

INTERFLUG

Flugbetriebsdokumentation

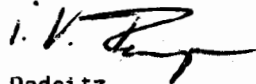
**Fernerkundung, Industrie-
und Forschungsflug**

Luftfahrzeughandbuch L-410

LH-410

Das Luftfahrzeughandbuch L-410 UVP,
LH-410, Ordnungsnummer L-410-4/160
wird bestätigt.

Mit der Inkraftsetzung des o.g. Luft-
fahrzeughandbuches tritt das
"Vorläufige Luftfahrzeughandbuch
L-410 UVP", Ordnungsnummer L-410-4/62
und L-410-4/63, außer Kraft.



Dadsitz

Leiter der SLI der DDR

Auf der Grundlage der Anweisung HV-Nr. 05/79
vom 27. 09. 1979 setze ich das LH-410 mit
Wirkung vom 01. 01. 1985 in Kraft.



Grallert

Direktor Betrieb Fernerkundung,
Industrie- und Forschungsflug

- Alle Rechte vorbehalten -

Herausgeber: INTERFLUG - Technische Dokumentationsstelle
April 1985

Berlin - Schönefeld

Ordnungs-Nummer: L-410-4/160

Ag/130/TD/13/85

Änderungsverzeichnis

Dieses Handbuch ist durch die sofortige Einarbeitung aller Änderungen stets auf dem neuesten Stand zu halten.

Nach jeder Revision ist die entsprechende Eintragung in nachstehender Tabelle vorzunehmen. Jede Sendung ist anhand der Änderungsmitteilung auf Vollständigkeit zu überprüfen.

In der Dokumentationsausgabe der Abteilung Flugtechnologie kann Ersatz für fehlende oder verlorengegangene Seiten empfangen werden.

Nr. der Änderungs- mitteilung	Ordnungs- nummer	geändert am	geändert durch
1	L410 - 4/413	16.11. 87	Radnicher
2	L410 - 4/430	30.3.90	Radnicher

— — — — —

Änderungsverzeichniszum Luftfahrzeughandbuch L-410 UVP, LH-410,
Ordnungsnummer L-410-4/160

Nr. der Änderung	Datum	Ordnungsnummer	Änderungsbetreff
1	15.10.87	L-410-4/413	Auswechseln der Seiten: 2/3, 2/4; 2/5, 2/6; 4/79, 4/80; 4/87, 4/88; 4/89, 4/90; 4/145, 4/146; 4/147, 4/148
2	21.08.89	L-410-4/430	Auswechseln der Seiten: 0/1/1/1; 2/1/2/2; 2/3/2/4; 2/5/2/6; 2/7/2/8; 2/9/-; 3/1/-; 3/1a/3/2; 3/3/3/4; 3/5/3/6; 3/9/3/10; 3/11/3/12; 3/13/3/14; 3/15/3/16; 3/17/3/18; 3/21/3/22; 3/23/3/24; 3/25/3/26; 3/27/3/28;
-	-	-	3/29/3/30; 3/31/3/32; 4/1/4/2; 4/11/4/12; 4/15/4/16; 4/17/4/18; 4/21/4/22; 4/23/4/24; 4/25/4/26; 4/27/4/28; 4/29/4/30; 4/31/4/32; 4/33/4/34; 4/35/4/36; 4/37/4/38;
-	-	-	4/41/4/42; 4/45/4/46; 4/47/4/48; 4/63/4/64; 4/69/4/70; 4/85/4/86; 4/97/4/98; 4/101/4/102; 4/105/4/106; 4/119/4/120; 4/123/4/124; 4/133/4/134; 4/135/4/136; 4/137/4/138; 4/139/4/140; 4/141/4/142; -/4/144; 4/145/4/146; 4/147/4/4/148;
-	-	-	4/149/4/150; 4/151/4/152; 5/3/5/4; 5/5/5/6; 5/7/5/8; 5/9/5/10; 5/11/5/12; 5/13/5/14; 5/15/5/16; 5/17/5/18; 5/19/5/20; 5/21/5/22; 5/23/5/24; 5/25/5/26; 5/27/5/28;
-	-	-	5/29/5/30; 5/30a/5/30b; 5/31/5/32; 5/33/5/34; 5/34a/5/34b; 5/35/5/36; 5/37/5/38; 5/39/5/40; 5/41/5/42; 5/43/5/44; 5/47/5/48; 5/49/5/50; 5/51/5/52; 5/55/5/56; 5/59/5/60; 5/61/5/62;
-	-	-	5/63/5/64; 5/65/5/66; 6/1/6/2;
-	-	-	Hinzufügen der Seiten: 1/1a/-; 2/2a/-; 2/4a/-; 2/6a/-; 3/16a/-; 4/28a/-; 4/44a/-; 4/46a/4/46b; 4/49/-; 4/104a/-; 5/10a/5/10b; 5/10c/5/10d; 5/10e/5/10f; 5/10g/5/10h; 5/22a/5/22b; 5/24a/5/24b; 5/28a/5/28b;
-	-	-	5/32a/5/32b; 5/34c/-; 5/36a/5/36b; 5/36c/-; 5/44a/-; 5/64a/-; 6/3/-;
			<u>Aufhebungsvermerk:</u> Durch die 2. Änderung des LH-410 werden die Flugbetriebsanweisungen 01/88, 02/88 und 04/88 aufgehoben.

Einleitung Hinweise für den Nutzer - Vorwort

Das Luftfahrzeughandbuch - 410 enthält die für die Cockpitbesatzungen der bei INTERFLUG eingesetzten Serien des Luftfahrzeugtyps L-410 UVP verbindlichen Vorschriften für den Betrieb des Luftfahrzeuges in seinen Rüstvarianten.
Es beruht auf folgenden Quellen:

- Originalflughandbuch des Herstellers
- Vorläufiges Luftfahrzeughandbuch L-410 der INTERFLUG
- eingehende technische Anweisungen und Änderungen des Herstellers.

Verschiedene Festlegungen gehen auf Betriebserfahrungen der Halter des Luftfahrzeuges L 410 UVP zurück.

Dieses Handbuch wurde durch die Abteilung Flugtechnologie erarbeitet, die für die weiteren Korrekturen verantwortlich ist und Vorschläge zur Verbesserung der Darstellung sowie Hinweise auf Fehler entgegennimmt.

Aufbau und Gliederung des Handbuches entsprechen den Empfehlungen des ICAO-Dokuments 9051-AN/896 (AIR WORTHINESS TECHNICAL MANUAL).

Gliederung:

- Teil 1: Allgemeines
- Teil 2: Beschränkungen
- Teil 3: Notverfahren
- Teil 4: Normale Verfahren
 - 4.1. Anlagen
 - 4.2. Flugbetrieb
- Teil 5: Flugleistungen
- Teil 6: Anhang

Allgemeine Angaben zum Inhalt und Inhaltsverzeichnis stehen am Anfang jedes Teils.

Die Verteilung der Pflichten auf die einzelnen Besatzungsmitglieder wurde von der Beschreibung des Betriebes des Luftfahrzeuges bis auf wenige Ausnahmen getrennt.

Da das LH-410 in Verbindung mit dem Flugbetriebshandbuch zu benutzen ist, enthält es keine allgemeingültigen Vorschriften des Flugbetriebes und des Luftverkehrs.

Im Interesse einer straffen Gliederung wurde auf Erläuterungen und Begründungen weitgehend verzichtet.

Aufbereitete Informationen, wie z. B. zum Teil 4.1. Anlagen und Teil 5 Flugleistungen können dem BDH-410 entnommen werden.

Das Luftfahrzeughandbuch 410 ist geeignet, dem auszubildenden Personal das für Bedienung und Betrieb erforderliche Wissen zu vermitteln und gedacht, dem ausgebildeten Personal ein Nachschlagewerk und Hilfsmittel für Fehlersuche und Beanstandungsformulierung, beides in begrenztem Umfang, in die Hand zu geben.

In diesem Handbuch wurde auf alle Rüstvarianten des Luftfahrzeuges, wie sie bei der INTERFLUG zum Einsatz kommen, Bezug genommen.

Es werden im Luftfahrzeughandbuch 410 keine Hinweise auf Luftfahrzeugkennzeichen oder Werknummern zur Beschreibung von Abweichungen gegeben, sondern der Gültigkeitsbereich geänderter Daten und Parameter durch Angabe der Seriennummer gekennzeichnet. Vor der Arbeit mit dem Handbuch ist es daher erforderlich, das jeweilige Luftfahrzeug einer Seriennummer zuzuordnen (siehe S.5/5).

Zur Variantenbeschreibung werden folgende Symbole verwendet:

- Luftfahrzeuge der 9. Serie: L-410 mit PTL-Triebwerk Walter M 601 B und Luftschraube W 508 B
- Luftfahrzeuge der 11. Serie: L-410 mit PTL-Triebwerk Walter M 601 D und Luftschraube W 508 D

- Bsp.: 0901 ———> gilt vom 1. Luftfahrzeug der 9. Serie an
- > 0910 gilt bis zum 10. Luftfahrzeug der 9. Serie
- 1101 - 1109 gilt vom 1. bis zum 9. Luftfahrzeug der 11. Serie

Angaben, die mit "max. TOW 6000 kg" gekennzeichnet sind, gelten für Flugzeuge mit einer maximalen Startmasse von 6000 kg, die mit Triebwerken M 601 D mit auf 540 kW erhöhter Startleistung ausgerüstet sind.

Angaben, die mit "max. TOW 5800 kg" gekennzeichnet sind, gelten für Flugzeuge mit einer maximalen Startmasse von 5800 kg, unabhängig vom Triebwerkstyp, es sei denn, es erfolgte zusätzlich die Angabe für das Triebwerk.

1. Allgemeines

1.1. Verzeichnis der Abkürzungen

1.1.1. in russischer Sprache

АЗС	Sicherungsschalter
АНО	Positionsleuchten
АHT	Triebwerkleistungsstufe "Startleistung" im Notfall
АРК	Funkkompaß ARK
АУК	Steuerung der Kompensationsinterzeptoren АУК
ВКЛ	eingeschaltet, einschalten
ВПП	Start- und Landebahn SLB
ВЫП	ausgefahren, ausfahren
ЗАКР	geschlossen, schließen
К/К	Kommandant
МК	Magnetkurs
МСА	Internationale Normatmosphäre INA
ПОС	Enteisungssystem
ППД	Gesamtdruckgeber
ПСД	Geber des statischen Druckes
ПЧН	Geber des Staudruckes (Sender der Überziehwarnanlage)
РУВ	Luftschaubenverstellhebel
РУД	Drosselhebel
САППП	Flugdatenschreiber SARPP
САХ	mittlere aerodynamische Sehne t_m
СЛУ	Bordsprechanlage SPU
ТМТ	Temperatur zwischen den Turbinen t_4
ТНВ	Lufttemperatur
УБР	eingefahren, einfahren
ЦЗБО	Begrenzungs-system ZEBO

1.1.2. in deutscher und englischer Sprache

H	Flughöhe
IAS	Angezeigte Fluggeschwindigkeit v_G
LI	Landeinterzeptor
LP	Linker Pilot
M_D	Drehmoment
MM	Mittelmarker
n_{LS}	Drehzahl der Luftschaube
n_{TV}	Drehzahl des Turboverdichters
OM	Außenmarker
RP	Rechter Pilot
st.P.	steuernder Pilot
TOW	Startmasse
ABQ	Außenbordspannungsquelle
SA	Sicherungsautomat
LF	Leuchtfeld
VAM	Volt-Ampere-Meter
KWF	Kurswinkel zum Funkfeuer
MPF	Magnetpeilung zum Funkfeuer
BP	Beobachtender Pilot
Bes	Besatzung
LFZ	Luftfahrzeug
ZFW	Masse ohne Kraftstoff

1.1.3. Sonstiges

β Einstellwinkel der Luftschraubenblätter, kleiner als die
minimale Steigung im Normalbetrieb

μ Reibungskoeffizient

- 2. Beschränkungen
 - 2.1. Klassifizierung des Flugzeuges
 - 2.2. Allgemeine Betriebsbegrenzungen
 - 2.2.1. Betriebsarten
 - 2.2.2. Einsatzbedingungen
 - 2.2.3. Ständige Betriebsbegrenzungen
 - 2.3. Minimalbesatzung
 - 2.4. Maximale Anzahl von Personen an Bord
 - 2.5. Begrenzungen der Massen, Beladungen und Schwerpunktlagen
 - 2.5.1. Begrenzungen der Masse
 - 2.5.2. Begrenzungen der Beladungen
 - 2.5.3. Begrenzungen der Schwerpunktlagen
 - 2.6. Begrenzungen durch Windbedingungen und seitens des Oberflächenzustandes der Start- und Landebahn
 - 2.6.1. Windbedingungen
 - 2.6.2. Zustand der Oberfläche der Start- und Landebahn
 - 2.7. Geschwindigkeits- und Lastvielfachenbegrenzungen
 - 2.7.1. Geschwindigkeitsbegrenzungen
 - 2.7.2. Lastvielfachenbegrenzungen
 - 2.8. Begrenzungen infolge Stabilität und Steuerbarkeit
 - 2.8.1. Abkippgeschwindigkeit, Abkipppwarnung
 - 2.8.2. Schräglagebegrenzungen
 - 2.8.3. Evolutionsgeschwindigkeiten in der Flugkonfiguration beim Steig-, Horizontal- und Sinkflug ≥ 400 m
 - 2.9. Begrenzungen durch die Systeme des Flugzeuges
 - 2.9.1. Allgemeine Begrenzungen des Triebwerkes
 - 2.9.2. Weitere Betriebsbegrenzungen bei der Arbeit der Triebwerke

2. Beschränkungen

2.1. Klassifizierung des Flugzeuges

1. Das Flugzeug L-410 UVP entspricht den sowjetischen Lufttüchtigkeitsnormen für zivile Flugzeuge (NLGS-2).
2. Die Passagiervariante ist für den Passagier-, Fracht- und Posttransport von unbefestigten und befestigten Start- und Landebahnen zugelassen.
 - Die Geschäftsvariante ist für den begrenzten Passagiertransport vorgesehen.
 - Die LB-Variante der L-410 UVP ist vorgesehen für aerofotogrammetrische Flüge.
 - Die Sanitätsvariante der L-410 UVP ist vorgesehen für den Krankentransport.
 - Die Frachtvariante der L-410 UVP ist vorgesehen für die Frachtbeförderung.
3. Kunstflug ist nicht gestattet.

2.2. Allgemeine Betriebsbegrenzen

2.2.1. Betriebsarten (Flüge)

1. Das Flugzeug ist zur Durchführung von Flügen und Landungen nach IFR gemäß der entsprechenden Betriebsvorschrift zur Durchführung von Flügen auf Flugplätzen mit der entsprechenden Bodenausrüstung zugelassen.
Nach seiner Ausrüstung und seinen Charakteristiken kann das Flugzeug Landungen gemäß Landeminimum der ICAO-Kategorie I durchführen.
2. Das Flugzeug ist zu Flügen unter den Bedingungen der schwachen und mäßigen Vereisung im Verlauf von höchstens 15 min bei Außenlufttemperaturen von nicht unter -15°C zugelassen.
3. Das Flugzeug ist zu Nachtflügen zugelassen.

2.2.2. Einsatzbedingungen

1. Maximale zulässige Flughöhen (nach dem barometrischen Druck)

- | | |
|---|--------|
| 1.1. ohne Sauerstoffausrüstung, ohne Passagiere | 4000 m |
| 1.2. ohne Sauerstoffausrüstung, mit Passagieren | 3050 m |
| 1.3. mit Sauerstoffausrüstung, ohne Passagiere | 6000 m |
| 1.4. mit Sauerstoffausrüstung, mit Passagieren | 4200 m |

2. Atmosphärische Bedingungen

Der zulässige Temperaturbereich der Außenluft beim Start, beim Streckenflug und bei der Landung beträgt -50°C bis $+50^{\circ}\text{C}$.

Vor dem Start bei niedrigen Temperaturen ist es notwendig, die Flugzeugkabine vorzuwärmen.

Achtung! Beim Einsatz des Flugzeuges bei hohen oder niedrigen Temperaturen der Außenluft ist es notwendig, das Kühlsystem der Triebwerke entsprechend der Vorschrift für technischen Betrieb des Flugzeuges, Abschnitt 12.12.00, umzustellen.

Anmerkung: Die Flugeigenschaften des Flugzeuges ändern sich bei niedrigen Temperaturen nicht.

3. Die zulässige Maximalhöhe des Flughafens für Start und Landung beträgt 2000 m.

2.2.3. Ständige Betriebsbegrenzungen

1. Das Rauchen im Flugzeug ist verboten.
2. Es ist verboten, den vorderen Gepäckraum mit leicht brennbaren Materialien zu beladen. Bei der Beladung mit Gepäck sind besondere Vorkehrungen zu treffen, daß das Gepäck nicht ursächlich zu einer Brandentstehung führt.
3. Der abklappbare Teil des rechten Pilotensitzes ist nur bei Luftbildflügen zu verwenden.
4. Verboten ist die Beladung der Frachtbehälter mit nicht verpackter Fracht oder mit verpackter Fracht in Verpackung mit scharfen Kanten, mit herausragenden Nägeln, mit Bolzen, mit Metallbändern, mit Draht usw.
5. Verboten ist die Beladung der Frachtbehälter mit Schüttgut mit hohem Feuchtigkeitsgehalt, wenn es nicht in Sicherungsverpackungen (vor dem Auslaufen gesichert) oder in Gefäßen eingelagert ist.
6. Verboten ist die Beladung der Frachtbehälter mit Flüssigkeit in Glasgefäßen.

2.3. Minimalbesatzung

Die Flugzeugbesatzung besteht minimal aus zwei Flugzeugführern.

2.4. Maximale Anzahl von Personen an Bord

1. Anzahl der Personen an Bord

- als Passagierflugzeug (2FF, 13 Personen in der Kabine)	15
- als Geschäftsflugzeug (2FF, 7 Personen in der Kabine)	9
- als Fernerkundungs- und Forschungsflugzeug, Frachtflugzeug, Sanitätsflugzeug (2FF, Besetzung der Kabine nach Anzahl der Sitzplätze bzw. Tragen)	Begrenzung nach Startmasse und Schwerpunkttag

2. Anzahl der Notausgänge

1

Anmerkungen: a) Unter dem Begriff Fernerkundungs- und Forschungsflugzeug sind einzuordnen:

- Luftbildvariante
- Inspektionsvariante
- alle Mischvarianten mit Sondereinbauten

b) Zusätzliche Bestimmungen für den Einsatz zur Personenbeförderung:

- Zur Personenbeförderung gegen Entgelt dürfen Flugzeuge mit Kraftstoffzusatzbehälter im Rumpf nicht eingesetzt werden
- Bedingungen für die Personenbeförderung gegen Entgelt auf internationalen Strecken:
 1. Der Transponder muß funktionstüchtig sein
 2. Den Ein- und Überflugsländern ist bei der Fluganmeldung der Ausrüstungszustand mit Navigationsanlagen mitzuteilen
 3. Die Einhaltung der Strecken muß navigatorisch mit der vorhandenen Ausrüstung gewährleistet sein.

