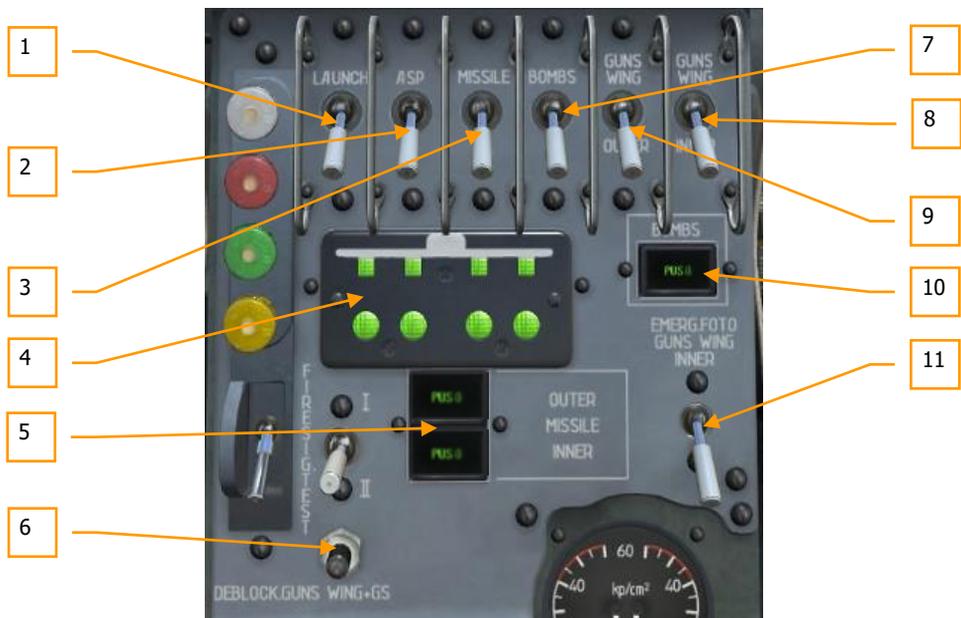


Abbildung 183: Zentrales Bedienfeld183

1. «LAUNCH»-Hauptschalter
2. «ASP»-Hauptschalter zur Aktivierung des ASP-3NMU-39-Visier und der FKP-2-2-Geschützkamera
3. «MISSILE»-Hauptschalter
4. Anzeige für Außenlaststationen
 - Die obere Reihe zeigt die Befestigung von Startschienen und Doppelaufhängungen an.
 - Die untere Reihe zeigt die Befestigung von AB, NAR, GM und DT.

5. PUS-0-Signalleuchten für die äußeren und inneren UB-10-Behälter
6. DEBLOCK.GUNS WING+GS-Knopf
7. BOMBS-Hauptschalter
8. GUN WING OUTBC Schalter
9. GUN WING INNER-Schalter
10. PUS-0-Leuchte
11. EMERG.FOTO GUNS WING INNER-Schalter

Bedienfeld für R-3S, R-60 und GS-23

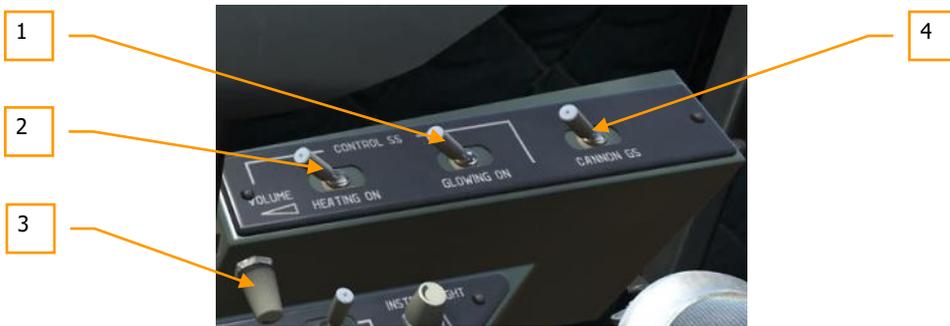


Abbildung 184: Bedienfeld für R-3S, R-60 und GS-23184

1. «GLOWING ON»-Hauptschalter
2. «HEATING ON»-Hauptschalter.
3. VOLUME SS-Lautstärkereger
4. «CANNON GS»-Hauptschalter.

Signalleuchtenfelder



Abbildung 185: Signalleuchtenfelder185

1. EXPLOSIVE-Leuchte. In der L-39C befindet sich diese Signalleuchte auf dem zentralen Bedienfeld.
2. "α" (AoA)-Leuchte

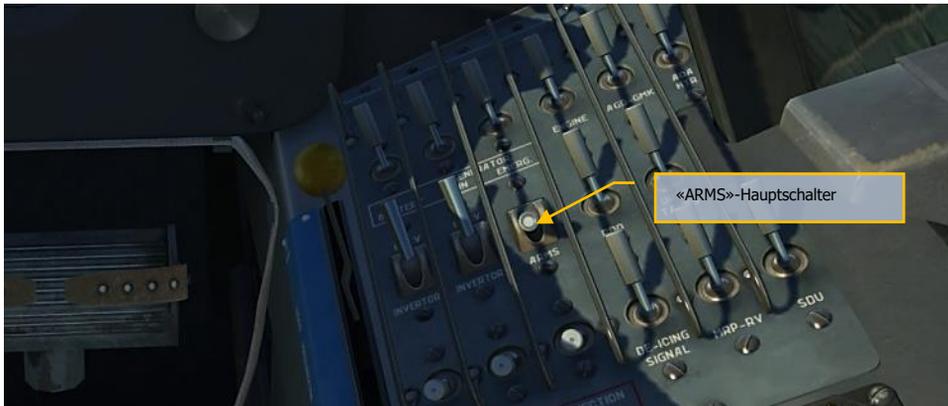
Einsatz von un gelenkten Bomben

Stellen Sie vor dem Flug sicher, dass im hinteren Cockpit die Hauptschalter: «NETW», «ARMS» und «SIGNAL» aktiviert sind.

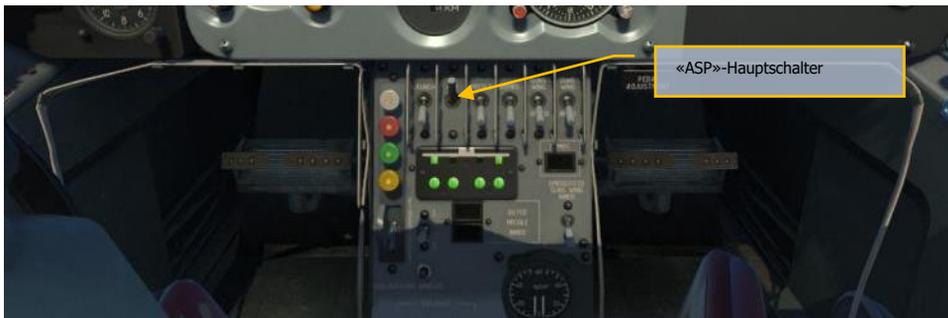
Die Bombenabwurfparameter der L-39ZA sind denen der L-39C sehr ähnlich.

Vor dem Zielflug:

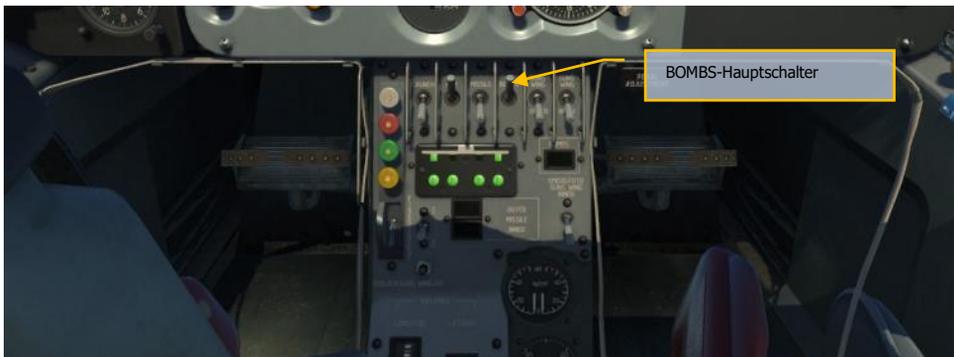
1. Aktivieren Sie den ARMS-Hauptschalter **[RStrg+3]**.



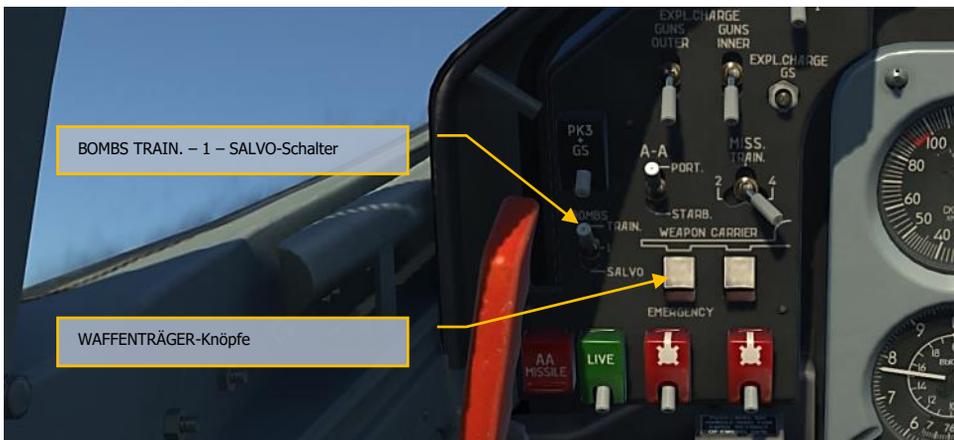
2. Aktivieren Sie den «ASP»-Hauptschalter [LAlt+2].



3. Stellen Sie den Visier-Reflektor ein und bringen den Sitz in die höchstmögliche Position, so dass Sie den Visiermittelpunkt und den oberen Teil des Distanzmessringes sehen können. Stellen Sie jetzt auch die fiktive Zielgröße ein.
4. Stellen Sie den «GYRO-FIXED»-Schalter in die «FIXED»-Position [LShift+J].
5. Stellen Sie das Visier auf die minimale Distanz ein [.] .
6. Aktivieren Sie den «BOMBS»-Hauptschalter [LAlt+4].

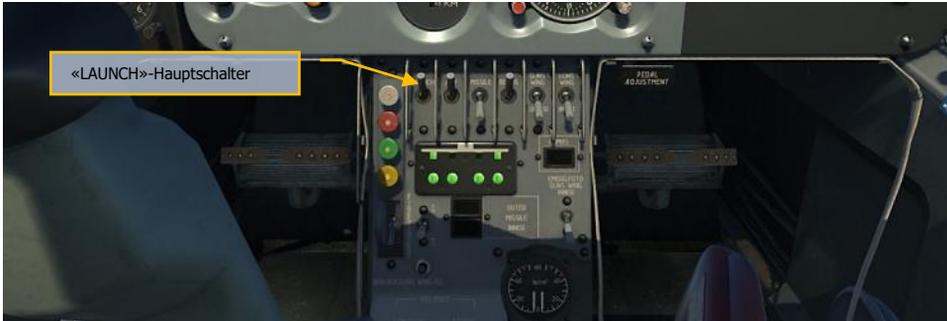


7. Wählen Sie die Pylone mit den WEAPON CARRIER-Bedienknöpfen aus
[LShift+6] — innere
[LShift+5] — äußere
8. Wählen Sie den gewünschten Abwurfmodus der Bomben mit dem «BOMBS TRAIN, - 1-SALVO»-Schalter.
[LAlt+LStrg+LShift+S] — hoch.
[LAlt+LStrg+LShift+X] — runter.