2.5. Begrenzungen der Massen, Beladungen und Schwerpunktlagen

2.5.1. Begrenzungen der Massen

1. Maximale Startmasse	5800 kg	6000 kg
2. Maximale Landemasse	5600 kg	5800 kg

Anmerkung: In Einzelfällen, die nicht mehr als 3% der festgelegten Anzahl der Landungen betragen dürfen, ist eine Landung mit einer Masse von 5600 < Landemasse ≤ 5800 kg (5800 < Landemasse ≤ 6000 kg für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg) zulässig. Jeder Fall dieser Landung ist durch die Besatzung im Beanstandungsbuch als Landung mit Überschreiten der Landemasse einzutragen. Dabei ist zu informieren, ob vor Erreichen der Rollgeschwindigkeit (≤ 30 km/h) die Bremsen eingesetzt wurden oder nicht.

3. Maximalmasse des Flugzeuges ohne Kraftstoff (ZFW)	5270 kg	5500 kg
4. Minimalmasse des Flugzeuges (für Start und Landung)		
- Varianten des Fernerkundungs- und Forschungsflugzeuges		
ohne Rumpfbehälter	4230 kg	4285 kg
mit Rumpfbehälter	4280 kg	4330 kg
- Frachtvariante	4285 kg	4340 kg
- Sanitätsvariante	4255 kg	4310 kg
- Passagier- und Geschäftsvariante	4280 kg	4335 kg
5. Maximale Rollmasse	5830 kg	6000 kg
6. Masse des ausgerüsteten Flugzeuges	siehe Punkt 5.3.2.1. bzw. BDH - 410	

Anmerkung: Die genannten Massen basieren auf einer durchschnittlichen Leermasse des Flugzeuges von 3945 kg bei LFZ mit max. TOW 5800 kg und 4000 kg bei LFZ mit max. TOW 6000 kg (einschließlich beider eingebauten Illuminatoren). Für Flugzeuge mit Kraftstoffzusatzbehälter wurden 3990 kg bzw. 4045 kg zugrunde gelegt.

2.5.2. Begrenzung der Beladungen

1. Maximale Nutzlast

- Varianten als Fernerkundungs- und Forschungsflugzeug		
ohne Rumpfbehälter	1165 kg	840 kg ¹⁾
mit Rumpfbehälter	880 kg	570 kg ¹⁾
- Frachtvariante	1140 kg	1140 kg
- Sanitätsvariante	1080 kg	1080 kg
- Passagier- und Geschäftsvariante ohne Illuminatoren	1215 kg	1215 kg
- Passagier- und Geschäftsvariante mit Illuminatoren	1115 kg	1115 kg

1)

Die hier für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg genannten Werte gelten jeweils für max. Betankung.

- | | |
|---|-----------------------|
| 2. Maximallast im Gepäckraum - vorn | 140 kg |
| Maximallast im Gepäckraum - hinten | 150 kg |
| 3. Maximale Flächenbelastung auf dem Boden der Kabine | 400 kg/m ² |
| 4. Maximale Flächenbelastung auf dem Boden des Gepäckraumes | |
| - vorn | 300 kg/m ² |
| - hinten | 400 kg/m ² |
| 5. Maximalgewicht des Kraftstoffes | |
| - in den Tragflächenbehältern | 1000 kg (1290 l) |
| - im Rumpfbehälter | 230,9 kg (298 l) |
| 6. Nichtausfliegender Kraftstoffrest | |
| - aus den Tragflächenbehältern | 12 kg (15 l) |
| - aus dem Rumpfbehälter | 2,9 kg (3,7 l) |

(Dichte 0,775 kg/l)

2.5.3. Begrenzungen der Schwerpunktlagen

- Der Schwerpunkt des Flugzeuges muß sich immer innerhalb der Kurven befinden, die in den Abbildungen 2.5.3/1 bzw. 2.5.3/2 gezeigt sind.
- Die Lage der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe ist ebenfalls den Abb. 2.5.3/1 und 2.5.3/2 zu entnehmen.
Die Abmessungen sind in den Abb. in mm angegeben.

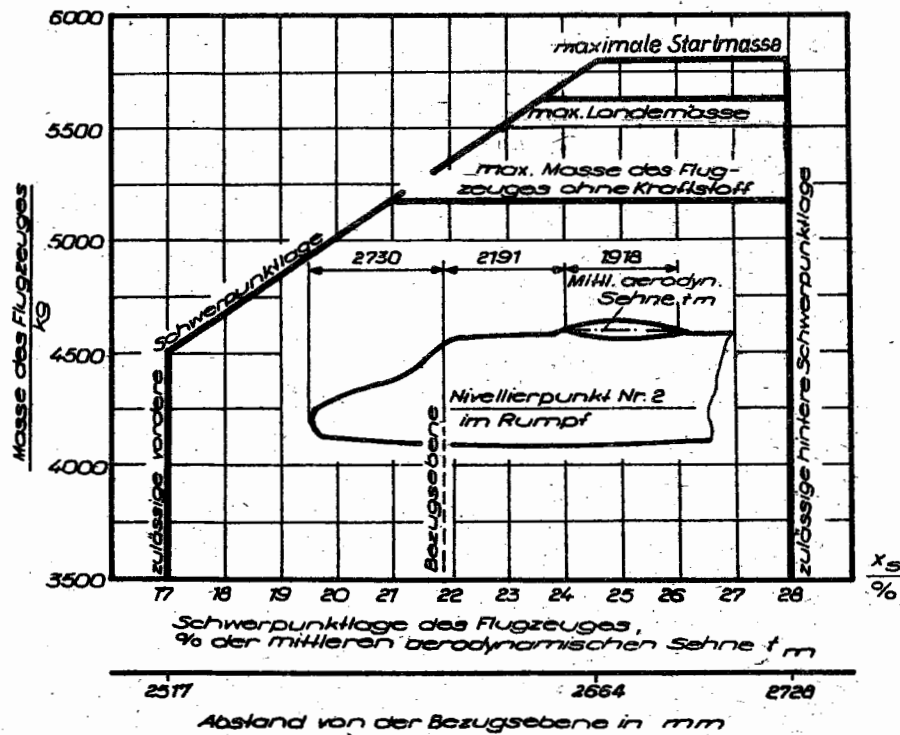


Abb. 2.5.3/1 Begrenzung der Schwerpunktlage und Lage der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe für LFZ mit max. TOW 5800 kg

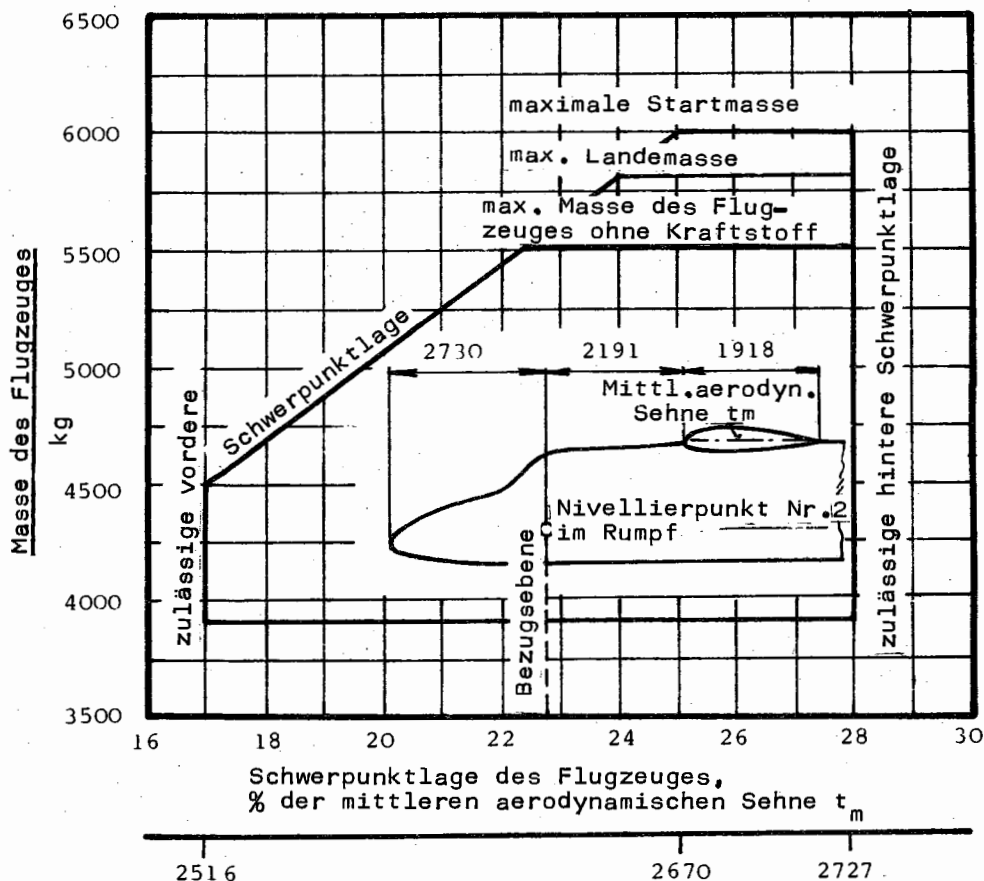


Abb. 2.5.3/2 Begrenzung der Schwerpunktlage und Lage der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe für LFZ mit max. TOW 6000 kg

2.6. Begrenzungen durch Windbedingungen und seitens des Oberflächenzustandes der Start- und Landebahn**2.6.1. Windbedingungen**

- | | |
|--|----------|
| 1. Maximal zulässige Gegenwindkomponente | 18 m/s |
| 2. Maximal zulässige Rückenwindkomponente | 5 m/s |
| 3. Maximal zulässige Seitenwindkomponente | |
| a) bei trockenen und feuchten Betonbahnen bei einem Reibungskoeffizienten $\geq 0,5$ und auf unbefestigten Landebahnen | 10 m/s |
| b) auf Betonbahnen, die mit einer Schicht Schlamm oder nassem Schnee bedeckt sind | 5 m/s |
| c) auf Betonbahnen mit einem Reibungskoeffizienten unter 0,5 in Übereinstimmung mit Abb. 2.6.2/1 | |
| 4. Verankerung des Luftfahrzeuges beim Abstellen | > 20 m/s |

2.6.2. Zustand der Oberfläche der Start- und Landebahn**1. Landebahnen mit künstlicher Befestigung**

Der Start und die Landung ist auf befestigten SLB erlaubt, die folgenden Anforderungen genügen:

- Der Reibungskoeffizient der Landebahn darf nicht kleiner als 0,3 sein
- die Landebahn darf nicht vereist sein
- die Stärke der Wasserschicht darf nicht größer als 10 mm sein
- die Stärke einer Schlammschicht oder vom nassen Schnee darf nicht größer als 12 mm sein
- die Stärke einer trockenen Schneeschicht darf nicht größer als 50 mm sein.

2. Unbefestigte Landebahnen

- a) Die Festigkeit des Grundes der Landebahn darf in Abhängigkeit vom Gewicht des Flugzeuges nicht kleiner als die lt. Tabelle festgelegte sein:

Gewicht (kg)	Festigkeit des Grundes (kp/cm ²)
5700 - 5800	6,0
5350	5,5
5000	5,0

Für Zwischenwerte der Festigkeit des Grundes ist zur Bestimmung des Startgewichtes des Flugzeuges die lineare Interpolation zu verwenden.

- b) Festigkeit einer festgefahrenen Schneeüberdeckung der Landebahn:

- für reguläre Flüge 8,0 kp/cm²
- für Einzelflüge zum entsprechenden Flughafen 5,0 kp/cm²

- c) Erlaubt sind Starts und Landungen auf unbefestigten Flughäfen bei einer trockenen Schneeschicht von höchstens 50 mm und bei einer feuchten Schneeschicht von höchstens 12 mm.

Verboten sind Start und Landung auf einer unbefestigten Landebahn mit einer aufgeweichten oberen Schicht (Schmutz).

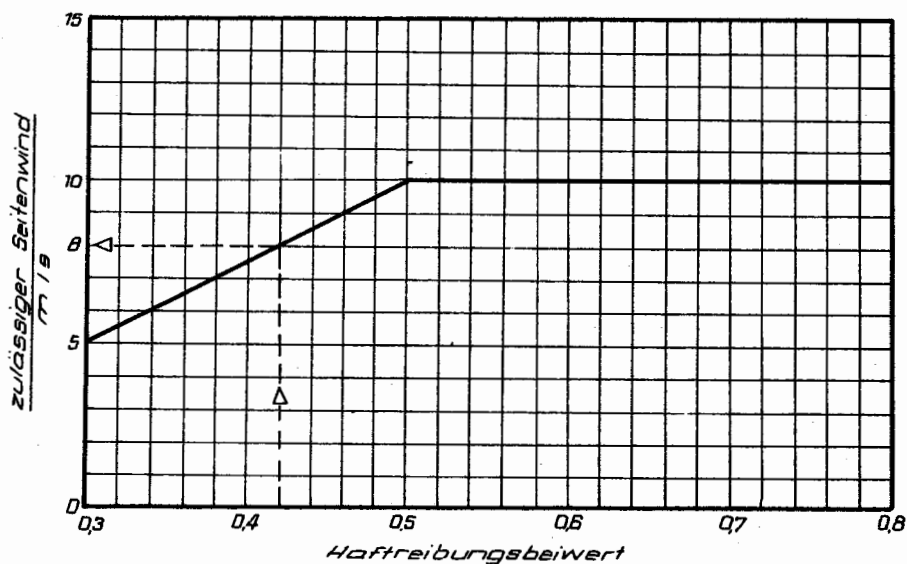


Abb. 2.6.2/1 Haftreibungsbeiwert

Beispiel: Reibungsbeiwert der SLB $\mu = 0,42$
 max. Seitenwind (aus 090°) = 8 m/s

2.7. Geschwindigkeits- und Lastvielfachenbegrenzungen

2.7.1. Geschwindigkeitsbegrenzungen

Geschwindigkeit	Symbol	$\frac{v_G}{\text{km/h}}$	Symbol bei Beschriftung der Kabine
Rechnerische Grenzgeschwindigkeit	$v_{\text{max. max}}$	410	-
Zulässige Gerätegeschwindigkeit	$v_G \text{ zul}$	355	$v_G \text{ max}$
Maximal zulässige Gerätegeschwindigkeit bei ausgefahrenen Landeklappen	$v_a \text{ LK} = 15^\circ$	250	$v_G \text{ max} - \text{LK } 15^\circ$
	$v_G \text{ LK} = 35^\circ$	205	$v_G \text{ max} - \text{LK } 35^\circ$
Maximal zulässige Gerätegeschwindigkeit für das Ein- und Ausfahren des FW	$v_G \text{ FW}$	250	$v_{G\text{max-FW}}$
Maximal zulässige Gerätegeschwindigkeit zum Ausfahren der Interzeptoren	$v_G \text{ Int}$	180	$v_{G\text{max-Int.}}$
Anrollevolutionsgeschwindigkeit	$v_{\text{ev Roll}}$	125	-
Startevolutionsgeschwindigkeit	$v_{\text{ev Start}}$	130	-
Evolutionsgeschwindigkeit für den Übergang in die 2. Platzrunde	$v_{\text{ev Ob}}$	125	-
Landeevolutionsgeschwindigkeit	$v_{\text{ev Lande}}$	120	-
Min. Fluggeschwindigkeit (IAS) in ruhiger Luft oder bei schwacher Turbulenz			
bei LAF LK = 0°	$v_{\text{min A } \phi}$	190	
LK = 15°	$v_{\text{min A } \phi}$	170	

2.7.2. Lastvielfachenbegrenzungen

1. Das positive zulässige Betriebslastvielfache beträgt

- mit ausgefahrenen Landeklappen n_y , zul. Betr. = 2,0
- mit eingefahrenen Landeklappen n_y , zul. Betr. = 3,3 für LFZ mit max. TOW 5800 kg
- n_y , zul. Betr. = 3,0 für LFZ mit max. TOW 6000 kg

2. Das negative zulässige Betriebslastvielfache beträgt

- mit ausgefahrenen Landeklappen n_y , zul. Betr. = 0
- mit eingefahrenen Landeklappen n_y , zul. Betr. = -1,0

Anmerkung: Bei den zulässigen Fluggeschwindigkeiten wird durch einen vollen Höhenruderausschlag n_y , zul. Betr. = -0,5 erreicht.

3. Lastvielfachenbegrenzung bei der Landung in Abhängigkeit von der Landemasse des Flugzeuges

$\frac{m_{\text{Lande}}}{\text{kg}}$	n_y , zul. Betr.
5400	3,08
5500	3,07
5600	3,06
5700	3,05
5800	3,04
6000	3,00

Anmerkung: Eine harte Landung erfolgte, wenn mindestens eine der nachfolgenden Bedingungen eintrat:

- $n_y > 2,5$
- Aufsetzen zuerst mit dem Bugfahrwerk
- Aufsetzen mit großem Querneigungswinkel
- Landung vor der SLB
- Hinausrollen über die SLB

Die Eintragung einer solchen Landung erfolgt im Beanstandungsbuch.

2.8. Begrenzungen infolge Stabilität und Steuerbarkeit

2.8.1. Abkippgeschwindigkeit, Abkippwarnung

Konfiguration			Abkippgeschwindigkeit V_G km/h	Warngeschwindigkeit ^{x)} V_G km/h	Geschwindigkeit bei c_A , zul. V_G km/h
Flugmasse kg	LK	FW			
6000	0°	eingef.	136	156	153
	15°	eingef.	122	143	135
	35°	ausgef.	109	129	121
5800	0°	eingef.	134	153	150
	15°	eingef.	120	141	133
	35°	ausgef.	107	127	119
5500	0°	eingef.	131	148	146
	15°	eingef.	116	137	128
	35°	ausgef.	103	122	114

x) Als Warngeschwindigkeit wird die Gerätesgeschwindigkeit bezeichnet, bei der die Abkippwarnung anspricht (Tonsignal + Leuchtfeld der Warngeschwindigkeit). Wird die Flugeschwindigkeit verringert, dann beginnt das Flugzeug zu schütteln (siehe 5.1.3.).

2.8.2. Schräglagebegrenzungen

1. Zulässige Schräglagen beim Kurvenflug ohne Schieben:

- a) mit zwei arbeitenden Triebwerken $\pm 30^\circ$
- b) mit einem arbeitenden Triebwerk $\pm 30^\circ$
- c) mit einem ausgefallenen Triebwerk
bei $V_G < 190$ km/h $\pm 15^\circ$

2.8.3. Evolutionsgeschwindigkeit in der Flugkonfiguration beim Steig-, Horizontal- und Sinkflug in $H \geq 400$ m

	max. TOW 5800 kg	max. TOW 6000 kg
a) Mit zwei arbeitenden Triebwerken	$V_G = 220$ km/h	$V_G = 225$ km/h
b) mit einem arbeitenden Triebwerk	$V_G = 190$ km/h	$V_G = 195$ km/h

2.9. Begrenzungen durch die Systeme des Flugzeuges

Die durch die Betriebszustände und -arten der Systeme, Aggregate und Ausrüstung bedingten Begrenzungen werden im Abschnitt 4.1. "Inbetriebnahme der Systeme und Ausrüstungen" beschrieben.

2.9.1. Allgemeine Begrenzungen der Triebwerke

Benennung des Parameters	Maß- einheit	Wert des Parameters		
		min.	Normal	max.
Anlassen				
Lufttemperatur zum Anlassen der Triebwerke ohne Vorwärmung	°C	-20	-	-
Temperatur zwischen den Turbinen beim Anlassen mit Außenbordspannungsquelle	°C	-	-	700
Temperatur zwischen den Turbinen beim Anlassen mit Bordakkumulatoren	°C	-	-	735 (730)
Drehzahl des Turboverdichters nach dem Durchdrehen durch den Starter	%	18	-	-
Höhe zum Anlassen des Triebwerkes im Fluge	m	-	-	4000
Anzahl der Anlaßversuche (und Kaltanlassen) nacheinander mit Intervallen von 3 min	-	-	-	5
Außentemperatur zum Anlassen im Fluge	°C	-20	-	(+30)
Spannung der Außenbordspannungsquelle beim Anlassen (Leerlauf)	V	20	-	31
Zulässiger Spannungsabfall der Bordakkumulatoren bei Beginn des Anlassens (für eine Zeit kleiner 4 s)	V	14	-	-

(...) Werte für M 601 D

¹⁾ M 601 D / ²⁾ M 601 B

Benennung des Parameters	Maß- einheit	Wert des Parameters		
		min.	normal	max.
Schmierstoffdruck ¹⁾	MPa kg/cm ²	0,12 1,2	-	-
Schmierstoffdruck bei n_{TV} ¹⁾ 80 ... 101,5 %	MPa kg/cm ²	-	0,18 bis 0,27 1,8 bis 2,7	-
Zulässige Erhöhung des Schmierstoffdruckes ¹⁾ bei Temperaturen von +20 °C bis +55 °C	MPa kg/cm ²	-	-	0,01 0,3
Kurzzeitiger Schmierstoffdruck beim Anlassen ¹⁾ bei Temperaturen unter Null	MPa kg/cm ²	-	-	0,35 3,5

Benennung des Parameters	Maß- einheit	Wert des Parameters		
		min.	normal	max.
Flughöhe bei Ausfall aller Kraftstoffpumpen	m	-	-	4000
<u>Schmierstoffsystem</u>				
Schmierstoffmenge im Behälter eines Triebwerkes	l	5,5	-	7,0
Schmierstofftemperatur	°C	-20	-	-
Schmierstofftemperatur für die Beschleunigung des Triebwerkes	°C	+20	-	85
Schmierstoffdruck ²⁾	MPa (kg/cm ²)	0,12 (1,2)	0,25 ^{+0,02} (2,5 ± 0,2)	0,35 (3,5)
Kurzzeitiger Schmierstoffdruck beim Anlassen ²⁾ bei Temperaturen unter Null	MPa (kg/cm ²)	-	-	0,4 (4)
Kurzzeitiger Abfall des Schmierstoffdruckes auf Null	s	-	-	10
<u>Wassereinspritzsystem</u>				
Lufttemperatur zur Anwendung des Systems der Wassereinspritzung	°C	+21	-	-
Temperatur zum Ablassen des Wassers aus dem System (am Boden)	°C	+20	-	-
Anwendungszeit	min	-	-	1
<u>Begrenzsystem</u>				
Spannung des Bordnetzes zur Anwendung des ZEB0	V	20	-	-
<u>Automatische Segelstellung</u>				
Flughöhe mit eingeschaltetem System	m	-	-	3000

2.9.2. Weitere Betriebsbegrenzungen bei Arbeit der Triebwerke**1. Luftentnahme für das Flugzeug**

Die Luftentnahme darf bei Startleistung und Sonderleistung des Triebwerkes nicht geöffnet werden. Diese Beschränkung betrifft nicht die Luftentnahme zur Erzeugung eines Unterdruckes in den Protektoren der pneumatischen Enteisung der Vorderkanten des Tragflügels und des Leitwerkes.

Bei Einschaltung der Entnahme erhöht sich die Gastemperatur bis zu 30 °C. Deshalb ist nach Einschalten der Luftentnahme die Leistungsstufe der Triebwerke so einzustellen, daß die Temperatur zwischen den Turbinen den zulässigen Wert nicht übersteigt.

2. Probelauf der Triebwerke am Boden

Bei Startleistung der Triebwerke darf das Flugzeug wegen der verringerten Adhäsionskraft nicht ausschließlich mit Hilfe der Bremsen am Ort gehalten werden. Deshalb sind beim Probelauf eines Triebwerkes mit Startleistung Bremsklötzer vor die Hauptfahrwerke zu stellen und das Flugzeug gegen den Wind aufzustellen.

3. Anwendung Schubumkehr

Die Schubumkehr darf nur bei der Landung nach dem Aufsetzen und beim Rollen angewandt werden. Die Anwendung im Flug ist verboten!

- 3. Notverfahren
 - 3.1. Kontrollkarten für besondere Fälle
 - 3.1.1. Übersicht der Kontrollkarten
 - 3.1.2. Nutzung der Kontrollkarten
 - 3.2. Handlungen in besonderen Fällen
 - 3.2.1. Triebwerksbrand
 - 3.2.1.1. Allgemeines
 - 3.2.1.2. Triebwerksbrand am Boden
 - 3.2.1.3. Triebwerksbrand (Tätigkeiten)
 - 3.2.1.4. Triebwerksbrand nach Abstellen der Triebwerke am Boden
 - 3.2.2. Brand in den Flugzeugkabinen und im Frachtraum
 - 3.2.2.1. Brand im Cockpit oder in der Passagierkabine
 - 3.2.2.2. Brand im Gepäckraum
 - 3.2.2.3. Nutzung der Handfeuerlöcher
 - 3.2.2.4. Brand im Flugzeug am Boden
 - 3.2.3. Handlungen bei einer Notlandung auf dem Festland und Havarie am Boden
 - 3.2.3.1. Allgemeines
 - 3.2.3.2. Handlungen der Besatzung vor der Notlandung
 - 3.2.3.3. Technik der Notlandung
 - 3.2.3.4. Evakuierung der Passagiere
 - 3.2.3.5. Tätigkeiten der Besatzung bei einer Havarie am Boden
 - 3.2.4. Landung mit defektem Fahrwerk
 - 3.2.4.1. Allgemeine Reihenfolge der Handlungen
 - 3.2.4.2. Landung mit eingefahrenem Fahrwerk
 - 3.2.4.3. Landung mit ausgefahrenem Bugfahrwerk (Hauptfahrwerke eingefahren)
 - 3.2.4.4. Landung mit den Hauptfahrwerken (Bugfahrwerk ist eingefahren)
 - 3.2.4.5. Landung auf dem Bugfahrwerk und einem Hauptfahrwerk
 - 3.2.5. Handlungen bei einer Notlandung auf dem Wasser
 - 3.2.5.1. Allgemeines
 - 3.2.5.2. Handlungen der Besatzung vor der Notlandung
 - 3.2.5.3. Technik der Landung auf dem Wasser
 - 3.2.5.4. Evakuierung der Passagiere
 - 3.2.6. Landung bei Ausfall beider Triebwerke
 - 3.2.6.1. Allgemeine Anweisungen
 - 3.2.6.2. Stillstand beider Triebwerke in Höhen $H \geq 400$ m
 - 3.2.6.3. Stillstand beider Triebwerke in Höhen $H < 400$ m
 - 3.3. Not- und Rettungsausrüstung
 - 3.3.1. Unterbringung der Not- und Rettungsausrüstung, Evakuierungswege
 - 3.3.2. Notausstieg
 - 3.3.3. Handfeuerlöcher
 - 3.3.4. Notbeil
 - 3.3.5. Rettungsweste
 - 3.3.6. Sanitätskasten
 - 3.4. Weitere besondere Fälle (Verhalten)
 - 3.4.1. Ausfall eines Triebwerkes beim Start, Landeanflug, beim Durchstarten oder bei der Landung
 - 3.4.2. Ausfall eines Triebwerkes und des Systems der automatischen Segelstellung beim Start oder beim Durchstarten

- 3.4.3. Ausfall eines Triebwerkes und vollständiger Ausfall des Segelstellungssystems im Fluge
- 3.4.4. Nichtausfahren des Kompensationsinterzeptors nach Triebwerksausfall
- 3.4.5. Fehlende Signalisation des ausgefahrenen Kompensationsinterzeptors bei Triebwerksausfall
- 3.4.6. Selbständiges Einfahren des Kompensationsinterzeptors beim Start mit einem ausgefallenen Triebwerk
- 3.4.7. Ausfall der Bereitschaftssignalisation des Kompensationsinterzeptors beim Anrollen bis zum Erreichen der V_1
- 3.4.8. Ausfall des Seitentrimmers in Neutralstellung und nachfolgender Triebwerksausfall
- 3.4.9. Ausfall des Quertrimmers in Neutralstellung mit nachfolgendem Triebwerksausfall
- 3.4.10. Selbständiges Fahren des Seitenrudertrimmers
- 3.4.11. Selbständiges Verstellen des Quertrimmers
- 3.4.12. Selbständiges Ausfahren der Landeklappen
- 3.4.13. Selbständiges Einfahren der Landeklappen
- 3.4.14. Nichteinfahren der Landeklappen nach dem Start
- 3.4.15. Selbständiges Ausfahren des Kompensationsinterzeptors
- 3.4.16. Falsche Anzeige der Triebwerksbrandsignalisation
- 3.4.17. Ausfall des Hydraulikhauptsystems
- 3.4.18. Ausfall des Hydraulikhaupt- und Notsystem
- 3.4.19. Ausfall der Scheibenwischer wegen Druckabfall im Hydrauliksystem
- 3.4.20. Bremsen der Räder ist weder mit Haupt- noch mit Notsystem möglich, Ausfall Bugradsteuerung und Scheibenwischerantrieb
- 3.4.21. Ausfall der Scheinwerfer beim Landeanflug in der Nacht
- 3.4.22. Ausfall beider Generatoren beim Start, Steigflug und beim Streckenflug
- 3.4.23. Ausfall der Speisung von der Schiene S2B
- 3.4.24. Nichtsignalisierter Ausfall eines der künstlichen Horizonte
- 3.4.25. Aufeinanderfolgender Ausfall von zwei Horizonten
- 3.4.26. Ausfall beider Funkkompassse ARK-15M
- 3.4.27. Gleichzeitiger Informationsverlust vom System GMK-1GA, den beiden ARK-15M und dem AGB-2 des zweiten Flugzeugführers
- 3.4.28. Ausfall des Landeanflugsystems
- 3.4.29. Ausfall aller barometrischen Höhenmesser
- 3.4.30. Nichtansprechen des Enteisungssystems des Tragflügels und des Leitwerkes
- 3.4.31. Ausfall der Enteisung eines Luftschraubenblattes
- 3.4.32. Vollständiger Ausfall der Luftschraubenenteisung
- 3.4.33. Ausfall der Enteisung der 1. Gesamtdrucksonde und der linken Sonde für den statischen Druck bei Start und Landung
- 3.4.34. Ausfall der Enteisung der 2. Gesamtdrucksonde und der rechten Sonde für den statischen Druck bei Start und Landung
- 3.4.35. Ausfall der Beleuchtung der Geräte
- 3.4.36. Ausfall der Funkverbindung
- 3.4.37. Ausfall der Scheibenwischer
- 3.4.38. Startabbruch aus Gründen nicht in Verbindung mit TW-Ausfall
- 3.4.39. Lockerung der Fracht
- 3.4.40. Nichteinfahren des Fahrwerkes nach dem Start

3.1. Kontrollkarten für besondere Fälle
3.1.1. Übersicht der Kontrollkarten

Triebwerksbrand		
1	Brandhahn	schließen
2	Heizung	schließen
3	Löschen-Haupt	drücken
4	Drosselhebel	Leerlauf
5	LS-Hebel	Segelstellung
6	Stopphahn	schließen
7	Generator	abschalten
8	Anlassen, ZEB0, Isolierventil, KS-Pumpe	abschalten
<u>Wenn der Brand nicht gelöscht ist:</u> (nach 10'' nach Auslösen Hauptsystem)		
9	Löschen-Reserve	drücken
10	FS-Dienst	melden
11	Landung	durchführen

Brand in den Kabinen und im Gepäckraum		
1	Notsinken	beginnen
2	FS-Dienst	melden
3	Atemschutzmasken (bei Rauchentwicklung)	aufsetzen
4	Kabinen und Gepäckraum	kontrollieren
5	Handfeuerlöscher	anwenden
6	Maßnahmen zur Belüftung der Kabine	anwenden

Triebwerksausfall		
1	LS-Hebel	Segelstellung
2	Generator	abschalten
3	Stopphahn	schließen
<u>Nach Abstellen des Triebwerkes</u>		
4	KS-Pumpe	ausschalten
5	Brandhahn	schließen
6	Nicht benötigte TW-Schalter	ausschalten
7	Drosselhebel	Leerlauf

Anlassen des Triebwerkes in der Luft		
1	Brandhahn	öffnen
2	LS-Hebel	Segelstellung
3	Drosselhebel	Leerlauf
4	Stopphahn	schließen
5	Heizung	schließen
6	Leuchtfeld KS-Druck	leuchtet nicht
7	Stopphahn	öffnen
8	Anlassen Triebwerk	drücken
<u>Nach Einnahme Leerlauf:</u>		
9	LS-Hebel	kleine Stellung

Besondere Fälle (Havarie) am Boden 3.2.3.

Notlandung auf dem Festland 3.2.3.; 3.2.4.

Notlandung auf dem Wasser 3.2.5.

3.1.2. Nutzung der Kontrollkarten

1. Die Kontrollkarten sind ein Mittel zur Organisation der notwendigen schnellen Handlungen der Besatzung in besonderen Fällen und bei der Entstehung schwieriger Situationen, hervorgerufen durch Defekte am Flugzeug, die unmittelbar die Flugsicherheit beeinflussen.
2. Auf den Kontrollkarten sind die notwendigen Handlungen verallgemeinert bezeichnet. Neben der Bezeichnung der Karte ist ein Hinweis auf den entsprechenden Abschnitt des Handbuches gegeben, der eine detaillierte Darlegung des gesamten Komplexes der Handlungen in besonderen Fällen, die diese Karte vorsieht, beinhaltet.
Die Kontrollkarten: Besondere Fälle (Havarie am Boden,
Notlandung auf dem Festland und
Notlandung auf dem Wasser)
sind in Anbetracht der Kompliziertheit der jeweiligen Situation und des Umfangs der Handlungen in der Übersicht als Kontrollkarte nicht erfaßt.
Aus den gleichen Gründen wird auch die Kontrollkarte "Brand in den Kabinen und im Gepäckraum" nicht ausführlich ausgeführt.
3. Die Punkte der Karte, die durch einen senkrechten Strich gekennzeichnet sind, sind erst-rangig und müssen von der Besatzung ohne Hilfsmittel beherrscht werden, damit sie in einer Notsituation ohne Zeitverlust in der richtigen Reihenfolge und im erforderlichen Umfang ausgeführt werden.
4. Bei einer Notsituation und vorhandener Zeitreserve ist der zweite Flugzeugführer verpflichtet, nach der Durchführung der besonders gekennzeichneten Handlungen die entsprechende Kontrollkarte vorzulesen und dem Kommandanten bei der Abarbeitung der Tätigkeiten die notwendige Unterstützung zu geben sowie die Überprüfung ihrer Ausführung zu ermöglichen.

3.2. Handlungen in besonderen Fällen

3.2.1. Triebwerksbrand

3.2.1.1. Allgemeines

1. Bei Entstehung eines Brandes in der Triebwerksgondel leuchtet an der entsprechenden Signaltafel das Leuchtfeld "BRAND" auf und die Klingel ertönt. Wenn der Brand in der 2. Zone (Zone des Eingangsteils des Verdichters) entsteht, wird (automatisch) durch Schließen einer Klappe der Ölkühler vom Brandherd getrennt.
2. Nach Ansprechen der Signalisation arbeitet der beobachtende Pilot die Reihenfolge der Tätigkeiten bei Triebwerksbrand (Heizung aus - durch linken Piloten).

Achtung! Beachte eventuelles Fehlansprechen der Triebwerksbrandsignalisation!
Vergleiche dazu 3.4.16.

3. Die Reihenfolge der Handlungen ändert sich bei visueller Feststellung des Brandes, wenn die Signalisation nicht angesprochen hat, nicht.

4. Das Löschesystem wird unmittelbar von den Bordakkumulatoren gespeist. Infolge dessen stehen die Knöpfe LÖSCHEN HAUPT/RESERVE auch dann unter Spannung, wenn die Schalter "GENERATOR L/R", "AKKUMULATOR I/II" ausgeschaltet sind.

3.2.1.2. Triebwerksbrand am Boden

Beim Entstehen eines Triebwerksbrandes beim Rollen oder auf dem Abstellplatz ist entsprechend Punkt 3.2.1.3. TRIEBWERKSBRAND IN DER LUFT zu handeln.

3.2.1.3. Triebwerksbrand (Tätigkeiten)

Nach dem Aufleuchten des Leuchtfeldes "BRAND" mit gleichzeitigem Ertönen der Klingel ist die Kontrollkarte "TRIEBWERKSBRAND" abzuarbeiten.

- | | |
|---|------------------------|
| 1. Brandhahn | schließen |
| 2. Hebel-Heizung | schließen (nach unten) |
| 3. Knopf "LÖSCHEN-HAUPT" | drücken (Plombe lösen) |
| 4. Drosselhebel | Leerlauf |
| 5. LS-Hebel | Segelstellung |
| 6. Stopphahn | schließen |
| 7. Schalter "GENERATOR" | ausschalten |
| 8. Sicherungsschalter:
ANLASSEN, ZEB0, ISOLIERVENTIL
KS-Pumpe | ausschalten |

Wenn es nicht gelungen ist, den Brand zu löschen,
Leuchtfeld "BRAND" verlischt nicht

(nach 10 s nach Auslösen des Hauptsystems)

- | | |
|--|-------------|
| 9. Knopf "LÖSCHEN-RESERVE" | drücken |
| In diesem Fall wird das brennende Triebwerk vom Feuerlöschsystem des einsatzbereiten Triebwerkes versorgt. Damit bestehen keine weiteren Löschmöglichkeiten. | |
| <u>Achtung!</u> Ein Anlassen des Triebwerkes nach dem Brand ist <u>verboten!</u> | |
| 10. Flugsicherungsdienst | melden |
| <u>Wenn der Brand gelöscht ist:</u> | |
| 11. Sinken und Landung auf nächsten Flugplatz | durchführen |
| <u>Wenn der Brand nicht gelöscht ist:</u> | |
| 12. Notsinken und Landung auf dem nächsten Flugplatz oder einer geeigneten Notlandefläche | durchführen |
| <u>Anmerkung:</u> Nach Abstellen des Triebwerkes ist der Flug mit einem ausgefallenen Triebwerk durchzuführen. | |

3.2.1.4. Triebwerksbrand nach Abstellen des Triebwerkes am Boden

Wenn nach dem Abstellen des Triebwerkes Kraftstoffreste in der Brennkammer oder im Gasaustrittssystem verbrennen, kommt es zu Rauch- und manchmal sogar zu Flammenaustritt am Gasaustrittssystem. Dabei ist auf Grund ungleichmäßiger Erwärmung eine Beschädigung der Brennkammern möglich.