Vorgehen im Zielgebiet:

1. Aktivieren Sie den «LAUNCH»-Hauptschalter **[LAlt+2]**.



2. Der Zielflug sollte so ausgeführt werden, dass sich das Ziel danach im korrekten Sichtwinkel für den Beginn des Angriffes befindet.
3. Sobald sich das Ziel im korrekten Sichtwinkel befindet, beginnen Sie auf das Ziel mit einem Rollwinkel von 60 - 120° einzudrehen und beginnen Ihren Sturzflug. Die festgelegte Geschwindigkeit erreichen Sie nach Beginn des Sturzfluges.
4. Das Manöver sollte so abgeschlossen werden, dass sich der Mittelpunkt des Visiers eine Radius lang des Zielkreises unter dem Ziel befindet.
5. Öffnen Sie den Sicherungverschluss des Waffenauslösers **[LStrg+Leer]**, während sich das Flugzeug im Sinkflug befindet. Der Mittelpunkt des Visiers wird sich jetzt auf das Ziel bewegen, und die Geschwindigkeit und Höhe nähert sich den benötigten Abwurfparametern.
6. Ist die benötigte Höhe und Geschwindigkeit erreicht und der Mittelpunkt des Visiers befindet sich direkt auf dem Ziel, drücken und halten Sie den Waffenauslöser **[Leer]** bis die Bomben ausgelöst werden.
7. Ziehen Sie sofort nach dem Feuern mit 4 - 5 g hoch und erhöhen gleichzeitig die Triebwerksleistung auf das Maximum.

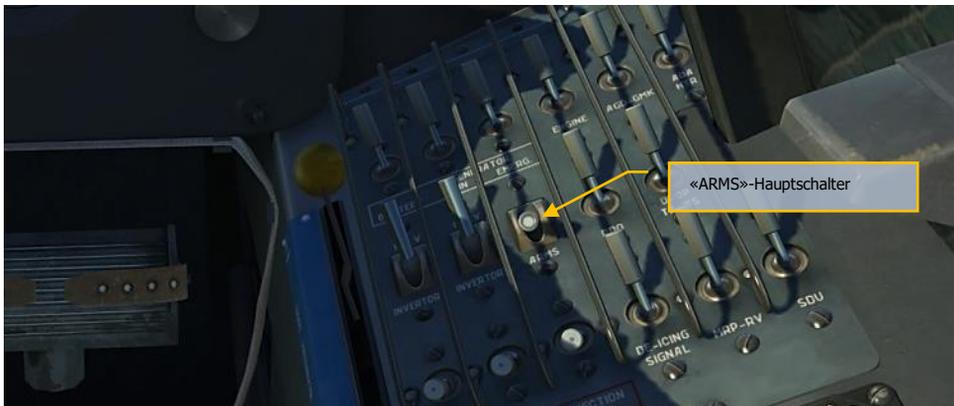
Einsatz un gelenkter Raketen

Stellen Sie vor dem Flug sicher, dass im hinteren Cockpit die Hauptschalter: «NETW», «ARMS» und «SIGNAL» aktiviert sind.

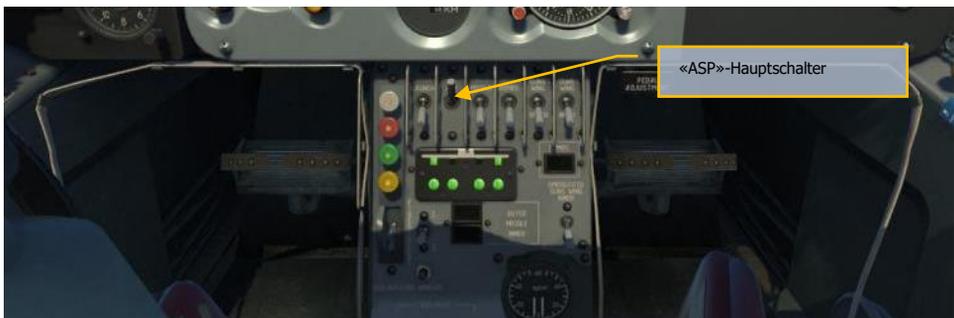
Die Feuerparameter der L-39ZA sind denen der L-39C sehr ähnlich.

Vor dem Zielanflug:

1. Aktivieren Sie den «ARMS»-Hauptschalter [**RStrg+3**].



2. Aktivieren Sie den «ASP»-Hauptschalter [**LAlt+2**].

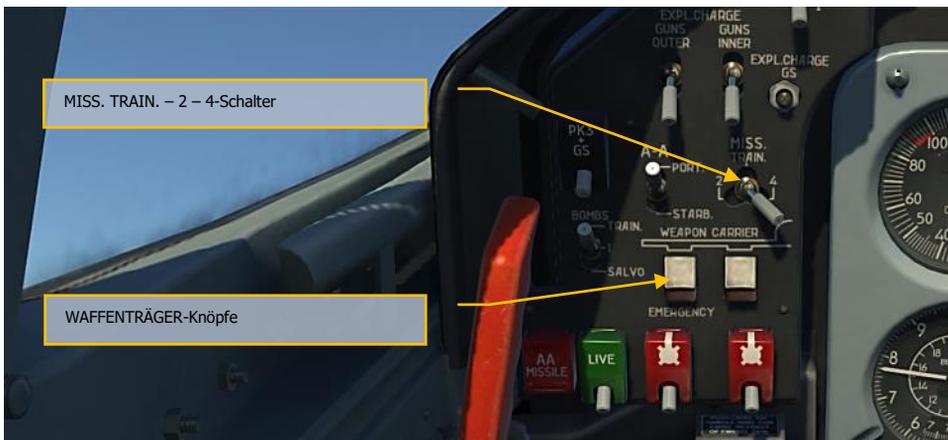


3. Stellen Sie den Reflektorwinkel des Visiers ein.
4. Stellen Sie die fiktive Zielgröße ein
5. Stellen Sie den «GYRO-FIXED»-Schalter in die «FIXED»-Position [**LShift+J**].

6. Stellen Sie das Visier auf die minimale Distanz ein [.]
7. Aktivieren Sie den «MISSILE»-Hauptschalter [LAlt+3].

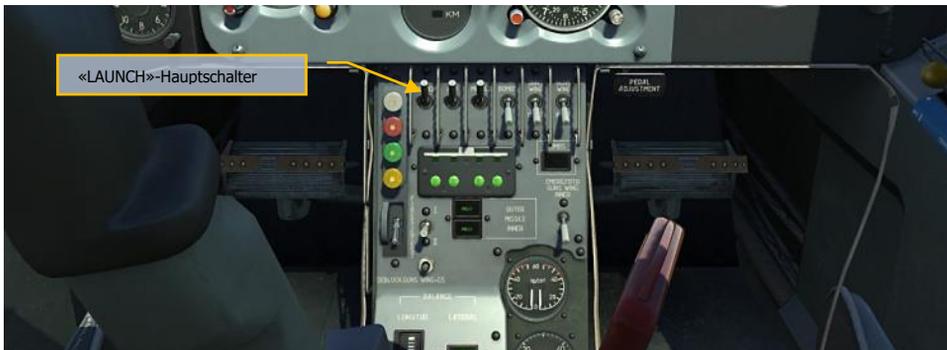


8. Wählen Sie mit dem «MISS. TRAIN. – 2 – 4»-Schalter den gewünschten Feuermodus [RShift+V] – [RAlt+V] – [RStrg+V]
9. Wählen Sie die Pylone mit den WEAPON CARRIER-Bedienknöpfen aus [LShift+6] — innere [LShift+5] — äußere



Vorgehen im Zielgebiet:

1. Aktivieren Sie den «LAUNCH»-Hauptschalter [LAlt+2].



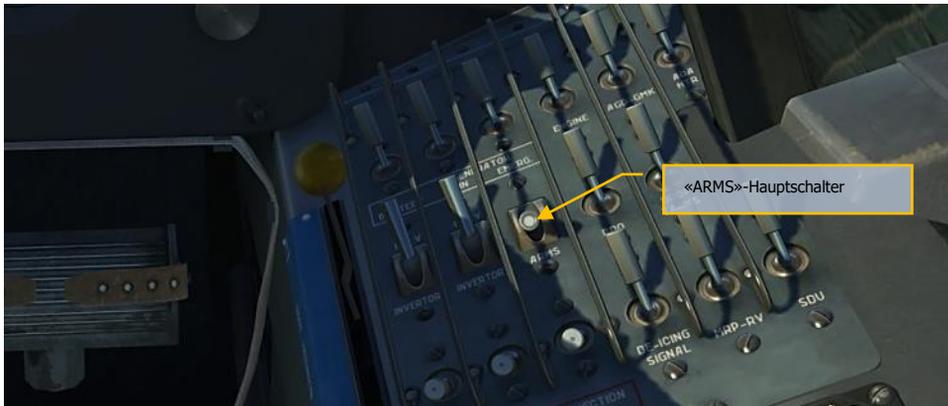
2. Stellen Sie den «GYRO-FIXED»-Schalter in die «GYRO»-Position [LShift+J].
3. Das Manöver zum Eindringen in das Zielgebiet sollte so ausgeführt werden, dass sich das Ziel danach im korrekten Sichtwinkel für den Beginn des Angriffes befindet.
4. Sobald sich das Ziel im korrekten Sichtwinkel befindet, beginnen Sie auf das Ziel mit einem Rollwinkel von 60 - 120° einzudrehen und beginnen Ihren Sturzflug. Stellen Sie die Triebwerksleistung während einem 20° Sturzflug auf 90 - 92 %, und bei einem Sturzwinkel von 30° auf Leerlauf.
5. Das Manöver sollte beendet werden, wenn sich der Visiermittelpunkt unter dem Ziel befindet.
6. Öffnen Sie den Sicherungverschluss des Waffenauslösers [LStrg+Leer] und stellen Sie die maximale Distanz im Visier ein[;]. Richten Sie jetzt den Visiermittelpunkt auf das Ziel.
7. Halten Sie das Ziel während dem Sturzflug stets im Visiermittelpunkt.
8. Sobald das Ziel den Visierkreis komplett ausfüllt, drücken und halten Sie den Waffenauslöser [Leer], um zu feuern.
9. Ziehen Sie sofort nach dem Feuern mit 3 - 3,5 g hoch und erhöhen gleichzeitig die Triebwerksleistung auf das Maximum.
10. Nach dem Abfangen des Sturzfluges stellen Sie das Visier auf die minimale Distanz ein und führen bei Bedarf einen erneuten Angriff durch.

Luft-Luft-Raketen

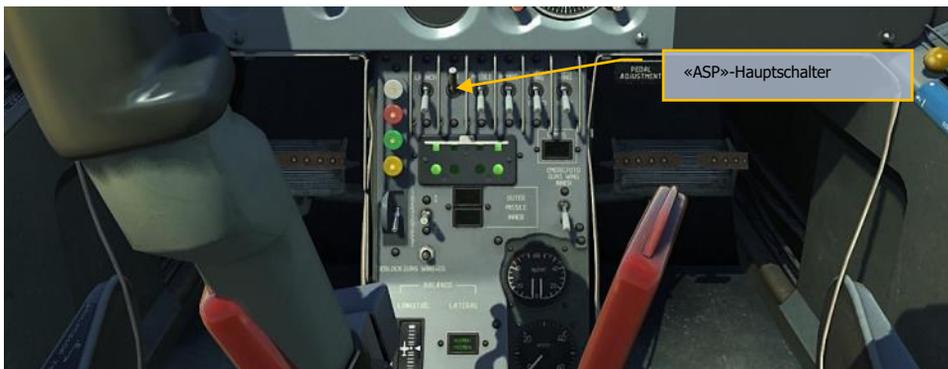
Stellen Sie vor dem Flug sicher, dass im hinteren Cockpit die Hauptschalter: «NETW», «ARMS» und «SIGNAL» aktiviert sind.

Vor dem Luftkampf:

1. Aktivieren Sie den «ARMS»-Hauptschalter [RStrg+3].



2. Aktivieren Sie den «ASP»-Hauptschalter [LAlt+2].

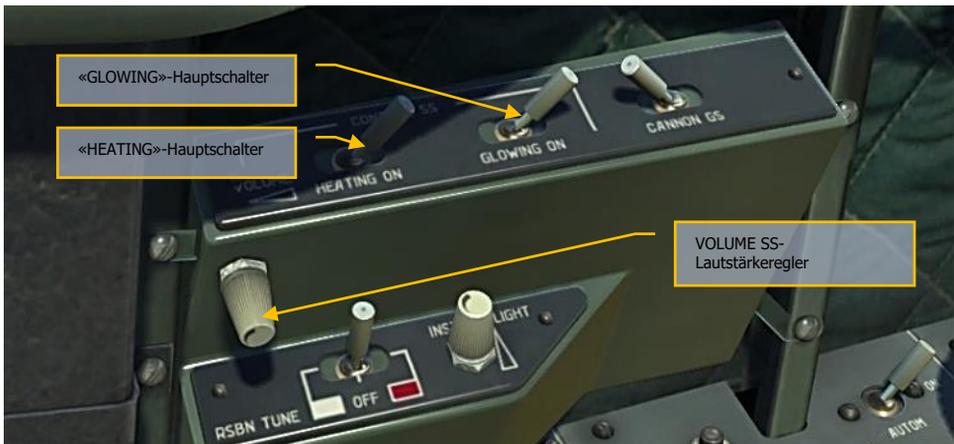


3. Stellen Sie den Reflektorwinkel des Visiers auf 0° ein
4. Stellen Sie die fiktive Zielgröße ein
5. Stellen Sie den «GYRO-FIXED»-Schalter in die «FIXED»-Position [LShift+J].
6. Stellen Sie das Visier auf die maximale Distanz ein [;].

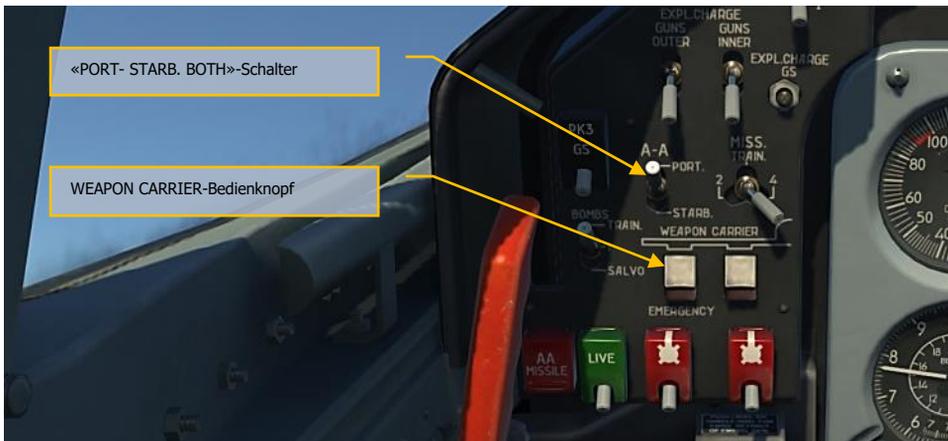
7. Aktivieren Sie den «MISSILE»-Hauptschalter [**LAlt+3**].



1. Aktivieren Sie den «GLOWING»-Hauptschalter [**LShift + 9**].
2. Aktivieren Sie den «HEATING»-Hauptschalter [**LShift + 8**].
3. Stellen Sie den «VOLUME SS»-Lautstärkereglер auf Maximum.



4. Wählen Sie mit dem «A-A PORT. – STARB»-Schalter die abzufuernde Rakete [**RAIt+RStrg+RShift+R**].
5. Drücken Sie den linken WEAPON CARRIER-Bedienknopf, um die äußeren Pylone auszuwählen [**LShift+5**].



Luftkampf

1. Finden Sie das Ziel und fliegen in Angriffssposition, Entfernung 2000 m, in einem Winkel zum Ziel von 50 - 60°, 300 bis 400 m oberhalb oder unterhalb des Ziels. Öffnen Sie die Kappe des Waffenauslösers.
2. Aktivieren Sie den «LAUNCH»-Hauptschalter [\[LAlt+2\]](#).



3. Drehen Sie mit einem Rollwinkel von 50 - 60° auf das Ziel ein, sobald das Ziel den Zielkreis erreicht, können Sie Ihr Flugzeug wieder in eine horizontale Fluglage bringen.
4. Manövrieren Sie, bis das Aufschaltsignal des Raketensuchkopfs auf der höchsten Stufe erklingt.
5. «NO LAUNCH»-Leuchte ist aus.
6. Feuern Sie die Rakete durch Betätigung des Waffenauslösers, sobald das Ziel noch 2 - 3 mal kleiner als der Distanzmessring ist.
7. Beenden Sie Ihren Zielflug.
8. Führen Sie einen erneuten Angriff durch.

Einsatz der GS-23-Bordkanone gegen Bodenziele

Stellen Sie vor dem Flug sicher, dass im hinteren Cockpit die Hauptschalter: «NETW», «ARMS» und «SIGNAL» aktiviert sind.

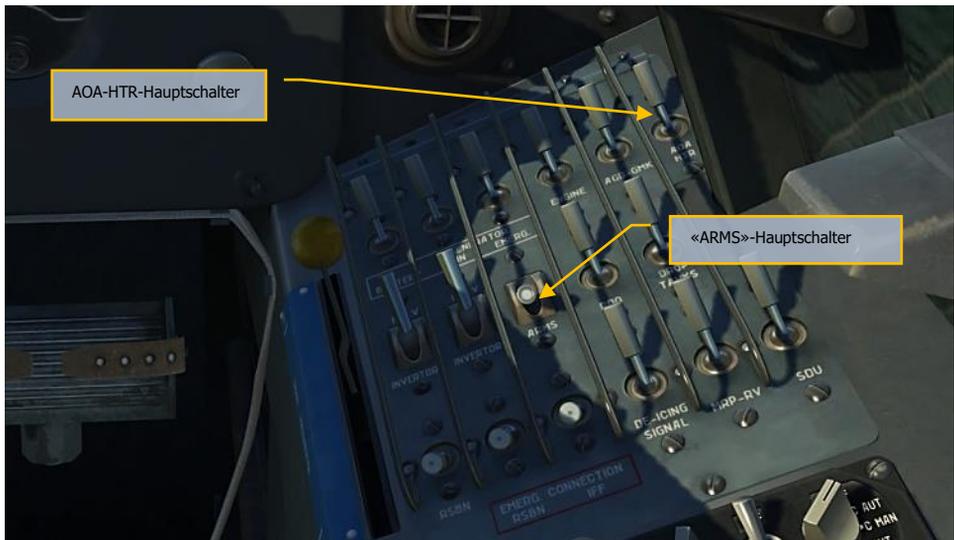
Feuern Sie die Bordkanone mit einem Sturzwinkel von 20 oder 30° mit den in Tabelle 3 aufgeführten Parametern.

Tabelle 3

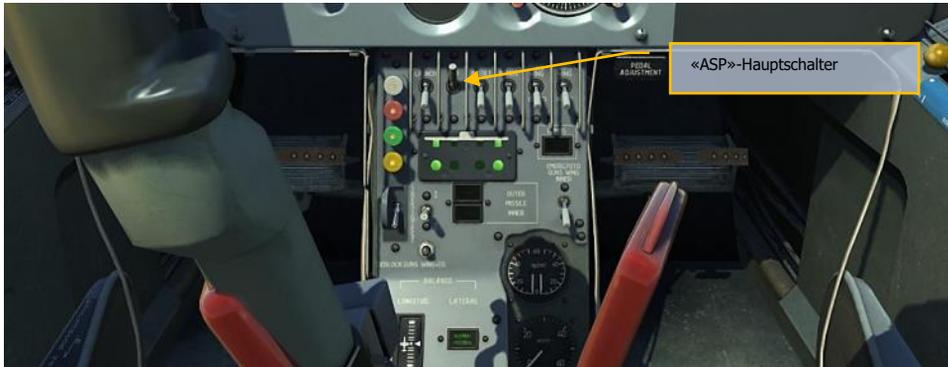
Nr.	Parameter	30°	20°
1	Reflektorwinkel des Visiers	1.38	1.51
2	Zielanflug und Sturzhöhe, m	1200	1200
3	Zielanflug und Sturzfluggeschwindigkeit, km/h	400	400
4	Höhe beim Feuern, m	600	500
5	Geschwindigkeit beim Feuern, km/h	600	600
6	Feuerdistanz, m	1200	1460

Vor dem Zielanflug:

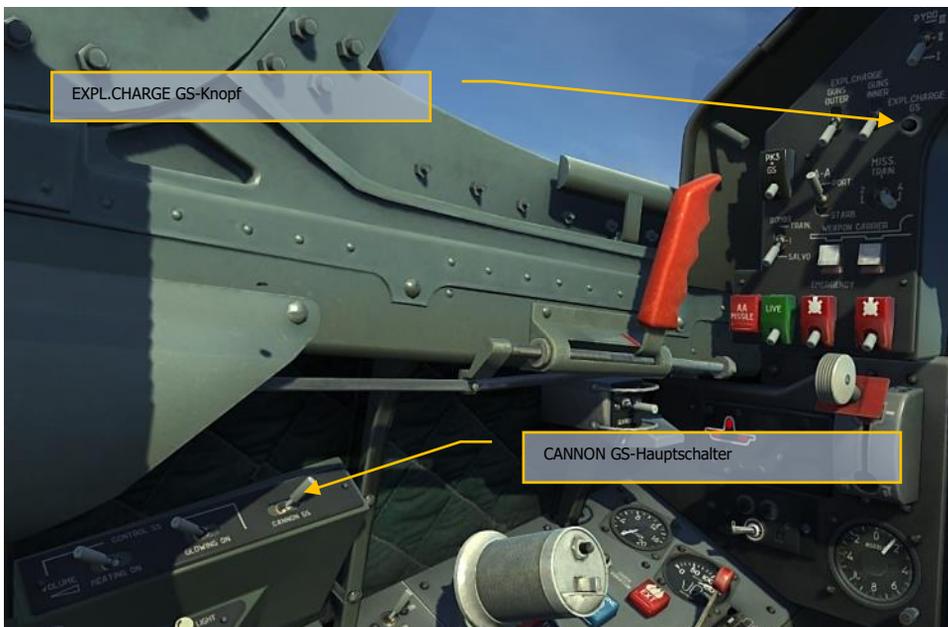
1. Aktivieren Sie den «ARMS»-Hauptschalter [RStrg+3].
2. Aktivieren Sie den AOA-HTR-Hauptschalter [RShift+6].