Bei Rauch- und Flammenaustritt nach dem Abstellen des Triebwerkes ist sofort entsprechend Punkt 4.1.2.3. "KALTDURCHDREHEN DES TRIEBWERKES" zu handeln.

3.2.2. Brand in den Flugzeugkabinen und im Frachtraum (Allgemeine Handlungen entsprechend FBH ausführen)

3.2.2.1. Brand im Cockpit oder in der Passagierkabine

- Bei Entstehung von Rauch im Cockpit sofort die in der Nähe der Rauchquelle sich befindliche Klapptür des Cockpits öffnen.
Bei Schwierigkeiten in der Bestimmung der Rauchentwicklungsstelle ist es notwendig, bis zur Rauchbeseitigung beide Klapptüren des Cockpits zu öffnen.
Falls sich an Bord Rauchschutzmasken befinden, legt der Kommandant die Rauchschutzmaske an und gibt danach dem zweiten Flugzeugführer das Kommando zum Anlegen der Rauchschutzmaske.
Bei der Entstehung von Rauch in der Passagierkabine sofort beide Klapptüren des Cockpits bis zur Rauchbeseitigung öffnen.

2. Brandherd bzw. Rauchquelle ermitteln und mit dem Handfeuerlöscher löschen.
3. Bei Bränden im Flugzeug ist zu verhindern, daß sich die Passagiere im hinteren und vorderen Teil des Flugzeuges konzentrieren, weil sonst eine unzulässige Schwerpunktlage entsteht.
Die Besatzung hat zu verhindern, daß unter den Passagieren Panik entsteht. Der zweite Flugzeugführer hat die Passagiere einzuweisen.
4. Wenn der Brand im Flug nicht beseitigt werden kann, sind nach der Landung des Flugzeuges alle Rettungsmittel für die Evakuierung der Passagiere aus dem Flugzeug und ihren Abtransport in sichere Entfernung zu benutzen.

3.2.2.2. Brand im Gepäckraum einschließlich Bereich Dunkelkammer

Bei einem Brand im hinteren Gepäckraum hat die Besatzung ebenso zu handeln wie unter Punkt 3.2.2.1.

3.2.2.3. Nutzung der Handfeuerlöscher

Zum Löschen von Bränden an Bord des Flugzeuges sind zwei Handfeuerlöscher mit einem Inhalt von je 0,5 l vorhanden.

1 Feuerlöscher im Cockpit

1 Feuerlöscher in der Passagierkabine

Die Unterbringung der Feuerlöscher ist auf der Abb. 3.3.1/1 dargestellt.

Die Gebrauchsanleitung wird im Punkt 3.3.3. beschrieben.

Auf dem Gehäuse des Feuerlöschers ist ebenfalls eine Gebrauchsanleitung abgebildet.

3.2.2.4. Brand im Flugzeug am Boden

Einen Brand im Flugzeug am Boden hat der Kommandant sofort dem Flugsicherungsdienst zu melden. Der zweite Flugzeugführer hat mit dem Löschen des Brandes zu beginnen. Er hat unter Ausnutzung aller Bordrettungsmittel das Verlassen des Flugzeuges durch die Passagiere einzuleiten und dafür zu sorgen, daß sie sich in sicherer Entfernung vom Flugzeug aufhalten.

3.2.3. Handlungen bei einer Notlandung auf dem Festland und Havarie am Boden

3.2.3.1. Allgemeines

Hauptaufgabe der Besatzung bei einer Notlandung ist die Gewährleistung der Sicherheit der Passagiere bis zur Landung und beim Verlassen des Flugzeuges.

Die Besatzung hat alle erforderlichen Maßnahmen entsprechend FBH 5.2.1. durchzuführen.

Der zweite Flugzeugführer hat die Passagiere auf die Notlandung vorzubereiten.

3.2.3.2. Handlungen der Besatzung vor der Notlandung

1. Der zweite Flugzeugführer schaltet auf Kommando des Kommandanten das Leuchtfeld "Bitte anschnallen" ein, öffnet die Türen zwischen Cockpit und der Passagierkabine und informiert die Passagiere über die bevorstehende Notlandung.
2. Der 2. Pilot muß den abnehmbaren Teil des Sitzes entfernen (nur LB-Variante). Mit der linken Hand ist der Stift in Richtung nach vorn herauszuziehen und damit den abnehmbaren Teil des Sitzes zu entfernen (der Stift befindet sich zwischen dem festen und abnehmbaren Teil des Pilotensitzes).
3. Der 2. Pilot befestigt beide Hälften der Zwischenwand zwischen Cockpit und Passagierkabine in geöffneter Stellung und überzeugt sich von der geöffneten Stellung der Sperre des Notausstieges.

3.2.3.3. Die Technik der Notlandung

1. Allgemeine Lage

- a) In allen Fällen der Notlandung auf dem Festland wird die Landung mit Landeklappenstellung 35° und ausgefahrenem Fahrwerk empfohlen, mit Ausnahme der Landung auf Oberflächen mit starken Unebenheiten, bei denen die Landung mit eingefahrenem Fahrwerk empfohlen wird.
Die Entscheidung über das Ausfahren des Fahrwerkes außerhalb des Flugplatzes fällt der Kommandant selbständig in Abhängigkeit vom Zustand der Oberfläche des ausgewählten Platzes und vom Relief der Umgebung.
Die Mittel zum Bremsen sind nach Einschätzung des Kommandanten vollständig oder teilweise in Abhängigkeit von den Bedingungen der Landung zu verwenden.
- b) Vor der Landung ist nach Möglichkeit die Flugmasse durch den Verbrauch des Kraftstoffes auf das notwendige Minimum zu reduzieren.
- c) Bei der Landung mit zwei stehenden Triebwerken ist es notwendig zu berücksichtigen, daß die beste aerodynamische Güte, die die Flugweite des motorlosen Flugzeuges bestimmt, mit eingefahrenen Landeklappen erreicht wird. Dabei beträgt die Minimalhöhe für das Ausfahren des Fahrwerkes mit dem Notsystem 300 m/etwa 60 s und die Höhe für das Ausfahren der Klappen auf 35° noch 250 - 300 m/etwa 25 s.
- d) In Fällen der Landung mit zwei stehenden Triebwerken oder des Ausfalls beider Generatoren vor dem Landeanflug ist es notwendig, alle Verbraucher, deren Sicherungsschalter an der Deckenschalttafel nicht gelb markiert sind, auszuschalten.
Bei der Landung in der Nacht ist der Schalter "Notbeleuchtung" einzuschalten.
- e) Vor der Landung müssen beide Flugzeugführer die Stellung der Sessel und den Festsitz der Gurte überprüfen.

2. a) Vor dem Landeanflug kontrolliert der 2. Flugzeugführer, daß alle nicht gelb gekennzeichneten Sicherungsschalter ausgeschaltet sind (sofern nicht benötigt; vgl. mögliche Arten einer Notlandung nach FBH 5.2.1.).
Beim Anflug in der Nacht wird die Stellung des Schalters "Notbeleuchtung" in der Stellung "ein" kontrolliert.
- b) Auf Kommando des Kommandanten sind durch den 2. Piloten die Fahrwerke auszufahren und danach die Landeklappen auf 35°.
- c) Der Übergang zur Landung erfolgt wie bei einer gewöhnlichen Landung. Beim Landeanflug mit 2 stehenden Triebwerken ist nach den Empfehlungen des Abschnittes "Landung bei Ausfall beider Triebwerke" zu verfahren. Falls die Fahrwerke nicht ausgefahren werden können oder bei Notwendigkeit einer Landung mit eingefahrenem Fahrwerk ist nach den Empfehlungen des Abschnittes 3.2.4. "Landung mit defektem Fahrwerk" zu verfahren.
Beim Landeanflug in der Nacht sind nach dem Sinken auf die Höhe 100 - 150 m die Scheinwerfer einzuschalten.
Besondere Aufmerksamkeit ist auf die Bestimmung der Höhe des Abfangens zu legen.
- d) Bei Notlandung außerhalb von Flugplätzen sind die Interzeptoren nicht zu benutzen.
- e) Unmittelbar vor der Bodenberührung sind durch den 2. Piloten die Triebwerke abzustellen und die Brandhähne zu schließen (die Hebel der Brandhähne sind in die Stellung "geschlossen" zu stellen).
- f) Nach der Landung ist die Stromversorgung des Flugzeuges abzustellen.

Warnung! Die Evakuierung aus der Tür des Notausstieges auf der rechten Bordseite kann beginnen, nachdem man sich überzeugt hat, daß sich die Luftschraube des rechten Triebwerkes nicht dreht.

3.2.3.4. Evakuierung der Passagiere

1. Allgemeines

- a) Alle Vorbereitungen der Passagiere, ihre Einweisung und die Überprüfung der getroffenen Maßnahmen müssen im Moment der Landung abgeschlossen sein.
- b) Die Handlungen aller Besatzungsmitglieder nach dem Stillstand des Flugzeuges sind auf der Grundlage des Ablaufplanes durchzuführen (siehe Pkt. 2.)
Erst nach Stillstand des Flugzeuges sind die Handlungen zu beginnen. Spezielle Kommandos für die Rettungshandlungen werden nicht gegeben.
- c) Das Verlassen des Flugzeuges durch die Passagiere hat in der festgelegten Reihenfolge sofort nach dem Stillstand des Flugzeuges zu beginnen.

Anmerkung: 1. Im Falle einer starken Beschädigung des Flugzeuges bei der Notlandung und dem Verschluß beider Türen (Einstiegstür und Nottür) muß die Besatzung durch Schaffung einer Notöffnung (mit dem Notbeil) im hinteren Teil des Rumpfes unterhalb der Kleiderablage den Ausstieg der Passagiere gewährleisten.

2. Bei der Evakuierung aller Personen aus dem Flugzeug müssen nach Möglichkeit beide Türen zur Beschleunigung des Verlassens ausgenutzt werden.

2. Ablaufplan nach der Notlandung auf dem Festland

a) Kommandant:

- leitet das Verlassen des Flugzeuges
- verläßt als Letzter das Flugzeug.

b) Zweiter Flugzeugführer:

- Eingangstür in der linken Rumpfseite öffnen (bei Verkeilung der Tür des vorderen Notausstieges ist mit der Axt im hinteren Teil des Rumpfes im Bereich der Garderobe eine Öffnung in die Rumpfbehälterung zu schlagen (Abb. 3.2.3/1))
- mit Hilfe eines vorher ausgesuchten Passagiers das Verlassen des Flugzeuges gewährleisten
- verläßt das Flugzeug nach dem letzten Passagier.
- alle Passagiere sind mindestens 100 m vom Flugzeug entfernt in Sicherheit zu bringen
- bei Notwendigkeit erweist er den Passagieren 1. Hilfe, die sich bei der Notlandung verletzt haben.

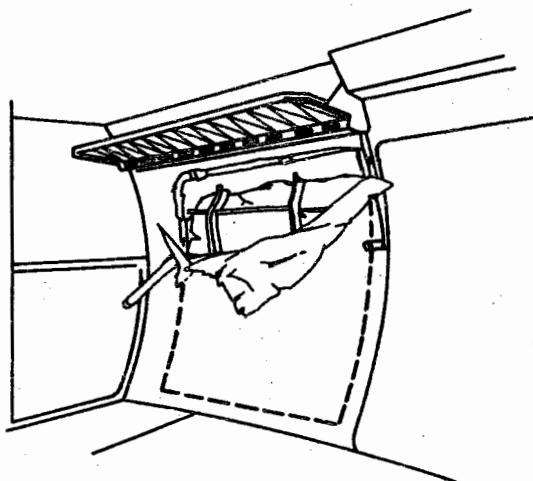


Abb. 3.2.3/1 Schaffung einer Notöffnung zum Verlassen des Flugzeuges

3.2.3.5. Tätigkeiten der Besatzung bei einer Havarie am Boden

1. Bei einer Havarie am Boden während des Starts, der Landung, des Rollens oder im Stand, wenn keine Zeit zur Durchführung aller Vorbereitungsmaßnahmen ist, ist die Besatzung verpflichtet, sofort alle Maßnahmen zur Evakuierung der Passagiere aus dem Flugzeug und zur Brandverhütung zu treffen.
2. Sowie festgestellt wurde, daß die Situation im Flugzeug eine Notsituation ist, beginnen der 1. und 2. Flugzeugführer nach dem Havarieplan auf dem Lande zu handeln, vgl. Punkt 3.2.3.4.2.

3.2.4. Landung mit defektem Fahrwerk

3.2.4.1. Allgemeine Reihenfolge der Handlungen

1. Allgemeine Anweisung

In dem Fall, wenn trotz Einleitung aller Maßnahmen gemäß LH 4.1.1.4. alle 3 Fahrwerke nicht ausgefahren und in ausgefahrener Stellung verriegelt werden können, dann ist es notwendig, in Abhängigkeit von der Situation und unter Beachtung der Empfehlungen, die in den Punkten 3.2.3.2., 3.2.3.3., 3.2.3.4. und 3.2.3.5. dieses Abschnittes festgelegt sind, die Landung durchzuführen.

Warnung! Eine Landung mit defektem Fahrwerk ist niemals auf einer Landebahn mit befestigter (künstlicher) Oberfläche durchzuführen.

2. Reihenfolge der Handlungen

a) Bis zum Beginn des Manövers "Übergang zur Landung"

- AZS Leuchttabelleau: einschalten
- Anschnallgurte des Piloten: Zuverlässigkeit der Befestigung überprüfen.

b) Der Übergang zur Landung ist in normaler Art und Weise durchzuführen, dabei sind übermäßig große Gleitwinkel zu vermeiden, weil der Widerstand des Flugzeuges mit eingefahrenem Fahrwerk kleiner ist.

c) Im Verlauf des Übergangs zur Landung:

- Landeklappenhebel: 35°
- AZS Kraftstoffpumpen links und rechts: ausschalten
- die übrigen nicht benötigten elektrischen Verbraucher: ausschalten

Achtung! Es ist selbstverständlich, daß im eingeschalteten Zustand verbleiben:

Akku I, II; Signalisationstableau (4 AZS); Brandsignalisation; Fahrwerk; Landeklappen; Havarieartenregistriergerät; Notbeleuchtung.

d) Vor dem Beginn des Abfangens

- Drosselhebel der Triebwerke: Leerlauf
- Stopphahn: geschlossen
- Brandhahn: geschlossen
- Verstellhebel der Luftschraubensteigung: Segelstellung
- Flugzeug stromlos machen, AZS Akku I, II: ausschalten

e) Nach dem Stillstand des Flugzeuges ist durch die Besatzung aus der Kabine der Umfang der Beschädigungen zu überprüfen, besonders an den Stellen der Kraftstoffbehälter und Triebwerke.

Die Besatzung hat sich zu überzeugen, daß kein Anzeichen eines Brandes vorliegt. Bei Vorhandensein von Anzeichen eines Brandes sind Maßnahmen der Brandbekämpfung zu ergreifen.

f) Die Evakuierung der Passagiere ist in Übereinstimmung mit der Havarieinstruktion durchzuführen.

3.2.4.2. Landung mit eingefahrenem Fahrwerk

Wenn es auch mit dem Notsystem nicht möglich ist, das Fahrwerk auszufahren oder der Kommandant entscheidet, daß eine Landung mit eingefahrenem Fahrwerk vorzuziehen ist (bei Notlandung außerhalb eines Flughafens), dann ist es notwendig, folgende Reihenfolge der Handlungen zu beachten:

- Auswählen der geeigneten Umgebung ohne Hindernisse, nach Möglichkeit mit weichem Grund (z. B. Wiese, abgeerntetes Feld usw.).
 - Das Flugzeug muß die Erde mit minimaler Landegeschwindigkeit berühren, ohne Überschuß an kinetischer Energie, um einen nicht steuerbaren Aufprall des Flugzeuges bei Bodenberührung zu vermeiden.
 - Vor der Bodenberührung muß das Flugzeug in die Lage gebracht werden, daß die erste Berührung am Heckteil des Rumpfes erfolgt. Niemals ist eine Landung sofort mit der gesamten unteren Oberfläche des Rumpfes durchzuführen.
- Im übrigen ist die allgemeine Reihenfolge der Handlungen wie bei Landungen mit defektem Fahrwerk durchzuführen, die im Pkt. 3.2.4.1. angeführt ist.

3.2.4.3. Landung mit ausgefahrenem Bugfahrwerk (Hauptfahrwerke eingefahren)

Wenn es möglich ist, das Bugfahrwerk einzufahren, dann wird empfohlen, die Landung mit eingefahrenem Fahrwerk (s. Pkt. 3.2.4.2.) durchzuführen

Wenn sich das Bugfahrwerk nicht einfahren läßt, dann ist, indem man die allgemeine Reihenfolge der Handlungen anwendet, die im Punkt 3.2.4.1. angeführt ist, das Flugzeug vor der Berührung mit der Erde so auszurichten, daß der erste Landestoß auf das Heckteil des Rumpfes erfolgt.

3.2.4.4. Landung mit den Hauptfahrwerken (Bugfahrwerk ist eingefahren)

Indem man die allgemeine Reihenfolge der Handlungen beachtet, die im Punkt 3.2.4.1. angeführt sind und die normale Steuertechnik anwendet, ist anzustreben, beim Ausrollen mit Hilfe des Höhenruders die Nase des Flugzeuges nach Möglichkeit so lange wie möglich über dem Horizont zu halten.

Warnung! Die Bremsanlage ist nicht zu benutzen!

3.2.4.5. Landung auf dem Bugfahrwerk und einem Hauptfahrwerk

Unter Einhaltung der allgemeinen Reihenfolge der Handlungen, die im Punkt 3.2.4.1. angeführt sind, ist das Flugzeug vor dem Aufsetzen nach der Seite des ausgefahrenen Hauptfahrwerkes zu neigen, und diese Schräglage ist nach Möglichkeit so lange wie möglich mit Hilfe der Querruder und der Bugradlenkung zu halten.

Achtung! Zur Verkürzung des Rollweges kann eine gemäßigte Bremsung des Rades des ausgefahrenen Hauptfahrwerkes erfolgen.

3.2.5. Handlungen bei einer Notlandung auf dem Wasser

3.2.5.1. Allgemeines

1. Hauptaufgabe der Besatzung bei einer Notlandung auf dem Wasser ist die Gewährleistung der Sicherheit der Passagiere, ihrer Evakuierung und der notwendigen Hilfeleistung (Handlungen entsprechend FBH 5.2.2.).

3.2.5.2. Handlungen vor der Notlandung

1. Der zweite Flugzeugführer schaltet auf Kommando des Kommandanten das Leuchtfeld "Bitte anschnallen" ein, öffnet die Türen zwischen dem Cockpit und Passagierkabine und informiert die Passagiere über die bevorstehende Landung auf Wasser.
2. Der 2. Flugzeugführer verriegelt die Türen vom Cockpit zur Passagierkabine in geöffneter Stellung, kontrolliert die Entriegelung der Nottür und bereitet die Schwimmwesten für den Kommandanten und für sich vor.

3.2.5.3. Technik der Landung auf dem Wasser

1. Allgemeine Festlegungen

- a) In allen Fällen von Landungen auf dem Wasser ist die Landung mit eingefahrenem Fahrwerk und Landeklappen in Stellung 35° durchzuführen. Beim Landeanflug mit 2 defekten Triebwerken ist zu bedenken, daß das beste Gleitvermögen (Gleitzahl) des Flugzeuges, das eine bestimmte Flugweite des motorlosen Sinkens ermöglicht, mit eingefahrenen Landeklappen erreicht wird. Die Minimalhöhe für den Beginn des Ausfahrens der Landeklappen auf 35° vom Nothydrauliksystem beträgt 300 m.
- b) In den Fällen der Landung mit 2 defekten Triebwerken oder mit 2 defekten Generatoren sind vor dem Übergang zur Landung alle für die Notlandung nicht benötigten Verbraucher abzuschalten.
- c) Vor dem Übergang zur Landung ist das Ventilationssystem abzuschalten (zur Vermeidung des Wassereintruchs in den Rumpf nach der Wasserung), und beim Übergang zur Landung in der Nacht ist die Notbeleuchtung einzuschalten.
- d) Vor der Landung sind von beiden Piloten nacheinander die Rettungswesten anzulegen, diese sind nicht aufzublasen. Die Arretierung der Sitze und der Anschnallgurte ist zu überprüfen.

2. Auswahl des Landeplatzes auf dem Wasser

Die Auswahl des Landeplatzes erfolgt nach FBH 5.2.2. Punkt 1 .

3. Durchführung des Überganges zur Landung und die Landung

- a) Beim Übergang zur Landung ist durch den Kommandanten des Luftfahrzeuges das Ventilations-system abzuschalten (der Handgriff Ventilation ist in die äußerste untere Stellung zu schieben), die Notbeleuchtung ist einzuschalten (bei Landung in der Nacht) und die ein-gefahrene Stellung der Fahrwerke ist zu kontrollieren (der Fahrwerksbedienhebel befindet sich in Stellung eingefahren, die grünen Lampen der ausgefahrenen Stellung leuchten nicht).
- b) Auf Kommando des Kommandanten sind durch den 2. Piloten die Landeklappen in Landestel-lung (35°) auszufahren.
- c) Der Übergang zur Landung bis zum Beginn des Abfangens ist so wie bei einer gewöhnlichen Landung durchzuführen. Die Abfanghöhe ist mit dem Funkhöhenmesser zu kontrollieren. Beim Übergang zur Landung mit 2 defekten Triebwerken ist nach den Empfehlungen des Ab-schnittes "Landung bei Ausfall beider Triebwerke", Abschnitt 3.2.6., zu verfahren. Bei Landung auf dem Wasser in der Nacht sind nach dem Sinkflug auf eine Höhe von 100 - 150 m die Scheinwerfer einzuschalten. Besondere Aufmerksamkeit ist auf die Ermitt-lung der Abfanghöhe zu legen.
- d) Bei der Landung sind die Interzeptoren nicht auszufahren.
- e) Zu Beginn des Abfangens ist durch den 2. Piloten in die Passagierkabine zu melden: "Achtung, Landung!".
- f) Im Abfangprozeß meldet der 2. Pilot dem Kommandanten laufend die Werte des Gleitwinkels nach dem Index des Horizontes.
- g) Am Ende des Abfangens ist das Flugzeug in unmittelbarer Nähe zur Wasseroberfläche zur Wasserung mit möglichst geringer Geschwindigkeit zu halten. Der Anstellwinkel im Moment der Wasserung wird mit bis 10° empfohlen, Schräglagen und Schieben sind nicht zulässig.
Warnung! Eine Erhöhung des Anstellwinkels am Ende des Abfangprozesses über 10° ist nicht zulässig, um eine gefährliche Annäherung zum Winkel des Strömungsabrisses zu vermeiden.
 Es ist notwendig, den empfohlenen Gleitwinkel mit gleichmäßigen Bewegungen der Steuer-säule herzustellen, plötzliche Vergrößerungen des Gleitwinkels sind nicht zulässig.
- h) Unmittelbar nach der Wasserung sind durch den 2. Piloten beide Triebwerke abzustellen und die Brandhähne zu schließen (die Brandhähne sind in die Stellung "Geschlossen" zu stellen).
- i) Nach der Wasserung ist das Flugzeug stromlos zu machen.

3.2.5.4. Evakuierung der Passagiere

1. Allgemeine Festlegungen

- a) Die gesamte Vorbereitung der Passagiere und die Überprüfung der durchgeführten Sicher-heitsmaßnahmen muß im Moment der Landung vollständig abgeschlossen sein.
- b) Die Handlungsweise beider Besatzungsmitglieder nach dem Stillstand des Flugzeuges basiert auf dem Havarieablaufplan, s. Pkt. 2. Der Handlungsbeginn des Havarieablaufplanes ist der Stillstand des Flugzeuges. Jeder der Piloten muß seine Pflichten in den Handlungen nach dem Havarieablaufplan genau kennen. Spezielle Kommandos bei der Durchführung der Havariehandlungen werden nicht gegeben.
- c) Nach dem Stillstand des Flugzeuges wird sich eine Schräglage von ca. 12° nach links oder rechts ergeben, dabei liegt eine der beiden Rumpftüren unter dem Wasserspiegel. Bei einer Schräglage auf die linke Tragfläche erfolgt die Evakuierung der Passagiere durch die Tür des Notausstieges (vorn), bei Schräglage auf die rechte Tragfläche durch die Einstiegs-tür.
- d) Die Evakuierung der Passagiere in der Reihenfolge, die im Havarieablaufplan festgelegt wurde, muß sofort nach dem Stillstand des Flugzeuges beginnen.

2. Havarieablaufplan nach der Wasserung

- a) Kommandant des Luftfahrzeuges
 - leitet die Evakuierung
 - schaltet das System der Gasfüllung der Rettungsweste ein und evakuiert sich nach Evakuierung aller Passagiere und des 2. Piloten aus dem Flugzeug.
- b) 2. Pilot
 - öffnet in Abhängigkeit von der Lage des Flugzeuges die Tür, die sich über dem Wasser-spiegel befindet
 - gibt den Passagieren das Kommando zum Einschalten der Gasfüllung der Rettungswesten
 - evakuiert mit Hilfe eines vorher ausgewählten und eingewiesenen Passagiers die Passagiere
 - schaltet nach der Evakuierung aller Passagiere die Gasfüllung der Rettungsweste ein und evakuiert sich aus dem Flugzeug.

3.2.6. Landung bei Ausfall beider Triebwerke

3.2.6.1. Allgemeine Anweisungen

Im Falle des Stillstandes beider Triebwerke im Flug ist es notwendig, folgende optimale Geschwindigkeiten in Abhängigkeit von der Landeklappenstellung des Flugzeuges (bei Flugmassen von 5500 kg) aufrecht zu halten:

Ausfahrwinkel der Landeklappen	0°	15°	15°	35°
Stellung des Fahrwerkes	eingefahren		ausgefahren	
optimale Geschwindigkeit $\frac{\text{km}}{\text{h}}$ (v_{IAS})	180	180	165	155
Maximale Gleitzahl K	14	12,3	10,3	8,9

3.2.6.2. Stillstand beider Triebwerke in Höhen $H \geq 400 \text{ m}$

1. Die Geschwindigkeit im Sinkflug ist aufrecht zu halten, die in der Tabelle in Abhängigkeit von der Landeklappenstellung des Flugzeuges ausgewiesen ist. Zur Sicherung einer Reserve an kinetischer Energie für die Berichtigung möglicher Fehler bei der Berechnung des Landeanfluges und des Abfangens usw. wird empfohlen, die optimalen Geschwindigkeiten, die in der Tabelle ausgewiesen sind, um 5 bis 10 % zu erhöhen.
2. Durch den 2. Piloten sind die Handlungen in Übereinstimmung mit den ersten Punkten der Notkontrollkarte "Ausfall des Triebwerkes", LH Pkt. 3.1.1. durchzuführen.
3. Alle Verbraucher, die nicht mit gelben Streifen an den oberen Paneelen gekennzeichnet sind, sind auszuschalten.
4. Dem Flugsicherungsdienst ist der besondere Flugzustand des Flugzeuges mitzuteilen.
5. Die Flugweite des Flugzeuges ist nach der Formel

$$L = K \times H$$

zu bestimmen.

6. Der Landeplatz ist auszuwählen.
Die Notlandung außerhalb des Flughafens wird empfohlen, nach Möglichkeit mit ausgefahrenen Fahrwerken durchzuführen. Die Entscheidung über die Zweckmäßigkeit des Fahrwerkausfahrens entscheidet in Abhängigkeit vom Zustand und Relief des Notlandeplatzes der Kommandant des Flugzeuges.
7. Das Fahrwerkausfahren ist vom Notsystem durchzuführen. Die Zeit zum Ausfahren des Fahrwerkes vom Notsystem beträgt ca. 60 s.
8. Es wird empfohlen, eine Geschwindigkeit von 5 bis 10 % über der optimalen, die in der Tabelle für die entsprechende Landeklappenstellung angegeben wurde, aufrecht zu halten. Dabei beträgt die vertikale Sinkgeschwindigkeit mit eingefahrenen Landeklappen und ausgefahrenem Fahrwerk ca. 4,5 - 5,0 m/s und mit eingefahrenem Fahrwerk ca. 4 - 4,5 m/s.
9. Bis zu einer Höhe von 300 m wird empfohlen, den Flug mit eingefahrenen Landeklappen durchzuführen.
Bei Vorhandensein einer Höhenreserve und bei Gewißheit, die Berechnung des Landeanfluges richtig durchgeführt zu haben, ist die Landeklappe vom Notsystem auf 15° auszufahren. Es wird empfohlen, die Fluggeschwindigkeit im Verhältnis zu der Tabelle angegebenen um 5 - 10 % zu erhöhen, um eine Reserve an kinetischer Energie zur Berichtigung möglicher Fehler und zur Präzisierung des Landeanfluges zu schaffen.
Das Ausfahren der Landeklappen auf 35° ist bei Vorhandensein einer Höhenreserve durchzuführen.
Die vertikale Sinkgeschwindigkeit beim Flug mit optimaler Geschwindigkeit mit Landeklappen, die auf 35° ausgefahren sind, beträgt mit ausgefahrenem Fahrwerk ca. 5,5 m/s und mit eingefahrenem Fahrwerk ca. 5,0 m/s.
Die Abfanghöhe ist wie die bei normaler Landung, dabei ist das Abfangen energischer durchzuführen.
10. Vor der Landung mit ausgefahrenem Fahrwerk ist der Druck im Hydraulikdruckspeicher des Bremssystems zu überprüfen. Bei einem Druck über 40 kp/cm² ist eine normale Bremsung gewährleistet. Bei einem Druck unter 40 kp/cm² oder bei fehlendem Druck ist eine Notbremsung mit Hilfe der Standbremse durchzuführen. Die Notbremsung erfolgt durch den 2. Piloten auf Kommando des Kommandanten.
11. Beim Landeanflug sind die Verbraucher von Elektroenergie auszuschalten, mit Ausnahme von:
 - Akku I, II; Signalisationstableau (4 AZS); Brandsignalisation; Fahrwerk; Landeklappen; Havariedatenregistriergerät, Notbeleuchtung.
12. Vor dem Beginn des Abfangens sind die Sicherungsautomaten auszuschalten und die Elektroversorgung des Flugzeuges abzuschalten.

Anmerkung: Unmittelbar von den Akkumulatoren werden folgende Verbraucher versorgt:

vom Akku I - System SARPP - 12
- linker Feuerlöscher
- Notbeleuchtung

vom Akku II - rechter Feuerlöscher

Bei Landeanflug in der Nacht ist vor dem Abschalten des Elektronetzes durch den Kommandanten die Notbeleuchtung einzuschalten.

13. Nach der Landung sind durch die Besatzung die Handlungen entsprechend Abschnitt 3.2.3. "Handlungen bei Notlandungen auf dem Festland und bei Notsituationen auf der Erde", Unterabschnitt 3.2.3.4. und 3.2.3.5. durchzuführen.

3.2.6.3. Stillstand beider Triebwerke in Höhen ≤ 400 m

1. Es sind die Handlungen durchzuführen, die im Punkt 1. bis 5. des Unterabschnittes 3.2.6.2. vorgesehen sind.
2. Der Landeplatz ist auszuwählen.
Die Entscheidung über die Zweckmäßigkeit des Fahrwerkausfahrens ist zu fällen in Abhängigkeit von der Höhe des Ausfalls der Triebwerke, vom Zustand und Relief des Notlandeplatzes unter Beachtung dessen, daß der Höhenverlust bei Notausfahren der Fahrwerke ca. 300 m beträgt.
3. Bei Ausfall der Triebwerke in Höhen unter 300 m ist das Fahrwerkausfahren nicht durchzuführen. Die Landeklappen sind vom Notsystem auf 15° auszufahren, danach bei Vorhandensein einer Höhenreserve auf 35° .
Dabei beträgt die vertikale Sinkgeschwindigkeit mit eingefahrenem Fahrwerk und Landeklappen auf 15° ca. 4 bis 4,5 m/s und mit Landeklappen in Stellung 35° ca. 5 m/s.
4. Die Reihenfolge der weiteren Handlungen erfolgt gemäß Punkt 10. bis 13. des Unterabschnittes 3.2.6.2.

3.3. Not- und Rettungsausrüstung

- 3.3.1. Unterbringung der Not- und Rettungsausrüstung und die Evakuierungswege der Passagiere und Besatzungsmitglieder siehe Abb. 3.3.1/1.-5.

Die Schwimmwesten werden nur im Bedarfsfall (Flüge über See) mitgeführt. Die Ausrüstung mit Sauerstoffanlagen ist in drei Varianten möglich (stationäre Ausrüstung, transportable Ausrüstung, Notausrüstung im Dunkelkammerbereich). Die Zuordnung zu den einzelnen Maschinen ist dem BDH-410 zu entnehmen. In weiteren als den hier aufgeführten Varianten wird die Not- und Rettungsausrüstung analog untergebracht.

3.3.2. Notausstieg

1. Reihenfolge des Öffnens des Notausstieges

- a) vom Platz des 2. Flugzeugführers aus:

- sich überzeugen, daß die Sicherung (1) an der Vorderkante der Tür geöffnet ist, siehe Anmerkung;
- Türklinke (2) um 90° nach oben drehen;
- Tür durch Wegdrücken öffnen.

Anmerkung: 1. Die Sicherung (1) muß der 2. Flugzeugführer vor dem Flug öffnen (siehe kontrollüberprüfungskarte "Vor Anlassen der Triebwerke", Abschnitt 4.2.2.3).

2. Um den Durchgang der Passagiere zum Notausstieg zu gewährleisten, öffnet der 2. Flugzeugführer die rechte Verbindungstür von der Flugzeugführerkabine zur Passagierkabine.

- b) Reihenfolge des Öffnens der Nottür vom Platz des Passagiers

Vom Platz des Passagiers auf dem äußeren rechten Sitz in der ersten Reihe

- Abtrennen der Schutzkappe (3), die die Klinke (4) abdeckt
- Drehen der Klinke (4) um 90° zu sich hin
- Tür durch Wegdrücken öffnen.

2. Ein Öffnungsschema des Notausstieges und der Eingangstür zeigen die Abb. 3.3.1/6 und 3.3.1/7.

3.3.3. Handfeuerlöscher

1. Bestimmung und Beschreibung

Die Handfeuerlöscher vom Typ W05A sind zur Brandlöschung in der Piloten- und Passagierkabine der Flugzeuge bestimmt.

Der Feuerlöscher besteht aus einem Zylinder mit Düse und einem Ventil, das durch einen Handgriff am Gehäuse des Ventils geöffnet wird.

Das Feuerlöschgemisch, das in den Feuerlöschern verwendet wird, beschädigt Baumwollstoffe und Leder und fördert die Korrosion von Duralteilen. Deshalb ist es notwendig, so schnell wie möglich nach der Anwendung des Feuerlöschers die Reste des Feuerlöschmittels vom Flugzeug zu entfernen.

2. Benutzungsregeln

- a) Lösen des Schlosses der Befestigungsschellen des Feuerlöschers
- b) Abnehmen des Feuerlöschers
- c) Während man den Feuerlöscher mit dem Ventil nach oben hält, ist die Düse in Richtung des Feuers zu drehen und das Ventil durch Drehung des Handgriffes nach links zu öffnen.

Anmerkung: Die wirksamste Entleerung des Gerätes erhält man bei einer geringen Neigung desselben in Richtung der Ausströmrichtung des Feuerlöschgemisches.

3.3.4. Notbeil

Das Notbeil ist bestimmt zur Freilegung des Durchganges zum Notausstieg und zum Durchschlagen der Rumpfbefähigung bei gleichzeitiger Verklemmung der Einstiegstür und des Notausstieges. Der Ort zum Durchschlagen der Rumpfbefähigung befindet sich unter der Kleiderstange an der Einstiegstür, s. Abb. 3.2.3/1.

3.3.5. Rettungsweste ASSch-63P (wenn vorhanden)

1. Verwendungszweck und Beschreibung

Die Rettungsweste ASSch-63P ist zur Rettung der Passagiere und Besatzungsmitglieder im Falle einer Notlandung auf dem Wasser bestimmt. Die Rettungsweste ASSch-63P ist aus gummiertem Stoff gefertigt und besteht aus 2 voneinander getrennten Sektionen. Die Rettungsweste ist bestimmt zur Aufrechterhaltung der Schwimmlage eines Menschen nach der Evakuierung aus dem Flugzeug auf dem Wasser. Die Weste hat das Aussehen eines Brustlatzes, wird über den Hals durch eine Öffnung in der Weste angezogen und am Gürtel mittels Bändern befestigt.

2. Benutzungsregeln

Zur Überführung der Weste in die Arbeitsstellung ist es notwendig, den Startknopf des Gasballons zu ziehen und die Weste mit Kohlensäure zu füllen (Füllzeit 5 - 10 s). Im Falle des Ausfalls des Ballons ist die Weste mit dem Mund über ein Aufblasröhrchen aufzublasen (Füllzeit 25 - 30 s). Zur Signalisation auf dem Wasser bei schlechter Sicht ist an der Rettungsweste ein Signalstab befestigt. Zur Abgabe eines Signals in der Dunkelheit ist an der Weste ein Signallämpchen und eine Batterie befestigt.

3. Unterbringung

Die Westen für die Passagiere sind in Hüllen unter den Passagiersitzen untergebracht. Die Westen für die Besatzungsmitglieder sind hinter den Rückenlehnen der Pilotensitze untergebracht.