3. Aktivieren Sie den «ASP»-Hauptschalter [LAlt+2].

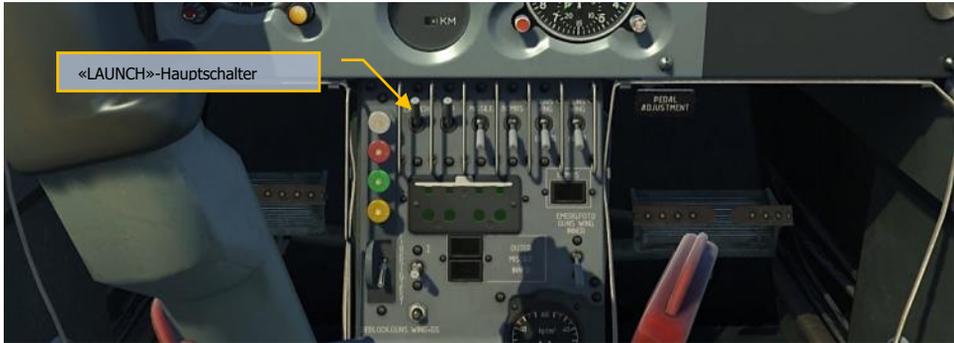


4. Stellen Sie den Reflektorwinkel des Visiers ein.
5. Stellen Sie die fiktive Zielgröße ein
6. Stellen Sie den «GYRO-FIXED»-Schalter in die «FIXED»-Position [LShift+J].
7. Stellen Sie das Visier auf die minimale Distanz ein [.]
8. Aktivieren Sie den «CANNON GS»-Hauptschalter [LShift+0].
9. Drücken Sie den «EXPL.CHARGE GS»-Knopf, um die Bordkanone zu laden [LAlt+LStrg+LShift+S].



Vorgehen im Zielgebiet:

1. Nähern Sie sich dem Ziel auf der benötigten Höhe und Geschwindigkeit.
2. Aktivieren Sie den «LAUNCH»-Hauptschalter [**LAlt+2**].



3. Stellen Sie den «GYRO-FIXED»-Schalter in die «GYRO»-Position [**LShift+J**].
4. Das Manöver zum Eindringen in das Zielgebiet sollte so ausgeführt werden, dass sich das Ziel danach im korrekten Sichtwinkel für den Beginn des Angriffes befindet.
5. Sobald sich das Ziel im korrekten Sichtwinkel befindet, beginnen Sie auf das Ziel mit einem Rollwinkel von 60 - 120° einzudrehen und beginnen Ihren Sturzflug. Senken Sie die Triebwerksleistung während dem Sturzflug nie unter 90 %.
6. Das Manöver sollte beendet werden, wenn sich der Visiermittelpunkt unter dem Ziel befindet.
7. Öffnen Sie den Sicherungsverschluss des Waffenauslösers [**LStrg+Leer**], und stellen Sie die maximale Distanz im Visier ein [**;**]. Richten Sie jetzt den Visiermittelpunkt auf das Ziel.
8. Halten Sie das Ziel während dem Sturzflug stets im Visiermittelpunkt.
9. Sobald das Ziel den Visierkreis komplett ausfüllt, drücken und halten Sie den Waffenauslöser [**Leer**], um zu feuern.
10. Ziehen Sie sofort nach dem Feuern mit 3 - 3,5 g hoch und erhöhen gleichzeitig die Triebwerksleistung auf das Maximum.
11. Nach dem Abfangen des Sturzfluges stellen Sie das Visier auf die minimale Distanz ein und führen bei Bedarf einen erneuten Angriff durch.

Einsatz der PK-3-Maschinenkanonenbehälter gegen Bodenziele

Stellen Sie vor dem Flug sicher, dass im hinteren Cockpit die Hauptschalter: «NETW», «ARMS» und «SIGNAL» aktiviert sind.

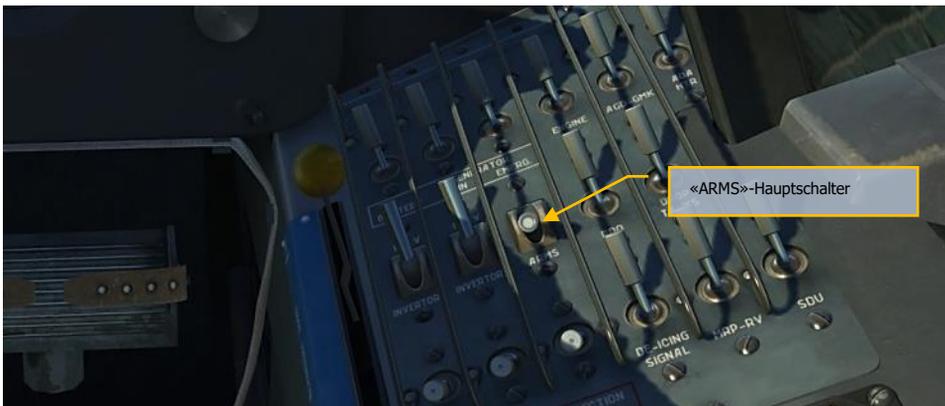
Feuern Sie die PK-3 mit einem Sturzwinkel von 20 oder 30° mit den in Tabelle 4 aufgeführten Parametern.

Tabelle 4

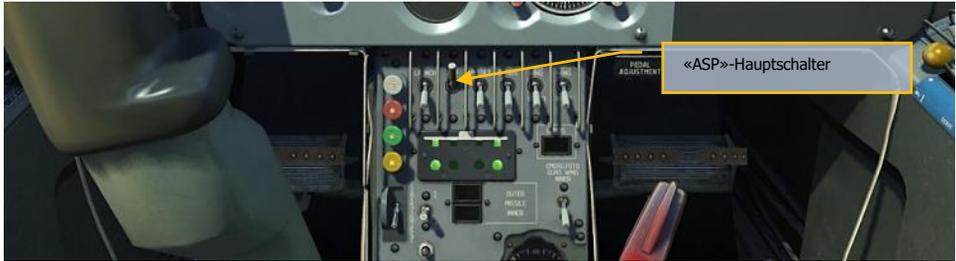
Nr.	Parameter	30°	20°
1	Reflektorwinkel des Visiers	1.38	1.51
2	Zielanflug und Sturzhöhe, m	1200	1200
3	Zielanflug und Sturzfluggeschwindigkeit, km/h	400	400
4	Höhe beim Feuern, m	600	500
5	Geschwindigkeit beim Feuern, km/h	600	600
6	Feuerdistanz, m	1200	1460

Vor dem Zielanflug:

1. Aktivieren Sie den «ARMS»-Hauptschalter [RStrg+3].



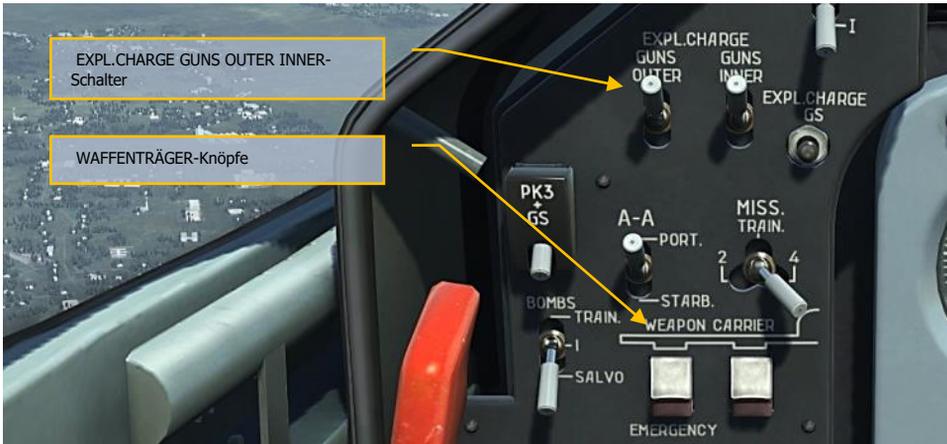
2. Aktivieren Sie den «ASP»-Hauptschalter [LAlt+2].



3. Stellen Sie den Reflektorwinkel des Visiers ein.
4. Stellen Sie die fiktive Zielgröße ein
5. Stellen Sie den «GYRO-FIXED»-Schalter in die «FIXED»-Position [**LShift+J**].
6. Stellen Sie das Visier auf die maximale Distanz ein [**;**].
7. Aktivieren Sie den «GUN WING OUTER»-Hauptschalter [**LShift+5**].
8. Aktivieren Sie den «GUN WING INNER»-Hauptschalter [**LShift+6**].



9. Aktivieren Sie den EXPL.CHARGE GUNS INNER-Schalter **[LAlt+LStrg+LShift+E]**.
10. Aktivieren Sie den EXPL.CHARGE GUNS OUTER-Schalter **[LAlt+LStrg+LShift+W]**.
11. Wählen Sie die Pylone mit den WEAPON CARRIER-Bedienknöpfen aus.
[LShift+6] — innere
[LShift+5] — äußere



Vorgehen im Zielgebiet:

1. Nähern Sie sich dem Ziel auf der benötigten Höhe und Geschwindigkeit.
2. Aktivieren Sie den «LAUNCH»-Hauptschalter **[LAlt+2]**.



3. Das Manöver zum Eindringen in das Zielgebiet sollte so ausgeführt werden, dass sich das Ziel danach im korrekten Sichtwinkel für den Beginn des Angriffes befindet.
4. Sobald sich das Ziel im korrekten Sichtwinkel befindet, beginnen Sie auf das Ziel mit einem Rollwinkel von 60 - 120° einzudrehen und beginnen Ihren Sturzflug. Stellen Sie die Triebwerksleistung während dem Sturzflug auf 90 - 92 %.

5. Das Manöver sollte beendet werden, wenn sich der Visiermittelpunkt unter dem Ziel befindet.
6. Öffnen Sie den Sicherungsverschluss des Waffenauslösers **[LStrg+Leer]**, und richten den Visiermittelpunkt auf das Ziel.
7. Halten Sie das Ziel während dem Sturzflug stets im Visiermittelpunkt.
8. Sobald das Ziel den Visierkreis komplett ausfüllt, drücken und halten Sie den Waffenauslöser **[Leer]**, um zu feuern.
9. Ziehen Sie sofort nach dem Feuern mit 3 - 3,5 g hoch und erhöhen gleichzeitig die Triebwerksleistung auf das Maximum.

NOTFALLPROZEDUREN



NOTFALLPROZEDUREN

In einer Notfallsituation während des Fluges, muss der Pilot sofort überprüfen, ob dies auf eine fehlerhafte Cockpitbedienung zurückzuführen ist. Besondere Aufmerksamkeit sollte hierbei, abhängig von der jeweiligen Situation, der Überprüfungen der Systemhauptschalter zukommen. Sollte sich einer der Systemhauptschalter nicht mehr in der korrekten Position befinden, muss dieser augenblicklich umgeschaltet werden; sollte hierdurch das Problem gelöst sein, kann der Flug fortgesetzt werden. Sollte eine Notfallsituation aufgrund von Systemausfällen oder durch einen Gefechtsschaden erfolgt sein, müssen zur sicheren Feststellung des Schadens, weitere Anzeichen erhoben werden. Identifizieren Sie die Ursache der Störung und beheben Sie diese mithilfe geeigneter Verfahren, die im Folgenden aufgeführt sind.

Motorausfall

Anzeichen:

- Veränderung der Triebwerkgeräusche
- Rapider Abfall von Triebwerkumdrehung und Abgastemperatur
- Geschwindigkeitsverlust
- «ENG. MIN. OIL PRESS»-Warnlampe leuchtet
- «GENERATOR»-Warnlampe leuchtet und die RAT (Ram-Air-Turbine) fährt aus bzw. ist ausgefahren
- Die Hauptwarnleuchte ist eingeschaltet

Maßnahmen:

- Ziehen Sie den Schubhebel komplett zurück in die «STOP»-Position
- Prüfen Sie ununterbrochen die Geschwindigkeit und die Flughöhe
- Drehen Sie in Richtung des nächstgelegenen Flugplatzes
- Starten Sie das Triebwerk erneut

Triebwerkstart in der Luft

Ein sicherer Triebwerkneustart ist ab einer Flughöhe von 6000 m zu empfehlen.

Sollte die Autorotation der Turbine weniger als 15 % betragen (abzulesen am n1-Zeiger), muss der Air Starter zum Anfahren des Hochdruckverdichters (HPC) eingeschaltet werden.

Sollte die Autorotation der Turbine mehr als 15 % betragen (abzulesen am n1-Zeiger), muss der Air Starter nicht zu Hilfe genommen werden.

Das Starten des Triebwerks mit Anfahren des Hochdruckverdichters (Triebwerkstart mit APU)

- Halten Sie eine Geschwindigkeit von 300 – 350 km/h
- Vergewissern Sie sich, dass die Autorotationsumdrehung weniger als 15 % beträgt
- Drücken Sie den «TURBO»-Schalter für 1 - 2 s
- Sobald die «TURBINE STARTER»-Anzeige blinkt, drücken Sie den «ENGINE»-Schalter für 1 - 2 Sekunden
- 3 - 6 Sekunden nachdem der Knopf gedrückt wurde, bringen Sie den Schubhebel in die «IDLE»-Position (Leerlauf)
- Die Turbinendrehgeschwindigkeit sowie die Abgastemperatur sollten steigen
- Nach dem Triebwerkneustart sollte die Triebwerkumdrehung mehr als 54,5 %, die Abgastemperatur weniger als 600°C und der Öldruck am Triebwerkeingang nicht weniger als 2 kg/cm² betragen
- Sobald das Triebwerk neugestartet wurde, langsam die Leistung erhöhen und überprüfen, ob das Triebwerk wieder ordnungsgemäß arbeitet

Das Starten des Triebwerks ohne Zuhilfenahme des Hochdruckverdichters (Windmill-Start)

- Halten Sie eine Geschwindigkeit von nicht weniger als 430 km/h
- Vergewissern Sie sich, dass die Autorotationsumdrehung nicht weniger als 15 % beträgt
- Drücken Sie den «ENGINE»-Schalter für 1 - 2 Sekunden
- 3 - 6 Sekunden nachdem der Knopf gedrückt wurde, bringen Sie den Schubhebel in die «IDLE»-Position (Leerlauf)
- Die Turbinendrehgeschwindigkeit sowie die Abgastemperatur sollten steigen
- Nach dem Triebwerkneustart sollte die Triebwerkumdrehung mehr als 54,5 %, die Abgastemperatur weniger als 600°C und der Öldruck am Triebwerkeingang nicht weniger als 2 kg/cm² betragen
- Sobald das Triebwerk neugestartet wurde, langsam die Leistung erhöhen und überprüfen, ob das Triebwerk wieder ordnungsgemäß arbeitet

Anmerkung: Sollte der Triebwerkneustart nicht erfolgreich, bewerten Sie die Situation neu und erwägen Sie eine Notlandung oder einen Notausstieg.

Unbeabsichtigte Veränderung oder unveränderliche Triebwerk Drehzahl

Im Fall einer ungewollten Veränderung oder unveränderlichen Triebwerk Drehzahl (Triebwerk reagiert nicht auf Schubhebel Eingaben), schalten Sie das Triebwerk auf Emergency Fuel System (EFS).

Maßnahmen:

- Bringen Sie den Schubhebel in Leerlaufposition
- Aktivieren Sie den «SEC. REG.»-Schalter, infolge dessen sollte das «FUEL EMERG. DELIVERY»-Warnlicht aufleuchten
- Durch langsames Bewegen des Schubhebels (nicht schneller als 2 % pro Sekunde) den gewünschten Schub einstellen

Wenn das Triebwerk mit dem Emergency Fuel System (EFS) arbeitet, dann:

- ist die automatische Treibstoffregulation sowie das elektrisch gesteuerte Verschlussventil abgeschaltet
- darf die Triebwerkumdrehungsgeschwindigkeit bei einer Flughöhe von weniger als 2000 m nicht unterhalb von 56 % fallen und nicht unter 60 % bei Flughöhen oberhalb von 2000 m
- darf die Triebwerkumdrehungsgeschwindigkeit bei einer Flughöhe von weniger als 2000 m nicht größer als 103 % sein, ab 2000 m bis 8000 m dürfen 99 % nicht überschritten werden
- sollte zwischen der Veränderung des Schubs vom Leerlauf «IDLE» zum Schub für den Reiseflug «NOM» mindestens 15 Sekunden liegen.

ANMERKUNGEN:

Sollte der Schubhebel beim Einschalten des «SEC. REG.» (Notfalltreibstoff-System) in einer höheren Position als der Leerlaufstellung sein, kann dies ein selbstständiges Abschalten des Triebwerks zur Folge haben.

Sollte während des Betriebs des «SEC. REG.» Notfalltreibstoff-Systems oder während der EFS-Betriebs ein selbstständiges Abschalten des Triebwerks erfolgt sein, muss das Triebwerk erneut mittels Emergency Fuel System (EFS) gestartet werden.

Das Starten des Triebwerks mit Anfahren des Hochdruckverdichters (Triebwerkstart mit APU)

- Halten Sie eine Geschwindigkeit von 300 – 350 km/h
- Sorgen Sie dafür, dass die Autorotationsdrehzahl des Triebwerks unterhalb von 15 % liegt
- Drücken Sie den «TURBO»-Schalter für 1-2 Sekunden
- Sobald die «TURBINE STARTER»-Leuchte blinkt, drücken Sie den «ENGINE»-Schalter für 1-2 Sekunden
- 10 Sekunden nachdem der «ENGINE»-Schalter gedrückt wurde, schieben Sie den Schubhebel von der «STOP»-Position nach vorne auf die Höhe der Dreieck-Markierung
- Sobald die Abgastemperatur ansteigt, regulieren Sie durch Schubhebelveränderungen die Versorgung mit Treibstoff, ohne dass die Triebwerkumdrehung bei einer Flughöhe von 2000 m unterhalb von 56 % und oberhalb von 2000 m nicht unterhalb von 60 % liegt
- Wenn die Umdrehung des Hochdruckverdichters bei 41,5 – 44,5 % liegt, schalten Sie das «Sapphire-5» (APU) mit der «TURBO STOP»-Taste ab

- Nach dem Triebwerkneustart sollte die Abgastemperatur weniger als 600 °C und der Öldruck am Triebwerkeingang nicht weniger als 2 kg/cm² betragen
- Nun kann langsam die Leistung erhöht werden und eine Überprüfung muss stattfinden, ob das Triebwerk wieder ordnungsgemäß arbeitet

Das Starten des Triebwerks ohne Zuhilfenahme des Hochdruckverdichters (Windmill-Start)

- Halten Sie eine Geschwindigkeit von nicht weniger als 450 km/h
- Vergewissern Sie sich, dass die Autorotationsumdrehung nicht weniger als 15 % beträgt
- Drücken Sie den «ENGINE»-Schalter für 1 - 2 Sekunden
- 3 - 6 Sekunden nachdem der «ENGINE»-Schalter gedrückt wurde, schieben Sie den Schubhebel von der «STOP»-Position nach vorne auf die Höhe der Dreieck-Markierung
- Sobald die Abgastemperatur ansteigt, regulieren Sie durch Schubhebelveränderungen die Versorgung mit Treibstoff, ohne dass die Triebwerkumdrehung bei einer Flughöhe von 2000 m unterhalb von 56 % und oberhalb von 2000 m nicht unterhalb von 60 % liegt
- Nach dem Triebwerkneustart sollte die Abgastemperatur weniger als 600 °C und der Öldruck am Triebwerkeingang nicht weniger als 2 kg/cm² betragen
- Nun kann langsam die Leistung erhöht werden und eine Überprüfung muss stattfinden, ob das Triebwerk wieder ordnungsgemäß arbeitet

Feuer im Triebwerk

Anzeichen:

- «FIRE»-Warnlampe leuchtet
- Die Hauptwarnleuchte ist eingeschaltet
- «J.P.T. 7000C»- und «J.P.T. 7300C»-Warnlampen leuchten
- Rauchfahne hinter dem Flugzeug (kann leicht während eines Kurvenfluges wahrgenommen werden)

Maßnahmen:

- Ziehen Sie den Schubhebel komplett zurück in die «STOP»-Position
- Schließen Sie den Brandhahn
- Drücken Sie den «EXT»-Schalter
- Nachdem das Feuer gelöscht wurde, beurteilen Sie die Situation; erwägen Sie eine Notlandung oder einen Notausstieg.

Verdichter-Pumpen

Anzeichen:

- Dröhnendes Laufgeräusch;
- Drehzahlabfall und Treibstoffdruck-Veränderungen
- Temperaturbelastung der Brennkammer (Anstieg der Abgastemperatur), «J.P.T. 7000C»- und «J.P.T. 7300C»-Warnlampen leuchten
- Möglicherweise selbständiges Abschalten des Triebwerks

Maßnahmen:

- Ziehen Sie den Schubhebel soweit zurück, bis die Anzeichen des Verdichter-Pumpens nicht mehr wahrgenommen werden

Fahrwerk-Ausfall und Notausfahren des Fahrwerks

Anzeichen:

- Eine oder zwei der grünen Fahrwerk-Statusleuchten bleiben aus
- Der mechanische Fahrwerkstift in der Tragfläche fährt nicht vollständig aus

Maßnahmen:

- Halten Sie eine Geschwindigkeit von 300 – 320 km/h
- Ziehen Sie den Nothebel für das Ausfahren des Fahrwerks, im vorderen oder hinteren Cockpit, zurück
- Vergewissern Sie sich durch Überprüfung der Fahrwerk-Statusleuchten, dass das Fahrwerk ordnungsgemäß ausgefahren ist, zusätzlich müssen alle Fahrwerkstifte in der Tragfläche vollständig ausgefahren sein

Sollte das Notausfahren des Fahrwerks fehlgeschlagen sein, schieben Sie den Fahrwerkhebel in die eingezogene Position und drücken Sie den Nothebel zum Ausfahren des Fahrwerks wieder komplett zurück in die vordere Position. Werfen Sie alle Außenlasten ab und führen Sie eine Bauchlandung mit eingezogenem Fahrwerk auf einer unbefestigten Landebahn durch.