3.3.6. Sanitätskästen

1. Das Inhaltsverzeichnis der Sanitätskästen befindet sich in der Besatzungskabine und in der Passagierkabine.

Inhalt eines Sanitätskastens der Besatzungskabine:

Schnellverband Nr. 2	1
Schnellverband Nr. 3	1
Gepreßter Mull	1
Dreieckstuch	1
PVC-Tuch	1
Arterienabbinder zur Stilllegung von Blutungen	1
Verbandspflaster	2
Mundschutz für Beatmung	1
Isolations-(Trenn-)Verband	1
Jod-Tinktur	1

2. Inhalt Sanitätskasten in der Passagierkabine

Verbandsmaterial	
Watte (25 g)	1
Schnellverband Nr. 2	1
Schnellverband Nr. 3	1
Verbandspflaster	1
Gepreßter Mull	2
Arterienabbinder zur Stilllegung von Blutungen	1
Medikamente	
Tinktur Ajatin (50 ml)	1
Neuralgin (10 Stck.)	1
Acylpyrin (10 Stck.)	1
Nasentropfen (1 %) (Sanorin)	
Kinedryl oder Tesdryl	1

Not- und Rettungsausrüstung - Sanitätsvariante

Unterbringung der Not- und Rettungsausrüstung und Evakuierungswege

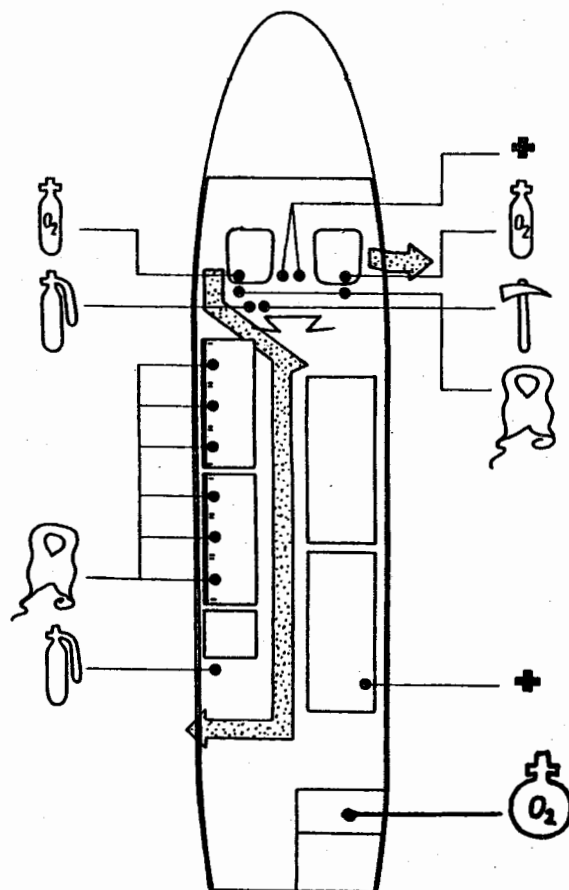


Abb. 3.3.1/1

Not- und Rettungsausrüstung - Frachtvariante

Unterbringung der Not- und Rettungsausrüstung und Evakuierungswege

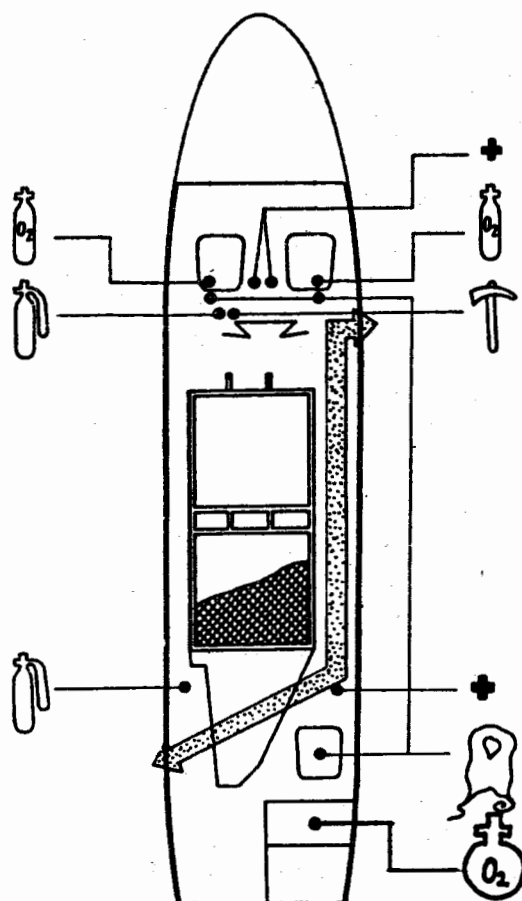


Abb. 3.3.1/2

Not- und Rettungsausrüstung - Luftbildvariante

Unterbringung der Not- und Rettungsausrüstung und Evakuierungswege

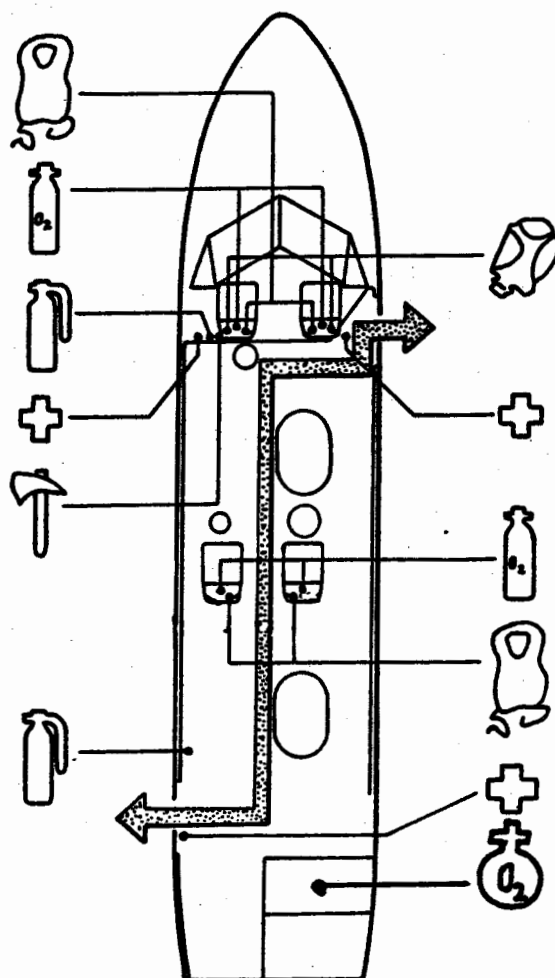


Abb. 3.3.1/3

Not- und Rettungs-ausrüstung - Luftbildvariante (LFZ mit Zusatzbehälter)
 Unterbringung der Not- und Rettungs-ausrüstung und Evakuierungsweg

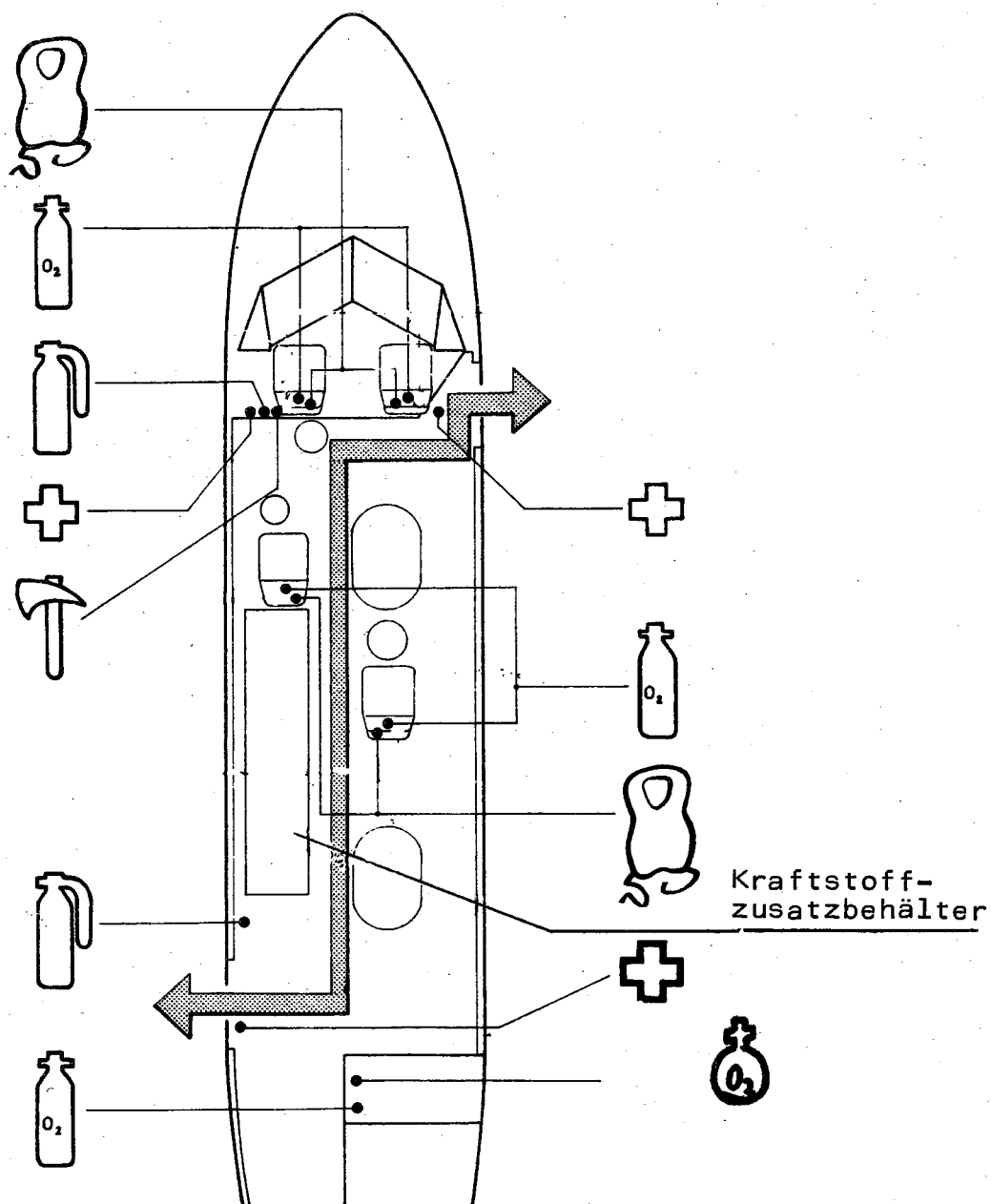


Abb. 3.3.1/3a

Not- und Rettungs-ausrüstung - Passagiervariante

Unterbringung der Not- und Rettungs-ausrüstung und Evakuierungswege

3.3.1/4

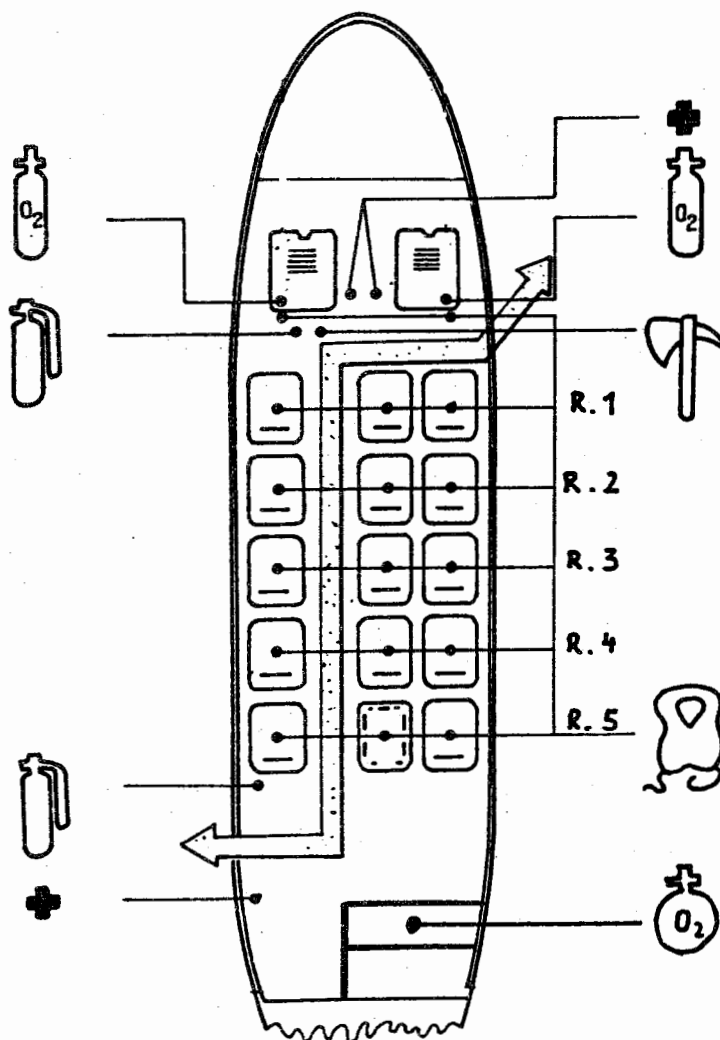


Abb. 3.3.1/4

Not- und Rettungsausrüstung - Geschäftsvariante

Unterbringung der Not- und Rettungsausrüstung und Evakuierungswege

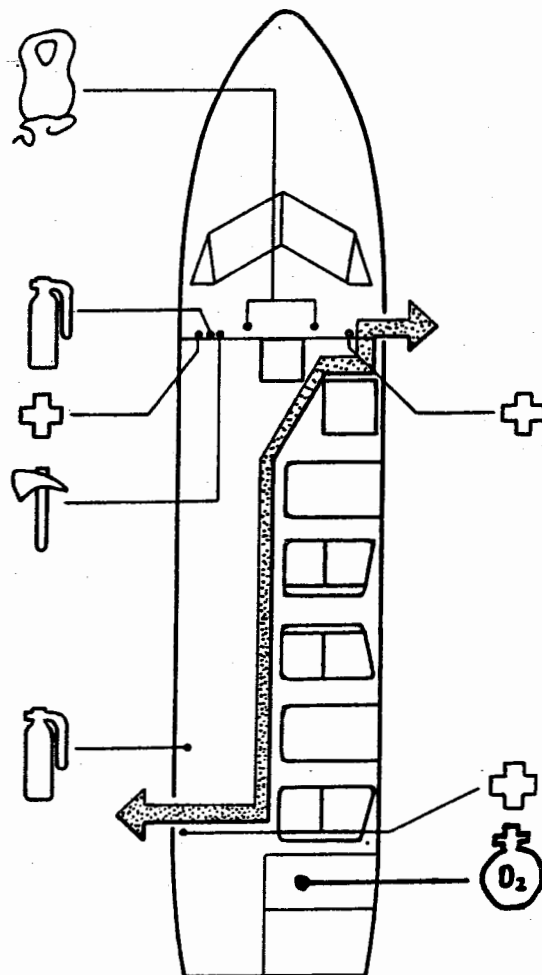


Abb. 3.3.1/5

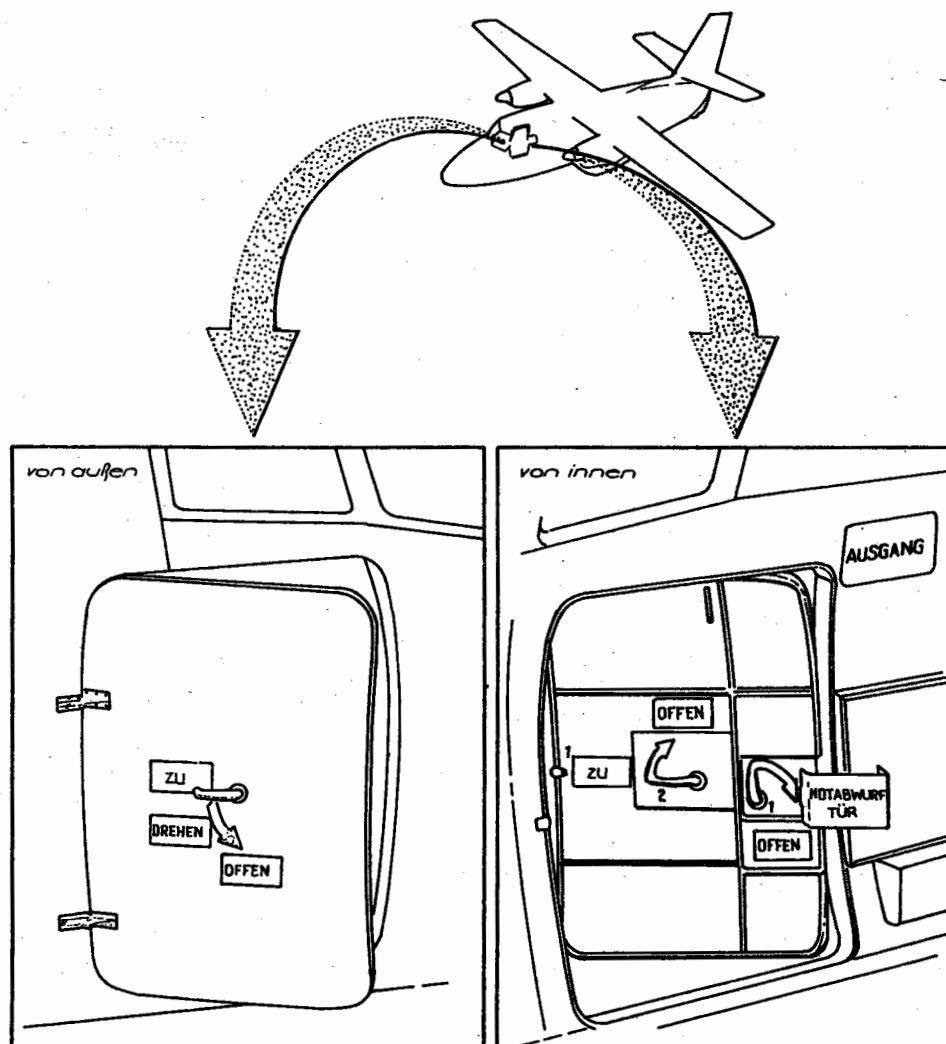


Abb. 3.3.1/6 Schema des Öffnens des Notausstieges

3.1.6 Öffne- und Schließen der Türen

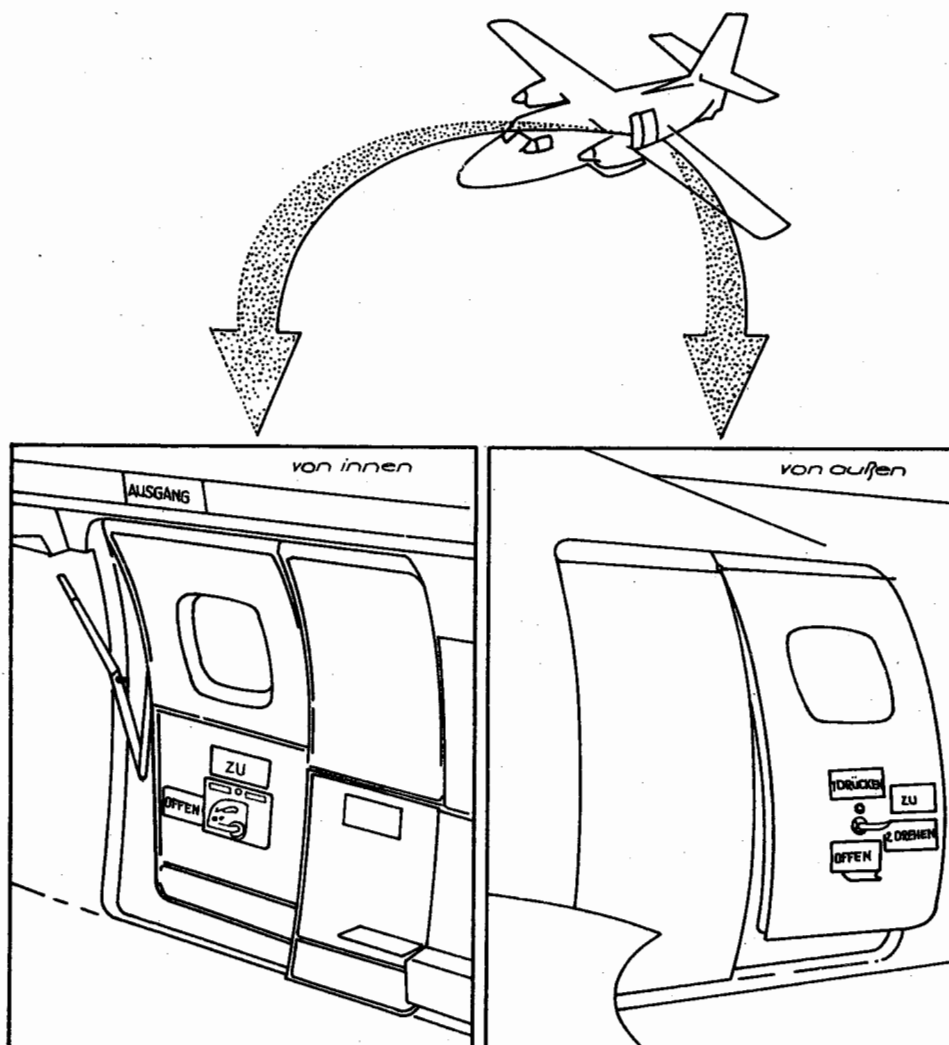


Abb. 3.3.1/7 Öffnungsschema der Einstiegstür

3.4. Weitere besondere Fälle

Allgemeine Aufgaben

- In allen Fällen handelt der 2. Pilot auf Anweisung des Kommandanten.
- Bei Triebwerksausfall in einer beliebigen Etappe des Fluges ist es notwendig, schnell den asymmetrischen Schub durch das Seitenruder zu korrigieren, um die Flugrichtung beizubehalten.
Erst beim Erreichen oder Unterschreiten einer IAS = 180 km/h, wenn das Seitenruder bis zum Anschlag ausgeschlagen ist und die Landeklappen auf 15° ausgefahren sind, wird mit Schräglage zur Seite des arbeitenden Triebwerkes die Richtung gehalten. Die Schräglage darf 5° nicht überschreiten.
Das Einnehmen anderer Schiebezustände ist verboten.
Beim Kurvenflug ist darauf zu achten, daß sich die Kugel des Wendezeigers im Zentrum befindet. Die Kugel wird ausschließlich durch das Seitenruder in dieser Stellung gehalten.
Bei Geschwindigkeiten unter IAS = 190 km/h sind Schräglagen über 15° verboten.

3.4.1. Ausfall des TW beim Start, Landeanflug, beim Durchstarten oder bei der Landung

3.4.1.1. Ausfall eines Triebwerkes beim Start

1. Das Flugzeug ist so beschaffen, daß bei Ausfall eines Triebwerkes beim Start ein gefahrloser Abbruch oder eine sichere Fortsetzung des Starts in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit, bei der der Ausfall festgestellt wird, gewährleistet sind.
Das sind:
 - a) die automatische Segelstellung der Luftschaube des ausgefallenen Triebwerkes
 - b) der Kompensationsinterzeptor
 - c) die Radbremsen
 - d) die Landeinterzeptoren.
2. Bei Ausfall eines Triebwerkes in einer beliebigen Etappe des Starts (bis zu einer Geschwindigkeit von IAS = 205 km/h stellt sich die Luftschaube des ausgefallenen Triebwerkes automatisch in Segelstellung, und der Kompensationsinterzeptor wird auf der Seite des arbeitenden Triebwerkes automatisch ausgefahren.
Der zweite Flugzeugführer hat sofort nach Feststellung des Triebwerksausfalles das System der automatischen Segelstellung durch Verstellen des Luftschaubenhebels auf "Segelstellung" und des Drosselhebels des ausgefallenen Triebwerkes auf "Leerlauf" zu doublieren.
3. In Abhängigkeit von der Geschwindigkeit, bei der der Triebwerksausfall festgestellt wird, hat der Kommandant:
 - bei Ausfall des Triebwerkes mit einer Geschwindigkeit kleiner oder gleich v_1 (Entscheidungsgeschwindigkeit) den Start abzubrechen;
 - bei Ausfall des Triebwerkes mit einer Geschwindigkeit größer als v_1 den Start fortzusetzen.
4. Handlungen bei Startabbruch
 - a) Die Drosselhebel beider Triebwerke werden auf Leerlauf gestellt, bei Bedarf ist Schubumkehr des arbeitenden Triebwerkes anzuwenden.
Die Rollrichtung wird bei Anwendung der Schubumkehr mit Hilfe der Fußsteuerung des Bugrades durch Bremsen und Drücken der Steuersäule gehalten.
Achtung! Wenn der Start mit Wassereinspritzung erfolgt, hat der zweite Flugzeugführer sofort den Knopf "Aus" unter der Klappe "WASSEREINSPRITZUNG" am vorderen Bedienpult zu drücken.
 - Achtung!** a) Bei Startabbruch unter Bedingungen verringerter Reibungsbeiwerte auf unbefestigter und Beton-SLB bzw. gewalzter Schneestrecke kann auf der Bremsstrecke Schubumkehr des arbeitenden Triebwerkes angewandt werden. Dabei kann entsprechend der Seitenabweichung das Pedal vollständig ausgetreten sowie ein intensives, differenziertes Bremsen angewendet werden.
 - b) Die Landeinterzeptoren werden ausgefahren.
Anmerkung: Die Anwendung der Landeinterzeptoren erhöht die Effektivität der Bremsung und verkürzt die Ausrollstrecke.
 - c) Es ist intensiv zu bremsen.
 - d) Der Stopphahn des ausgefallenen Triebwerkes ist zu schließen.

5. Handlungen bei Startfortsetzungen

- a) Das Anrollen ist mit Startleistung des arbeitenden Triebwerkes bis IAS=145 km/h fortzusetzen
für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg. bis IAS=150 km/h
- b) Bei Erreichen von IAS=145 km/h bzw. IAS=150 km/h bei Flugzeugen mit max. Startmasse 6000 kg ist das Flugzeug abzuheben. Sofort nach dem Abheben ist annähernd 5° Schräglage zur Seite des arbeitenden Triebwerkes zu geben. Dabei darf die Längsneigung von 5° nicht überschritten werden.
Der Drosselhebel des arbeitenden Triebwerkes kann, wenn erforderlich, auf Sonderleistung verstellt werden.

Achtung! Maximal zulässige Zeit der Arbeit des Triebwerkes bei Sonderleistung beträgt 2 Minuten.

- c) In 3 bis 5 m Höhe ist das Fahrwerk abzubremesen und einzufahren.
- d) Steigflug mit IAS = 145 km/h durchführen
mit IAS = 150 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg.
- e) In 120 m Höhe ist auf IAS = 170 km/h zu beschleunigen, und die Landeklappen sind einzufahren.
- f) Es ist auf IAS = 190 km/h (bzw. 195 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg) zu beschleunigen und der weitere Steigflug durchzuführen.
- g) Nach Einstellen des Steigfluges führt der 2. FF auf das Kommando des Kommandanten die Handlungen nach der Kontrollkarte "Triebwerksausfall" durch (siehe 3.1.1.).
- h) Zwei Minuten nach Einnehmen der Sonderleistung ist die Triebwerksleistung auf Startleistung zu verringern.
- i) Nach Beendigung des Starts sind die Kompensationsinterzeptoren auszuschalten. Der Horizontalflug erfolgt mit min. IAS = 190 km/h bzw. min. IAS = 195 km/h bei Flugzeugen mit max. Startmasse 6000 kg. Die Landung erfolgt auf dem Startausweichflugplatz.

3.4.1.2. Landung mit einem ausgefallenen Triebwerk (Luftschaube in Segelstellung)

1. Nach der vierten Kurve ist das Fahrwerk auszufahren und min. IAS = 190 km/h bzw. min. IAS = 195 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg zu halten.
2. Vor dem Übergang in den Gleitweg sind die Landeklappen auf 15° auszufahren und IAS = 180 km/h zu halten.

3. In 60 m Höhe sind bei Entschluß zur Landung die Landeklappen auf 35° zu fahren und IAS=160 km/h zu halten.

4. In einer Höhe von maximal 5 m sind die Drosselhebel auf Leerlauf zurückzunehmen.

Achtung! Beim Sinkflug mit einem ausgefallenen Triebwerk sind ein Sinken unter den Gleitweg und ein Geschwindigkeitsverlust nicht zuzulassen. Erforderlichenfalls ist rechtzeitig durch geringfügiges Verstellen des Drosselhebels die Triebwerksleistung zu erhöhen, da ein erhebliches Vergrößern der Triebwerksleistung bei verringerten Geschwindigkeiten den Trimmzustand des Flugzeuges stört und größere Ruderausschläge erforderlich macht.

3.4.1.3. Durchstarten mit einem arbeitenden Triebwerk (Luftschaube in Segelstellung)

Das Durchstarten mit einem arbeitenden Triebwerk mit der Luftschaube des ausfallenden Triebwerkes in Segelstellung und mit auf 15° ausgefahrenen Landeklappen kann sicher aus Höhen über 60 m durchgeführt werden. Dabei ist folgende Reihenfolge der Tätigkeiten einzuhalten.

1. Sinkflug im Gleitweg
 - a) Drosselhebel des arbeitenden TW auf Startleistung verstellen
 - b) Fahrwerk einfahren
2. Das Flugzeug in den Steigflug überführen und IAS=170-180 km/h halten (bei Bedarf Sonderleistung des arbeitenden TW).
3. In einer Höhe von 120 m AAL sind die Landeklappen bei einer Geschwindigkeit nicht unter IAS=170 km/h einzufahren.
4. Der Horizontalflug erfolgt mit einer Geschwindigkeit nicht unter IAS=190 km/h (bzw. IAS=195 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg) mit eingefahrenen Landeklappen.

3.4.1.4. Ausfall des Triebwerkes beim Landeanflug

1. Bei Ausfall eines Triebwerkes in einer Höhe über 60 m hat der zweite Flugzeugführer entsprechend den besonders gekennzeichneten Punkten der Kontrollkarte "Triebwerksausfall", siehe Punkt 3.1.1., zu handeln. Der weitere Landeanflug ist mit einer IAS nicht unter 160 km/h durchzuführen, ohne ein Sinken unter den Gleitpfad zuzulassen. Vor der Erhöhung der Triebwerksleistung ist eine Schräglage von 3 bis 5° nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes einzunehmen. Nach dem Überflug der SLB-Schwelle ist das arbeitende Triebwerk auf Leerlauf zu drosseln.
2. Bei Ausfall eines Triebwerkes in einer Höhe unter 60 m ist die Luftschaube des ausgefallenen Triebwerkes nicht in Segelstellung zu fahren. Die Landung hat mit autorotierender Luftschaube zu erfolgen.
 - a) Nach Feststellen des Ausfalls wird der Landeanflug mit min. IAS = 160 km/h fortgesetzt.
 - b) Die Zurücknahme des Triebwerkes auf Leerlauf erfolgt vor dem Aufsetzen.

3. Nach der Landung wird die Steuersäule voll in gedrückte Stellung gebracht und die Schubumkehr des arbeitenden Triebwerkes bei trockener SLB vollständig und bei vermindertem Reibungsbeiwert den Seitenabweichungen angemessen mit voller Betätigung des der Schubumkehr entgegengesetzt wirkenden Pedalausschlages genutzt.

Achtung! Eine Verminderung der Geschwindigkeit unter die festgelegten Werte ist zu vermeiden, da ihre Wiederherstellung durch den geringen Leistungsüberschuß beim Flug mit einem arbeitenden Triebwerk wesentlich länger dauert und sehr schwierig ist.

- Anmerkung:**
1. Die erforderliche Leistungsstufe im Landeanflug mit Segelstellung beträgt für das arbeitende Triebwerk $M_G = 40$ bis 60 %.
 2. Die erforderliche Leistungsstufe im Landeanflug mit Autorotation der Luftschraube beträgt für das arbeitende Triebwerk $M_D = 50$ bis 70 %.

3.4.1.5. Ausfall eines TW beim Durchstarten

Das sichere Durchstarten mit TW-Ausfall während des Durchstartens ist bei einer Höhe ≥ 30 m gewährleistet. Dabei ist folgende Handlungsreihenfolge einzuhalten:

1. Bei Ausfall des Triebwerkes vor Erreichen der Startleistung
 - a) Sofort bei Auftreten von Anzeichen eines Triebwerksausfalls hat der 2. FF entsprechend den besonders gekennzeichneten Punkten der Kontrollkarte "Triebwerksausfall", siehe Pkt. 3.1.1. zu handeln. Der Drosselhebel des arbeitenden Triebwerkes ist auf Startleistung zu stellen.
 - b) Es ist eine Schräglage von ungefähr 5° nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes einzunehmen und das Abkurven des Flugzeuges zu verhindern.
 - c) Eine Verringerung der Geschwindigkeit unter $IAS = 150$ km/h ist nicht zuzulassen. Die Landeklappen sind auf 15° zu verstellen, und das Fahrwerk ist einzufahren.
 - d) Das Flugzeug in den Steigflug überführen und dabei eine $IAS=170-180$ km/h halten. Bei Bedarf ist die Sonderleistung des arbeitenden Triebwerkes zu nutzen.
 - e) In einer Höhe von 120 m AAL sind bei einer Geschwindigkeit nicht unter $IAS=170$ km/h die Landeklappen einzufahren.
 - f) Der Horizontalflug erfolgt mit einer Geschwindigkeit nicht unter $IAS=190$ km/h (bzw. $IAS=195$ km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg) mit eingefahrenen Landeklappen.

Anmerkung: Nach der Einnahme des Steigflugregimes hat der 2. FF die restlichen Punkte der Havariekontrollkarte "Triebwerksausfall" (Pkt. 3.1.1.) abzuarbeiten.

2. Bei Ausfall des Triebwerkes nach Erreichen der Startleistung
 - a) Sofort bei Auftreten von Anzeichen eines Triebwerksausfalls hat der zweite Flugzeugführer, entsprechend den besonders gekennzeichneten Punkten der Kontrollkarte "Triebwerksausfall", laut dem Punkt 3.1.1. zu handeln. Der Drosselhebel des arbeitenden Triebwerkes ist auf Startleistung stehenzulassen.
 - b) Es ist eine Schräglage von etwa 5° nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes einzunehmen und das Abkurven des Flugzeuges zu verhindern.
 - c) Es ist kein Absinken der Geschwindigkeit unter $IAS=170$ km/h zuzulassen und das Flugzeug in den Horizontalflug zu überführen.
 - d) Landeklappen auf 15° einfahren, Fahrwerk einfahren.
 - e) Das Flugzeug in den Steigflug überführen und dabei $IAS=170-180$ km/h halten. Bei Bedarf ist die Sonderleistung des arbeitenden Triebwerkes zu nutzen.
 - f) In einer Höhe von 120 m AAL sind bei einer Geschwindigkeit nicht unter $IAS=170$ km/h die Landeklappen einzufahren.

Anmerkung: Nach dem Einnehmen des Steigflugregimes hat der 2. FF die restlichen Punkte der Kontrollkarte "Triebwerksausfall" (Pkt. 3.1.1.) abzuarbeiten.

3.4.2. Ausfall eines Triebwerkes und des Systems der automatischen Segelstellung beim Start oder Durchstarten

1. Startabbruch und fortgesetzter Start bei Ausfall eines Triebwerkes mit gleichzeitigem Ausfall des Segelstellungsautomaten unterscheiden sich vom normalen Startabbruch und normal fortgesetzten Start, siehe Punkt 3.4.1., durch den längeren Prozeß bis zum Erreichen der Segelstellung der Luftschraube. Der Übergang zur Segelstellung beginnt nicht mit dem Triebwerksausfall, sondern erst mit der Verstellung des Luftschraubenhebels auf Segelstellung. Der Flug ist entsprechend dem Punkt 3.4.1.1. und 3.4.1.2. fortzusetzen.
2. Ausfall des Triebwerkes und des Segelstellungsautomaten beim Durchstarten
unterscheidet sich vom Punkt 3.4.1.3. durch den längeren Prozeß bis zum Erreichen der Segelstellung. Der Übergang zur Segelstellung beginnt nicht mit dem Triebwerksausfall, sondern erst mit der Verstellung des Luftschraubenhebels auf Segelstellung. Das Flugzeug ist entsprechend Punkt 3.4.1.5. "Ausfall des TW beim Durchstarten" zu steuern.

3.4.3. Ausfall des Triebwerkes und vollständiger Ausfall des Segelstellungssystems im Fluge

Bei Auftreten von Anzeichen eines Triebwerkausfalls im Fluge hat der 2. FF nach der Kontrollkarte "Triebwerkausfall" (LH Pkt. 3.1.1.) zu handeln. Im Falle, daß nach Verstellen des Schritthebels die Luftschraube nicht in Segelstellung fährt, ist es notwendig, der Flugsicherungsstelle den Ausfall zu melden und eine Landung auf dem nächstgelegenen Flugplatz vorzubereiten.

Einfluß der Autorotation der Luftschraube

Weil das Propellerturbinentriebwerk M 601 eine Losturbine und eine einstellbare Luftschraubendrehzahl besitzt, erzeugt es folglich bei nicht in Segelstellung stehenden Luftschraubenblättern ($\varnothing_{\min} = 15^\circ$) einen geringeren Bremseffekt als eine PTL mit konstanter Luftschraubendrehzahl.

Steuertechnik

In allen Fällen des Triebwerkausfalls ist es notwendig, den unsymmetrischen Kräften mit Ausschlag des Seitenruders zu begegnen, um die Flugrichtung zu halten.

Bei Vollausschlag des Seitenruders, zum Beispiel mit einer Geschwindigkeit $IAS \leq 190$ km/h, ist es notwendig, Schräglage zur Seite des arbeitenden Triebwerkes zu schaffen, um den restlichen unsymmetrischen Kräften zu begegnen. Zum Halten der Richtung überschreitet die Schräglage nicht 5° .