- Bei einer Flughöhe von nicht weniger als 100 m ziehen Sie den Schubhebel komplett zurück in die «STOP»-Position, schließen den Brandhahn und schalten die Batterie über den «BATTERY»-Hauptschalter («NETW» im hinteren Cockpit) und den «GENERATOR EMERG.»-Hauptschalter aus

Ausfall des ADI (Künstlicher Horizont)

Anzeichen:

- Die Anzeigen des ADI entsprechen nicht den realen Flugbedingungen
- Die «APPETИP»-Warnlampe (Cage) leuchtet

Maßnahmen:

- Halten Sie eine Geschwindigkeit von 350 km/h
- Bei guten Wetterbedingungen nutzen Sie den echten Horizont als Ausrichtungs-Referenz.
- Bei schlechten Wetterbedingungen nutzen Sie den Wendeanzeiger zur Kontrolle der Rollsteuerung und den das Variometer zur Ableitung des Nickwinkels.
- Fliegen Sie direkt zurück zum Flugplatz und landen Sie.
-

Ausfall des GMK-1AE

Anzeichen:

- Die Anzeigen des GMK-1AE entsprechen nicht der realen Flugrichtung
- Die Flugrichtungsskala bleibt hängen oder springt von einer zur anderen Seite

Maßnahmen:

- Anflug des Flugplatzes unter Zuhilfenahme des RKL-41 und KI-13
- Landung bei schlechten Wetterbedingungen ebenfalls unter Zuhilfenahme des RKL-41 und KI-13

Unbeweglichkeit der Landeklappen

Anzeichen:

- Die Signalleuchte, die eigentlich die ausgefahrenen Landeklappen anzeigen soll, bleibt aus
- Der Landeklappen-Bedienknopf springt nicht zurück in seine Ausgangsposition

Maßnahmen:

- Überprüfen Sie die Fluggeschwindigkeit, diese sollte nicht mehr als 310 km/h aufweisen (bei 310 km/h wird das Ausfahren der Klappen blockiert)
- Gehen Sie in einen Horizontalflug mit einer Fluggeschwindigkeit von 280 km/h über
- Ziehen Sie den Nothebel für das Ausfahren der Landeklappen im hinteren Cockpit zurück

Sollte es durch irgendwelche Umstände nicht mehr möglich sein, die Landeklappen auszufahren (etwa aufgrund von Defekten des Haupt- und Not-Hydrauliksystems oder Kampfbeschädigung), landen Sie mit eingefahrenen Klappen. Die Gleitpfad-Geschwindigkeit sollte zwischen 250-270 km/h liegen. Zudem sollte der Gleitpfad flacher geflogen werden, als üblich.

Öldruckverlust im Triebwerk

Anzeichen:

- «ENG. MIN. OIL PRESS»-Warnlampe leuchtet
- Der Öldruck ist niedriger als 3 kg/cm² bei einer Turbinendrehgeschwindigkeit von 95 % und mehr
- Der Öldruck ist niedriger als 2 kg/cm² bei anderen Schubhebelstellungen

Maßnahmen:

Halten Sie eine Geschwindigkeit von 300 km/h und landen Sie so schnell wie möglich

Sollte das sich das Triebwerk selbständig abschalten, leiten Sie eine Notlandung ein oder führen Sie einen Notausstieg durch

Ausfall des Pitot-Systems

Anzeichen:

- VD-20-, KUSM-1200-, VAR-80- und UVPD-Anzeigen stimmen nicht mit den aktuellen Flugbedingungen überein (beispielsweise zeigen die Instrumente einen Sinkflug, obwohl man sich im Steigflug befindet oder Geschwindigkeitsverlust oder -zunahme bei konstantem Flug)

Maßnahmen:

- Schalten Sie den «PITOT TUBE MAIN STBU»-Schalter in die «STBY»-Position
- Sollten hierdurch die Instrumentenanzeigen wieder realistische Werte anzeigen, kann der Flug fortgesetzt werden.

Sollten sowohl die primären wie auch die sekundären Backup-Systeme ausgefallen sein, müssen folgende Maßnahmen durchgeführt werden:

- Halten Sie das Flugzeug im Horizontalflug unter Zuhilfenahme des ADI, Nickwinkel +2°, Turbinendrehzahl zwischen 92 - 96 % bei Flughöhen von 1000 m bis 5000 m und 95 – 99% bei Flughöhen von 5000 m bis 10000 m. Diese Konfiguration ist ausgelegt auf eine Fluggeschwindigkeit von 400 km/h
- Sinkflug mit einem Nickwinkel von -2° (ADI) im Leerlauf
- Schätzen Sie die aktuelle Flughöhe ein, mit der eingestellten Konfiguration sinkt das Flugzeug 1000 m in ca. 2,5 min
- Nutzen Sie das RV-5M ab einer Flughöhe von 750 m
- Fliegen Sie ein Kreismuster mit eingezogenem Fahrwerk, einem Nickwinkel von +2° und einer Turbinendrehzahl von 90 %. Diese Konfiguration ist ausgelegt auf eine Fluggeschwindigkeit von 350 km/h
- Fliegen Sie nach der 3. Kurve mit ausgefahrenem Fahrwerk und ausgefahrenen Landeklappen (25°) und einer Turbinendrehzahl von 85 %, Nickwinkel -2°. Diese Konfiguration entspricht einer Fluggeschwindigkeit von 280 km/h
- Am äußeren Marker fahren Sie die Landeklappen auf 44° aus, halten eine Turbinendrehzahl von 90 % und einen Nickwinkel von -4°
- Überwachen Sie die Flughöhe über dem äußeren und inneren Marker mittels dem RV-5M

ANMERKUNG: Das UVPD (Kabinendruckanzeiger) kann zur Einschätzung der Flughöhe bis zu einer Höhe von 2000 m eingesetzt werden, wenn der VD-20-Höhenmesser ausgefallen ist, hierbei entsprechen die Anzeigen des UVPD der realen Flughöhe. Bei Flughöhen, die größer als 2000 m sind, müssen die Werte der untenstehenden Tabelle zu Hilfe genommen werden.

Höhengleichung: $H = \text{HUVPD} - 2000 / 2 + 2000$.

UVPD-Flughöhe	VD-20-Flughöhe
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-Treibstoff

Anzeichen:

- «150 KG FUEL»-Warnlampe leuchtet
- Die Hauptwarnleuchte ist eingeschaltet

Maßnahmen:

- Schätzen Sie die Möglichkeit einer Landung am nächstgelegenen Flugplatz ein, beachten Sie hierbei, dass 150 kg Kraftstoff für etwa 17 Minuten Flugzeit bei einer Höhe von 1000 m und einer Geschwindigkeit von 400 km/h ausreichend ist.

Ausfall des Hauptgenerators

Anzeichen:

- «GENERATOR»-Warnlampe leuchtet, eventuell nach einiger Zeit auch die «EMERGENCY GENERATOR»-Warnlampe, während die RAT (Ram-Air-Turbine) ausfährt
- Der unverwechselbare Klang des ausgefahrenen RAT wird hörbar («EMERGENCY GENERATOR»-Warnlampe erlischt)

- Das RSBN-5S schaltet sich automatisch ab. Falls es gebraucht wird, kann es über den «EMERG. CONNECTION RSBN»-Schalter eingeschaltet werden

Maßnahmen:

- Vergewissern Sie sich, dass der Generator Strom erzeugt, die Spannung sollte zwischen 27 V und 29 V liegen
- Fliegen Sie den Flugplatz an und landen Sie.

ANMERKUNG: Sollte die RAT nicht selbständig ausfahren, muss dies manuell erfolgen. Ziehen Sie das RAT-Ventil in die hintere Position (kann sowohl vom rechten Bedienfeld des vorderen wie dem hinteren Cockpit aus erfolgen). Nach der Landung und dem Senken des Federbeins wird die RAT wieder automatisch eingefahren.

Ausfall des Haupt- und Notgenerators

Anzeichen:

- «GENERATOR»- und «EMERGENCY GENERATOR»-Warnlampen leuchten
- Die Spannung liegt bei 23 - 24 V
- RSBN-5S und SRO wurden automatisch abgeschaltet

Maßnahmen:

- Schalten Sie den «115V INVERTOR I», «115V INVERTOR I» und den «MRP-RV» ab
- Schnellstmöglich landen

ANMERKUNG: Wenn Stromverbraucher schnell genug abgeschaltet werden, kann die Batterie noch für etwa 15 min bei Tag und etwa 10 min bei Nacht Strom bereithalten. Falls benötigt, können «EMERG. CONNECTION RSBN» und «EMERG. CONNECTION IFF» kurzzeitig in Betrieb genommen werden.

Zerstörung der Cockpithaube

- Verringern Sie die Geschwindigkeit auf 270 km/h
- Sinken Sie auf unterhalb von 4000 m
- Landen Sie

Rauchentwicklung im Cockpit / Druckabfall im Cockpit

- Umschalten auf reine Sauerstoffzufuhr, indem das «100% O2 – NORMAL»-Ventil auf die 100%-O2-Position gestellt wird
- Sinken Sie auf unterhalb von 4000 m
- Cockpitversiegelung abschalten
- Landen Sie

Notlandung

Bevor eine Notlandung (mit funktionierendem Antrieb) durchgeführt werden kann, muss der Pilot die zur Verfügung stehende Länge des Landegleitpfads sowie die Lage, Höhe und die Entfernung zum Notlandefeld abschätzen.

<i>Flugzeugkonfiguration</i>	<i>Geschwindigkeit (km/h)</i>	<i>Gleitzahl (Lift/Drag ratio)</i>	<i>Vertikale Geschwindigkeit (m/s)</i>
Fahrwerk - eingezogen, Klappen - 0°	300	10	10
Fahrwerk - ausgefahren, Klappen - 0°	300	7	11
Fahrwerk - ausgefahren, Klappen - 25°	280	5,5	13
Fahrwerk - ausgefahren, Klappen - 44°	260	3,6	15-17

Es ist zu beachten, dass ein Gleitflug mit einer Geschwindigkeit von 300 km/h einen Höhenverlust (bei Windstille) von 100 m pro 1000 m horizontaler Distanz zur Folge hat. Das Gleitverhältnis E (Horizontale Distanz geteilt durch Höhenverlust) beträgt bei der L-39 damit 10. Der Höhenverlust bei einem 180° Kurvenflug mit 30° Querneigung beträgt 450 m, mit 45° Querneigung 350 m.

Eine weitere Grundlage der Gleitpfadberechnung ist das Überfliegen des äußeren Markers am Ende des Gleitpfades in einer Höhe von 600 m - 900 m. Für eine einfachere Berechnung geht man bei der Überflughöhe allerdings von 1000 m aus. Hieraus ergibt sich folgende Gleichung:

$$\text{LGleitpfad} = (\text{HGleitpfadbeginn} - \text{HGleitpfadende}) * E$$

Beispiel: Das Flugzeug befindet sich 15 km vom Landeplatz entfernt in einer Flughöhe von 2000 m.

$$\text{LGleitpfad} = (2-1) * 10 = 10 \text{ km.}$$

Basierend auf dieser Berechnung kann der Pilot sicher sein, dass eine Landung möglich ist.

Wird der äußere NDB im Winkel von 90° oder entgegengesetzt der der Landerichtung angefliegen (Downwind Leg), muss der zusätzliche Höhenverlust durch die Kursänderungen berücksichtigt werden.

Landung ohne Antrieb

- Außenlasten abwerfen
- Konstanten Gleitflug mit IAS 300 km/h halten
- Drehen Sie in Richtung des nächstgelegenen Flugplatzes
- Stetig berechnen, dass der Überflug des äußeren Markers in nicht weniger als 600 m und nicht mehr als 900 m Flughöhe erfolgen darf
- Sollte die berechnete Flughöhe über dem äußeren Marker zwischen 1000 und 1500 m liegen, fliegen Sie einen Zickzackkurs. Bei den so entstehenden Querneigungen von 15°, 30° und 45° werden zusätzlich 20, 50 und 100 m Flughöhe abgebaut
- Sollten beim Überfliegen des äußeren NDB eine Flughöhe von 1500-1800 m vorliegen, drehen Sie mit einer 30° Neigung ab
- Sollten beim Überfliegen des äußeren NDB eine Flughöhe von 1900 m und mehr vorliegen, drehen Sie um 180° und fliegen Sie einen erneuten Landekurs.

Die erforderliche Flughöhe für das Eindrehen auf den neuen Landekurs ermittelt man über folgende Gleichung:

$$H = \text{Flughöhe äußerer Marker} / 2 + 500 \text{ m.}$$

Beispiel: Der äußere Marker wurde in 1900 m überflogen.

Die Berechnung der Flughöhe, bei der in den Landekurs gedreht werden sollte, sieht wie folgt aus: $H = 1900 / 2 + 500 = 1450 \text{ m.}$

- Sobald die errechnete Flughöhe erreicht wurde, in den Landekurs eindrehen
- Vor Erreichen des äußeren Markers das Fahrwerk ausfahren und eine konstante Geschwindigkeit von 280 km/h halten
- Ausgehend von der Flughöhe über dem äußeren Marker muss entschieden werden, ob die Landeklappen ausgefahren werden sollen (der Grenzwert liegt bei 600 m über dem äußeren Marker; bei niedrigerer Flughöhe bleiben die Klappen eingezogen)
- Nachdem der äußere Marker überflogen wurde, werden die Klappen auf 25° ausgefahren und eine konstante Fluggeschwindigkeit von 280 km/h gehalten
- Wenn alle Berechnungen korrekt waren und der Pilot überzeugt ist, dass eine Landung auf dem Landestreifen durchführbar ist, die Klappen auf 44° ausfahren und 260 km/h halten
- Die Entscheidung, wann man das Flugzeug absenkt zum Aufsetzen, sollte 100 - 200 m vor der Landebahnschwelle erfolgen
- Das Abfangen (engl. Flare) findet auf Basis der Sinkgeschwindigkeit statt. Im Falle einer Sinkgeschwindigkeit von 10 - 15 m/s führen Sie ein zweistufiges Abfangen durch. Fangen Sie in einer Höhe von 50 m mit der ersten Stufe des Abfangens an, bis die Sinkgeschwindigkeit auf 3 - 5 m/s gesunken ist. In einer Höhe von 8 - 10 m beginnen Sie den normalen Abfangbogen für eine Landung, was die zweite Stufe darstellt.

Bauchlandung ohne Antrieb

Wenn die Landung nicht auf dem Flugplatz erfolgen kann, muss der Pilot die Entscheidung treffen, auf einem Gebiet zu landen, das ihm dafür als geeignet erscheint. Außenlandungen werden mit vorher abgeworfenen Zuladungen, eingefahrenem Fahrwerk und ausgefahrenen Landeklappen durchgeführt.

Wenn Sie ein geeignetes Gelände gefunden haben, beginnen Sie den Anflug mit 300 km/h und schätzen Sie in etwa ab, ob die Landung klappen könnte.

- Wenn Sie zuversichtlich sind, dass die Landung klappen könnte, fahren Sie die Klappen erst auf 25 Grad, dann auf 44 Grad aus und setzen den Gleitflug mit 250 bis 260 km/h fort
- Stellen Sie sicher, dass sich der Schubhebel in der "STOP"-Position befindet
- In einer Höhe von nicht weniger als 100 m, schließen Sie den Brandhahn, schalten die Batterie aus (Schalter: NETW, im hinteren Cockpit), «GENERATOR EMERG.»
- Das Abfangen (engl. Flare) findet auf Basis der Sinkgeschwindigkeit statt. Im Falle einer Sinkgeschwindigkeit von 10 - 15 m/s führen Sie ein zweistufiges Abfangen durch. Fangen Sie in einer Höhe von 50 m mit der ersten Stufe des Abfangens an, bis die Sinkgeschwindigkeit auf 3 - 5 m/s gesunken ist. In einer Höhe von 8 - 10 m beginnen Sie den normalen Abfangbogen für eine Landung, was die zweite Stufe darstellt.

Ist während des Sinkens:

- die Geschwindigkeit konstant, dann ist Ihre Schätzung korrekt
- die Geschwindigkeit steigend, ist das Landen möglich, aber Ihre Flughöhe ist größer als notwendig und muss abgebaut werden auf einen Wert, der einen Gleitpfad mit konstanter

Geschwindigkeit erlaubt. Führen Sie deshalb Flugmanöver durch, die Ihre Höhe verringern.
Z.B. Slipen oder Kurvenflüge von einer Seite zur Anderen

- die Geschwindigkeit am sinken, wird das Flugzeug das anvisierte Landefeld nicht erreichen

Flugeigenschaften



FLUGEIGENSCHAFTEN L-39

Hauptspezifikationen			
1. Maximal erlaubte wahre Fluggeschwindigkeit im Horizontalflug (Flugzeuggewicht 4000 Kg):			
a) Triebwerk maximaler Schub (n1hpc = 106,8±1)%			
	in Bodennähe	km/h	702*
	auf 5000 Meter	km/h	757*
	auf 6000 Meter	km/h	760*
	auf 10000 Meter	km/h	737
b) Triebwerk normaler Schub (n1hpc = 103,2±1%)			
	in Bodennähe	km/h	640*
	auf 5000 Meter	km/h	712*
	auf 6000 Meter	km/h	720*
	auf 10000 Meter	km/h	694*
2. Maximale vertikale Geschwindigkeit (Startgewicht 4300 Kg):			
a) Triebwerk maximaler Schub (n1hpc = 106,8±1)%			
	in Bodennähe	m/s	22
	auf 6000 Meter	m/s	10,8
	auf 10000 Meter	m/s	3,4
b) Triebwerk normaler Schub (n1hpc = 103,2±1%)			
	in Bodennähe	m/s	16,3
	auf 6000 Meter	m/s	8
	auf 10000 Meter	m/s	2,6
3. Dienstgipfelhöhe (Standardbedingungen, Startgewicht 4300 Kg)		m	11 500
4. Kürzeste Zeit um bestimmte Höhe zu erreichen (Standardbedingungen, Startgewicht 4300 Kg)			
a) Triebwerk maximaler Schub (n1hpc = 106,8±1)%			
	6000 m	min	6,4
	10000 m	min	16,9
	Dienstgipfelhöhe, wenn das Triebwerk auf 10000 Meter Normalschub leistet	min	40
b) Triebwerk normaler Schub (n1hpc = 103,2±1%)			
	6000 m	min	8,6
	10000 m	min	22,4
	Dienstgipfelhöhe	min	40,8
5. Maximale Reichweite und Flugzeit bei einer Flughöhe von 5000 Meter mit 5 % verbleibenden Kraftstoff			
- mit leeren Flügel tanks 850 km und 2h 11m			
- mit vollen Flügel tanks 1015 km und 2h 35m			
6. Startweg auf einer befestigten Startbahn mit maximalen Schub und einer Abhebebeschwindigkeit von 185 bis 190 km/h beträgt 480 bis 530 Meter.			
7. Landeweg auf einer befestigten Landebahn unter Zuhilfenahme der Radbremsen und einer Landegeschwindigkeit von IAS 180 km/h beträgt 650 bis 690 Meter.			

*: Die hier dargestellten Geschwindigkeiten entsprechen den von der ISA standardisierten Spezifikationen.

Typische Fluggeschwindigkeiten im Horizontalflug

- Minimalgeschwindigkeit (kurz vor Strömungsabriss)
- Reiseflug
- Maximum (Maximal, Höchst-...)

Die Minimalgeschwindigkeit (Stall-Geschwindigkeit), ist eine Geschwindigkeit bei der der Auftriebswert $C_y = 1.31$ ist. Bei einer Standardkonfiguration (4100 Kg) liegt die Stall-Geschwindigkeit bei 180 km/h, bei einer Startkonfiguration bei 165 km/h und der Landekonfiguration bei 145 km/h. Aus Sicherheitsgründen liegt die erlaubte Minimalgeschwindigkeit etwas höher als die Stall-Geschwindigkeit. Dies ist die sogenannte Evolutionsgeschwindigkeit - 200 km/h.

Reisegeschwindigkeit ist die Geschwindigkeit, bei der der Luftwiderstand am geringsten ist. Der Horizontalflug bei Reisegeschwindigkeit wird bei einem optimalen Anstellwinkel durchgeführt. Bei einer Standardflugkonfiguration mit 4100 kg Gewicht beträgt die optimale Fluggeschwindigkeit 300 Km/h.

Die maximale Geschwindigkeit im Horizontalflug wird bei einer maximalen Triebwerksleistung erreicht.

Die maximal erlaubte Geschwindigkeit sollte auf Grund der Flugsicherheit, dem strukturellen Limit, der Stabilität und dem potentiellen Kontrollverlust nie überschritten werden.

Die maximal erlaubte Fluggeschwindigkeit beträgt in der Standardkonfiguration (4100 kg) 900 Km/h über Grund.

Aus Gründen der Stabilität und der Verhinderung eines Kontrollverlustes (um ein Reinziehen in den Sturzflug zu verhindern), wird die Geschwindigkeit über die Machzahl begrenzt.

Die maximal erlaubte Machzahl in der Standardkonfiguration (400 kg) beträgt Mach 0,8; was einer Geschwindigkeit von 900 Km/h über Grund entspricht.

Bis zu einer Flughöhe von 1300 Metern ist die Höchstgeschwindigkeit vor allem durch das strukturelle Limit des Flugzeuges begrenzt. Hier muss der Pilot aktiv die angezeigte Fluggeschwindigkeit (IAS) überwachen.

Bei einer Flughöhe von mehr als 1300 Metern ist die Höchstgeschwindigkeit vor allem durch die Flugzeugstabilität und Steuerbarkeit begrenzt. Hier muss der Pilot aktiv die angezeigte Machzahl überwachen.

Mit steigender Flughöhe nimmt die erlaubte Höchstgeschwindigkeit ab.

Die L-39 kann im Horizontalflug die erlaubte Fluggeschwindigkeit nicht überschreiten, wohl aber im Sinkflug. Aus diesem Grund werden beim Erreichen von Mach 0,78 ($\pm 0,02$) automatisch die Luftbremsen ausgefahren.

Während der Beschleunigung ist das Flugzeug stabil und tendiert nicht zum rollen. Wird das Flugzeug immer schneller, so zieht es automatisch die Nase nach oben.

Dienstgipfelhöhe

Die Dienstgipfelhöhe ist die maximal nutzbare Flughöhe.

Die L-39 erreicht ihre Dienstgipfelhöhe bei einer vertikalen Fluggeschwindigkeit von 0,5 m/s. Dies entspricht einer Flughöhe von 11500 Metern.

Standardverfahren zum Erreichen der Dienstgipfelhöhe:

Halten Sie nach dem Start eine Geschwindigkeit von 400 km/h IAS bis Sie eine Flughöhe erreichen, in der die Geschwindigkeit 500 km/h erreicht (TAS 500 km/h). Halten Sie diese bis zur Dienstgipfelhöhe ein.

Flugzeugsteuerung

Der zum Ändern des g-Faktors nötige Bewegungsweg des Steuerknüppels ändert sich mit der Fluggeschwindigkeit: je schneller, desto sensibler reagiert das Flugzeug auf Steuerungseingaben.

Bei einem Anstieg der Fluggeschwindigkeit von 300 km/h auf 600 km/h wird für den selben Anstieg des g-Faktors nur noch ein viertel des Steuerknüppelweges benötigt.

Die Querruder sind bis zum Strömungsabriss wirksam.

Die maximale Rollrate bei einer Fluggeschwindigkeit von 380 km/h und voll ausgefahrenen Querrudern beträgt 140 °/s.

Eine Umkehr der Ruderwirkung ist im gesamten Flugbereich ausgeschlossen.

Der maximale Slipwinkel beim vollen Durchtreten eines Pedals entspricht 100 Grad.

Bei einem voll durchgedrückten Ruderpedal wird eine Gegenbewegung von 100 Grad bei 230 km/h und 150 Grad bei 280 km/h benötigt.

Flugzeugstabilität entlang der Längsachse im

Horizontalflug

Bei einer normalen Flugzeugkonfiguration mit einem Gewicht von 4100 kg, einer neutralen Trimmung und neutralen Steuerknüppel ist das Flugzeug bei einer Geschwindigkeit von 380 km/h ausbalanciert. Es wirken leichte Kräfte auf den Steuerknüppel ein.

Bei einer Fluggeschwindigkeit von mehr als 380 km/h, muss der Steuerknüppel leicht nach vorne gedrückt werden.

Bei einer Fluggeschwindigkeit von weniger als 380 km/h muss zur Balance-Erhaltung der Steuerknüppel leicht zum Piloten und bei einer weiteren Verringerung der Geschwindigkeit der Steuerknüppel näher an den Piloten gezogen werden.

Um die stetigen Kräfte auf den Steuerknüppel zu minimieren, muss die Trimmung verwendet werden. In der normalen Konfiguration kann der Trimmknopf im kompletten Flugbereich verwendet werden.

Änderungen in der Balance je nach Konfiguration:

- Bei ausgefahrenen Fahrwerk und Landeklappen entsteht bei Geschwindigkeiten bis 250 km/h eine Tendenz zum Abtauchen, welche mit dem Ziehen des Steuerknüppels zum Piloten entgegengewirkt werden muss.
- Bei ausgefahrenen Landeklappen tendiert das Flugzeug bei Geschwindigkeiten bis 440 km/h zum Abtauchen. Dies sollte normalerweise durch das Ziehen am Steuerknüppel kompensiert werden. Da aber gleichzeitig die Servokompensation einsetzt (ziehende Kraft am Steuerknüppel), muss der Steuerknüppel nach vorne gedrückt werden.
- Beim Einsatz von Luftbremsen zieht die Flugzeugnase nach oben, dieser Bewegung sollte durch drücken des Steuerknüppel nach vorne entgegengewirkt werden.

Beim Hochfahren der Triebwerksleistung vom Leerlauf auf Take-Off-Leistung kann ein Abhebeeffect entstehen welcher mit dem Drücken des Steuerknüppels nach vorne kompensiert werden sollte.

ZUSÄTZE



ZUSÄTZE

Flugplatzdaten Kaukasus-Karte

Flugplatz	Landebahn	TACAN, Kanal	ILS	RSBN-Kanäle		Äußere NDB, kHz	Innerer NDB, kHz	Turm-Kommunikationsfrequenzen in MHz
				N	P			
UG23 Gudauta - Bambora (Abchasien)	15 - 33, 2500 m						395 (33)	209.00/130.0/40.20/4.20
UG24 Tiflis - Soganlug (Georgien)	14 - 32, 2400 m							218.0/139.0/42.0/4.65
UG27 Vaziani (Georgien)	14 - 32, 2500 m	22X (VAS)	108,75					219.0/140.0/42.20/4.70
UG5X Kobuleti (Georgien)	07 - 25, 2400 m	67X (KBL)	07 ILS - 111,5			870	490	212.0/133.0/40.80/4.35
UGKO Kutaisi - Kopitnari (Georgien)	08 - 26, 2500 m	44X (KTS)	08 ILS - 109,75				477 (08)	213.0/134.0/41.0/4.40
UGKS Senaki - Kolkhi (Georgien)	09 - 27, 2400 m	31X (TSK)	09 ILS - 108,9			335	688	211.0/132.0/40.60/4.30
UGSB Batumi (Georgien)	13 - 31, 2400 m	16X (BTM)	13 ILS - 110,3				430 (31)	210.0/131.0/40.40/4.25
UGSS Sukhumi - Babushara (Abchasien)	12 - 30, 2500 m					489	995	208.0/129.0/40.0/4.15
UGTB Tiflis - Lochini (Georgien)	13 - 31, 3000 m		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 (Russland)	04 - 22, 2900 m					443	215	200.0/121.0/38.40/3.75
URKG Gelendzhik (Russland)	04 - 22, 1800 m						1000	205.0/126.0/39.40/4.00
URKH Maykop - Khanskaya (Russland)	04 - 22, 3200 m			34	36 (04)	288	591	204.0/125.0/39.20/3.95
URKI Krasnodar - Center (Russland)	09 - 27, 2500 m			40	38 (09)	625	303	201.0/122.0/38.60/3.80

URKK Krasnodar - Pashkovsky (Russland)	05 - 23, 3100 m					493	240	207.0/128.0/39.80 /4.10
URKN Novorossiysk (Russland)	04 - 22, 1780 m							202.0/123.0/38.80 /3.85
URKW Krymsk (Russland)	04 - 22, 2600 m			28	26	408	803	203.0/124.0/39.0/ 3.90
URMM Mineralnye Vody (Russland)	12 - 30, 3900 m		12 ILS - 111.7 30 ILS - 109.3			583	283	214.0/135.0/41.20 /4.45
URMN Nalchik (Russland)	06 - 24, 2300 m		24 ILS - 110,5			718 (24)	350 (24)	215.0/136.0/41.40 /4.50
URMO Beslan (Russland)	10 - 28, 3000 m		10 ILS - 110,5			1050 (10)	250 (10)	220.0/141.0/42.40 /4.75
URSS Sochi - Adler (Russland)	06 - 24, 3100 m		06 ILS - 111,1				761 (06)	206.0/127.0/39.60 /4.05
XRMF Mozdok (Russland)	08 - 27, 3100 m			20	22	525	1065	216.0/137.0/41.60 /4.55

Flugplatzdaten der Nevada-Karte

Flugplatz	Landebahn	TACAN, Kanal	ILS	Turm-Kommunikationsfrequenzen in MHz
KXTA Groom Lake AFB (USA)	14L - 32R 3500 m	18X (GRL)	32 ILS - 109.30 (GLRI)	252.0/123.0/38.8
KINS Creech AFB (USA)	13 - 31 1500 m, 08 - 27 2700 m	87X (INS)	13 ILS - 108.5 (ICRS)	251.0/122.0/38.6
KLVS Nellis AFB (USA)	03L - 21R 3000 m, 03R - 21L 3000 m	12X (LSV)		254.0/125.0/39.2
KLAS McCarran International (USA)	07R - 25L 3100 m, 07L - 25R 3300 m, 01R - 19L 2500 m, 01L - 19R 2500 m	116X (LAS)	25 ILS - 111.75 (IRLE)	253.0/124.0/39.0

Quellen

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

Management

Nick Grey	Projektdirektor, Direktor von The Fighter Collection
Igor Tishin	Projektentwicklungsmanager, Direktor von Eagle Dynamics, Russland
Andrey Chizh	Assistent der Entwicklung, Produzent, technische Dokumentation, Spieldesign
Matt "Wags" Wagner	Produzent, Spiel- und technische Dokumentation, Spieldesign
Matthias "Groove" Techmanski	Lokalisation Management, EU-Regionalmanager
Alexander Pidchenko	Projektmanager

Programmierer

Alexander Oikin	Leitender Programmierer
Dmitry Baikov	System, Mehrspieler, Sound-Engine
Ilya Belov	GUI, Karte, Eingabesteuerung
Maxim Zelensky	Flugzeuge, KI-Flugzeuge, Flugphysik, Schadensmodell
Andrey Kovalenko	KI-Flugzeuge, Avionik
Evgeny Pod'yachev	Plugins, Build-System
Timur Ivanov	Effekte, Grafik
Oleg "Olgerd" Tischenko	Avionik
Konstantin Tarakanov	GUI, Missionseditor
Eugeny Panov	KI
Michael Ershov	KI
Alexey Saenko	Grafik
Alexey Militov	Effekte

Grigory Manukyan	Grafik
Roman "Made Dragon" Deniskin	Flugzeugsysteme, Flugphysik
Alexander Mishkovich	Flugzeugsysteme, Avionik, Ausfallsimulation, Schadenssimulation, In-Cockpit-Helfer

Künstler

Pavel "DGambo" Sidorov	Leitender Künstler
Alexander "Skylark" Drannikov	GUI-Grafik, Flugzeugmodelle
Timur Tsigankov	Flugzeug-, Schiffs-, Waffenmodelle
Eugeny "GK" Khizhnyak	Flugzeuge, Fahrzeuge
Maxim Lysov	Flugzeugmodelle

Sound

Konstantin "btd" Kuznetsov	Soundingenieur, Komponist
----------------------------	---------------------------

Qualitätssicherung

Valery "USSR_Rik" Khomenok	Leitender Tester
Ivan "Frogfoot" Makarov	Tester
Alexander "BillyCrusher" Bilievsky	Tester
Nikita "Nim" Opredelenkov	Tester
Oleg "Dzen" Fedorenko	Tester

Wissenschaftliche Unterstützung

Dmitry "Yo-Yo" Moskalenko

Mathematische Modelle für Flugphysik,
Systeme und Ballistik

IT und Kundenbetreuung

Konstantin "Const" Borovik

System- und Netzwerkadministrator, Web
und Forum

Andrey Filin

System- und Netzwerkadministrator,
Kundensupport

Konstantin "MotorEAST" Kharin

Kundensupport

Lokalisierung

Alexey "Mode" Chistyakov - Lokalisierungs-Manager

Vitaliy "Zulu" Marchuk - Englische Übersetzung

Julia "Umka" Marchuk - Englische Übersetzung

Deutsches Lokalisierungsteam

Hardy "ZG15_FALKE" Bauer

Sebastian "Lino_Germany" Benner

Thomas "Shagrat" Gausmann

Torsten "montypython76" Goddek

Charly "Nirvi" Kramer

Marcel "EagleEye" Kruger

Sebastian "Rakuzard" Markert

Daniel "Luigi Gorgonzola" Atencio Psille

Matthias "Groove" Techmanski

Tester

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" Frohberg

Jeff "Grimes" Szorc

John "Speed" Tatarчук

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" Siedenburg

William "SkateZilla" Belmont

Zachary "Luckybob9" Sesar

Besonderer Dank an

Oleg K – Fachexperte

Rudolf Andoga - Fachexperte

Andrey "d3m0" Mogila – für die Hilfe mit den Handbüchern

Shelby Stricklen - Für Bilder der L-39

Макс Скрыбин - Für Bilder der L-39

Ястреб - Für Bilder der L-39

Andriy Pilschukov - Für Bilder der L-39