Die Anwendung anderer Methoden mit Schieben beim Flug mit autorotierender Luftschraube sind verboten.

Bei Ausfall eines Triebwerkes und Nichtverstellen der Luftschraube in Segelstellung kann man das Flugzeug auf eine Geschwindigkeit von $IAS = 190$ km/h austrimmen.

Bei Ausführung von Kurven mit einem ausgefallenen Triebwerk ist darauf zu achten, daß die Kugel des Wendezeigers in Neutrallage gehalten wird. Die Kugel kann nur durch das Seitenruder in dieser Stellung gehalten werden.

Bei Geschwindigkeiten < 190 km/h sind Schräglagen über 15° nicht zulässig.

1. Triebwerksregime

- Der Flug mit einem Triebwerk kann durchgeführt werden von Startleistung bis maximaler Dauerleistung oder ein noch geringeres Regime (so wie nötig).
- Der Bereich Startleistung bis maximaler Dauerleistung ist durch folgende Beschränkungen gekennzeichnet:

M 601 B	M 601 D
$n_{TV} = 99$ bis $101,5 \%$	$n_{TV} = 98,2$ bis $100,7 \%$
$M_D = \text{max. } 100 \%$	$M_D = \text{max. } 105 \%$
$TMT = 690$ bis 735°C	$TMT = 690$ bis 730°C
$n_{LS} = 1800$ bis 2080 min^{-1}	$n_{LS} = 1800$ bis 2080 min^{-1}

- Beim Flug mit Startleistung ist zu beachten, daß die Beschränkung der Laufzeit bei Startleistung im Fluge mit einem Triebwerk 1 Stunde beträgt. Die tatsächliche Laufzeit bei Startleistung im Fluge mit einem Triebwerk ist im Triebwerksbuch zu vermerken.

Achtung! Die Anwendung der Kabinenheizung beim Flug mit Startleistung und einem ausgefallenen Triebwerk ist nur unter der Bedingung der Einhaltung der Maximalwerte für TMT zugelassen.

Deswegen ist es vor Öffnung der Heizung notwendig, die Temperatur zwischen den Turbinen (TMT) um 20 bis 30° zu senken und danach unter Beachtung des Maximalwertes TMT: $\rightarrow 1012$ 735°C ; $1013 \rightarrow 730^\circ\text{C}$ bei Startleistung langsamer zu öffnen.

Wenn bei geöffneter Heizung der Maximalwert für TMT nicht erreicht wird, dann kann es für die Erhöhung der Triebwerksleistung genutzt werden.

2. Sinkflug, Landeanflug und Landung

- Der Sinkflug aus der Reiseflughöhe wird unter Beachtung der Beschränkungen wie beim normalen Flug durchgeführt.
- Bei Landung mit autorotierender Luftschraube wird der Landeanflug mit $IAS = 180$ km/h und Landeklappenstellung 15° durchgeführt.
Kein Sinken unter den Gleitpfad und Senken der Geschwindigkeit $IAS = 180$ km/h zulassen!
Die Landebahnschwelle wird mit $IAS = 160$ km/h überflogen, und vor dem Aufsetzen wird Leerlauf eingenommen.
Nach der Landung wird die Steuersäule voll in gedrückte Stellung gebracht und die Schubumkehr des arbeitenden Triebwerkes bei trockener SLB vollständig und bei vermindertem Reibungsbeiwert den Seitenabweichungen angemessen mit voller Betätigung des der Schubumkehr entgegengesetzt wirkenden Pedalausschlages zu nutzen.

Anmerkung: 1. Beim Anflug mit autorotierender Luftschraube ist ein Durchstarten nicht möglich.

2. Beim Flug auf dem Gleitweg mit einem ausgefallenen Triebwerk und autorotierender Luftschraube ist eine Verringerung der Anfluggeschwindigkeit und ein Sinken unter den Gleitweg zu vermeiden, da auf Grund des geringen Leistungsüberschusses die Wiederherstellung der Geschwindigkeit lange dauert. Bei Notwendigkeit ist das Triebwerksregime rechtzeitig durch leichte Bewegung des Drosselhebels zu verändern, da eine starke Veränderung des Regimes bei der niedriger als normal liegenden Geschwindigkeit das Flugzeuggleichgewicht wesentlich beeinflußt.
3. Trennung der Steuerung der Luftschrauben

Es tritt der Fehler auf, daß es nicht möglich ist, die festgesetzte Luftschraubendrehzahl zu verändern.

Bei Erkennen dieses Defektes wird folgende Reihenfolge der Handlungen angewendet:

- Meldung des Defektes an die Flugsicherung
- Einholen der Landeerlaubnis für den nächstgelegenen Flugplatz
- Die weitere Reihenfolge der Handlungen geschieht in Abhängigkeit von der eingestellten Luftschraubendrehzahl des Triebwerkes, bei dem der Defekt aufgetreten ist.

- a) Wenn 2080 min^{-1} eingestellt sind

Für den Abschluß des Fluges werden normale Handlungsabläufe angewendet. Die Anwendung von $n_{LS} = 2080 \text{ min}^{-1}$ im Horizontalflug ist zulässig bei Nichtüberschreitung der übrigen Triebwerksparameter (TMT , M_D , n_{TV}) entsprechend den Flugregimen.

- b) Wenn weniger als 2080 min^{-1} eingestellt sind

Bei dem Triebwerk, bei dem der Defekt aufgetreten ist, kann man bei niedrigen Außenlufttemperaturen nicht die maximale Flugleistung erreichen, weil dabei eine Überschreitung des maximal zulässigen Drehmomentes (100 % bei M 601 B bzw. 105 % bei M 601 D) auftritt. Bei Einstellung der Drehzahl im Bereich 1800 bis 1900 min^{-1} und einem Drehmoment von 100 % bei M 601 B bzw. 105 % bei M 601 D wird die Leistung des Triebwerkes im äußersten Fall 15 % niedriger liegen, was für die ungefährliche Beendigung des Fluges ausreichend ist.

Beim einsatzfähigen Triebwerk kann man solche Luftschraubendrehzahl anwenden, wie bei dem Triebwerk, bei dem die Trennung der Luftschraubensteuerung vorliegt (in dem Fall, daß die Leistung für die betreffende Flugetappe groß genug ist) oder man verwendet eine Drehzahl entsprechend den im Handbuch beschriebenen Regimen. In Anbetracht der Verringerung der verfügbaren Leistung bei dem Triebwerk der Luftschraubensteuerung soll man ein mögliches Durchstarten mit erhöhter Aufmerksamkeit durchführen.

Achtung! Beim $n_{LS} < 2080 \text{ min}^{-1}$ kann man den verstellbaren Anschlag für die Startleistung nicht verwenden.
Die Kontrolle bei Verstellung des Drosselhebels erfolgt nach dem Anzeigegerät für M_D .

3.4.4. Nichtausfahren des Kompensationsinterzeptors nach Triebwerksausfall

1. Nichtausfahren des Kompensationsinterzeptors nach dem Start

Der fortgesetzte Start mit nicht ausgefahrenem Kompensationsinterzeptor unterscheidet sich vom normalen fortgesetzten Start, siehe Punkt 3.4.1., durch einen geringfügig größeren Kraftaufwand in der Querruderbetätigung, annähernd 5 bis 7 kp, sowie durch einen geringfügig größeren Querruderausschlag nach dem Abheben.
Die Reihenfolge der Handlungen entspricht Punkt 3.4.1.

2. Nichtausfahren des Kompensationsinterzeptors nach Triebwerksausfall beim Durchstarten

Die Reihenfolge der Handlungen entspricht Punkt 3.4.1. "Ausfall des TW beim Durchstarten". Es ist ein größerer Kraftaufwand und Ruderausschlag bei der Querruderbetätigung erforderlich.

3.4.5. Fehlende Signalisation des ausgefahrenen Kompensationsinterzeptors bei Triebwerksausfall

Sie hat keinen Einfluß auf die Steuertechnik. Beim Ansteigen der Geschwindigkeit auf $IAS \sim 200 \text{ km/h}$ hat der zweite Flugzeugführer das System des Kompensationsinterzeptors auf dem Zentralpult abzuschalten.

Anmerkung: Mit Erreichen der Geschwindigkeit $IAS = 205 \text{ km/h}$ muß sich das System automatisch abschalten.

3.4.6. Selbständiges Einfahren des Kompensationsinterzeptors beim Start mit einem ausgefallenen Triebwerk

Dem entstehenden Querneigungsmoment ist durch vergrößerten Ruderausschlag bei der Querruderbetätigung nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes entgegenzuwirken. Beim Ansteigen der Geschwindigkeit auf $IAS \sim 200 \text{ km/h}$ hat der zweite Flugzeugführer das System des Kompensationsinterzeptors am Zentralpult abzuschalten.

3.4.7. Ausfall der Bereitschaftssignalisation des Kompensationsinterzeptors beim Anrollen bis zum Erreichen der v_1

Fehlt die Bereitschaftssignalisation bis zum Erreichen der v_1 , hat der Kommandant den Start abubrechen.

3.4.8. Ausfall des Seitentrimmers in Neutralstellung und nachfolgender Triebwerksausfall

Der geradlinige Flug mit einem ausgefallenen Triebwerk ist durch erhöhten Kraftaufwand an den Pedalen zu gewährleisten. Der Kraftaufwand kann durch geringfügige Vergrößerung der Schräglage (2 bis 30°) nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes verringert werden.

3.4.9. Ausfall des Quertrimmers in Neutralstellung mit nachfolgendem Triebwerksausfall

Die auftretenden Kräfte in der Quersteuerung sind leicht überwindbar, und der Flug kann ohne Schwierigkeiten durchgeführt werden.

3.4.10. Selbständiges Fahren des Seitenrudertrimmers

Das selbständige Fahren des Seitenrudertrimmers ist praktisch kaum denkbar, weil die Elektroversorgung des Antriebsmotors des Seitenrudertrimmers in 3 voneinander unabhängigen Kanälen erfolgt, und der gleichzeitige 3fache Ausfall ist praktisch unwahrscheinlich. Sollte dennoch dieser Ausfall auftreten, ist es notwendig, nach folgenden Empfehlungen zu handeln:

1. Nach Möglichkeit die Fluggeschwindigkeit schnell verringern.
2. Zur Aufrechterhaltung des Kurses sind ruckartige Eingriffe in die Seitensteuerung und übermäßig große Kräfte auf die Pedalen zu vermeiden, auch wenn anfangs im Falle der Steuerungsfähigkeit eine Abweichung des Flugzeuges vom Kurs erfolgt.
3. Zur Fortsetzung des Fluges ist eine geringere Geschwindigkeit zu wählen (ca. 240 km/h) nach Geräteanzeige, und um die Kräfte von den Steuerorganen zu nehmen, sind Schräglagen bis 50° einzunehmen.
4. Es ist zu versuchen, den Trimmer in Neutrallage zurückzuführen. Danach, unabhängig, ob dieser Versuch erfolgreich war oder nicht, ist der Sicherungsautomat Trimmer am oberen Paneel abzuschalten.

3.4.11. Selbständiges Verstellen des Quertrimmers

1. Selbständiges Verstellen des Quertrimmers beim Start

- a) Das selbständige Verstellen des Quertrimmers wird durch das Verlöschen der Lampe "Neutralstellung" signalisiert. Nach dem Abheben entsteht Schräglage, zu deren Beseitigung ein entsprechender Kraftaufwand an der Querrudersteuerung erforderlich ist.
- b) Der Start ist entsprechend den Festlegungen im Abschnitt 4.2.5.2. durchzuführen.
- c) Es ist zu versuchen, den Quertrimmer in die Neutralstellung zu fahren.
Anmerkung: Wenn es gelang, den Quertrimmer wieder in die Neutralstellung zu bringen, ist sofort der Sicherungsschalter an der Deckenschalttafel abzuschalten.
- d) Bei Ausfall der Betätigung des Quertrimmers nach seinem selbständigen Verstellen beträgt der Kraftaufwand an der Querrudersteuerung je nach der Geschwindigkeit 5 bis 20 kp.
 Der Kraftaufwand an der Querrudersteuerung überschreitet bei Fluggeschwindigkeiten bis IAS = 250 km/h 10 kp nicht.
- e) Bei verstelltem Quertrimmer ist das Fliegen von Kurven mit nicht sinngemäß betätigtem Trimmer geringfügig erschwert.
- f) Der weitere Flug ist entsprechend den Punkten 4.2.6. bis 4.2.10. durchzuführen.

2. Selbständiges Verstellen des Quertrimmers im Fluges

- a) Bei selbständigem Verstellen des Quertrimmers entsteht Schräglage, zu deren Beseitigung ein erhöhter Kraftaufwand an der Querrudersteuerung erforderlich ist.
 Bei Geschwindigkeiten bis IAS = 250 km/h und vollem Trimmerausschlag ist der Kraftaufwand für die Querrudersteuerung nicht größer als 10 kp. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten können die Kräfte bis 20 kp erreichen.
- b) Der Anstieg des Kraftaufwandes an der Steuersäule verläuft langsam und hängt von der Verstellgeschwindigkeit des Quertrimmers ab. Die Zeit für das Verstellen des Quertrimmers aus der neutralen Stellung bis zum vollen Anschlag beträgt annähernd 5 bis 7 Sekunden.
- c) Es ist zu versuchen, den Quertrimmer in die Neutralstellung zu bringen. Gelingt dies, ist sofort der Sicherungsschalter an der Deckenschalttafel abzuschalten.
- d) Bei Ausfall der Betätigung des Quertrimmers nach seinem selbständigen Verstellen können die Kräfte an der Steuersäule teilweise, etwa um die Hälfte, durch den sinngemäßen Ausschlag des Seitentrimmers kompensiert werden.
 Dabei erfolgt der Flug mit Schieben.
- e) Der weitere Flug ist entsprechend den Punkten 4.2.7. bis 4.2.10. durchzuführen.

3.4.12. Selbständiges Ausfahren der Landeklappen

1. Selbständiges Ausfahren der Landeklappen auf 35° beim Start

- a) Das selbständige Ausfahren der Landeklappen auf 35° beim Anrollen verursacht ein aufrichtendes Moment am Flugzeug. Darum ist beim Abheben die Steuersäule geringfügiger zu ziehen.
 - b) Das Abheben erfolgt mit IAS = 145 km/h (bzw. 150 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg).
Der Tendenz des Bugradhebens bei einer Geschwindigkeit unter 140–145 km/h (bzw. 145–150 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg) ist durch leichtes Drücken der Steuersäule entgegenzuwirken.
 - c) Nach dem Abheben werden die Räder abgebremst und in einer Höhe von 3–5 m das Fahrwerk eingefahren.
 - d) Der Steigflug beginnt bei einer Geschwindigkeit von mindestens IAS=170 km/h bzw. 175 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg.
In einer Höhe von 120 m AAL werden die Landeklappen eingefahren, die Fluggeschwindigkeit wird auf IAS=220 km/h bzw. 225 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg erhöht.
 - e) Lassen sich die Landeklappen nicht einfahren, ist der Landeklappenhebel auf 35° zu stellen und eine Platzrunde aufzubauen. Die Geschwindigkeit IAS = 205 km/h darf dabei nicht überschritten werden.
- Die Landung ist entsprechend Punkt 4.10.1. durchzuführen.

Anmerkung: 1. Konnten die Landeklappen vollständig eingefahren werden, so ist es notwendig, sie beim Landeanflug auf 15° auszufahren.
Dabei darf die Geschwindigkeit IAS = 205 km/h nicht überschritten werden.
Es ist mit einem wiederholten selbständigen Ausfahren der Landeklappen auf 35° zu rechnen.

2. Das selbständige Ausfahren der Landeklappen kann durch Ausschalten des Sicherungsschalters beendet werden.

2. Selbständiges Ausfahren der Landeklappen auf 15°

- a) Beim selbständigen Ausfahren der Landeklappen auf 15° ertönt die akustische und blinkt die optische Signalisation "Fahrwerk ausfahren". Es kommt zu einem aufrichtenden Moment und zur Verringerung der Fluggeschwindigkeit. Es entsteht ein Lastvielfaches n_y .
- b) Um zu verhindern, daß das zulässige Lastvielfache $n_y = 2$ für die Landeklappenstellung 15° überschritten wird, ist die Steuersäule zu drücken, bis das Flugzeug wieder die Horizontalfluglage eingenommen hat. Die Leistungsstufe der Triebwerke ist so zu verringern, daß die Geschwindigkeit IAS = 240 bis 250 km/h beträgt. Der weitere Flug erfolgt mit den festgelegten Geschwindigkeiten.
- c) Der Landeklappenhebel ist auf 15° zu stellen.
- d) Die Landung erfolgt mit der Landeklappenstellung 15° entsprechend Punkt 4.2.10.

3.4.13. Selbständiges Einfahren der Landeklappen

1. Start mit selbständigem Einfahren der Landeklappen

- a) Das selbständige Einfahren der Landeklappen beim Anrollen wird durch das entstehende Neigungsmoment, das beim Abheben an der Steuersäule eine Zugkraft von ca. 15 bis 20 kp erfordert, durch einen geringeren Steigwinkel nach dem Abheben und anhand des Landeklappenstellungszeigers festgestellt.
Der für das Abheben erforderliche Steuersäulenweg vergrößert sich geringfügig.
- b) Der Steigflug nach dem Abheben und das Einfahren des Fahrwerkes entsprechend Punkt 4.2.5.2. 5. sind mit gleichzeitiger Beschleunigung auf IAS = 220 km/h (225 km/h für LFZ mit max. TOW 6000 kg) durchzuführen.
- c) Der Landeklappenhebel ist auf 0° zu stellen.
- d) Der weitere Flug ist entsprechend den Punkten 4.2.6. bis 4.2.10. durchzuführen.

2. Selbständiges Einfahren der Landeklappen beim Übergang in die 2. Runde

- a) Ein charakteristisches Anzeichen ist das auftretende Neigungsmoment, für dessen Ausgleich an der Steuersäule Zugkräfte von 20 bis 25 kp erforderlich sind.
- b) Das Flugzeug ist durch angemessenes Ziehen der Steuersäule im Steigflug zu halten.
- c) Nach der Einnahme einer H = 120 m ist der Landeklappenhebel auf "Eingefahren" zu stellen. Der weitere Steigflug und der Flug in der Platzrunde sind fortzusetzen.
- d) In der Platzrunde hat der Flugzeugführer zu versuchen, das Notausfahren der Landeklappen durchzuführen. Gelingt das Notausfahren nicht, ist die Landung mit eingefahrenen Landeklappen entsprechend Punkt 4.2.10.6. durchzuführen.

3. Selbständiges Einfahren der Landeklappen während des Landeanfluges

Charakteristische Merkmale für das selbständige Einfahren der Landeklappen sind das Entstehen eines Neigungsmomentes am Flugzeug und die Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit von 2,5 bis 3 m/s auf 4 bis 5 m/s. Um in diesem Falle den Gleitweg einzuhalten, sind an der Steuersäule Zugkräfte von 15 bis 20 kp erforderlich.

- Beim Auftreten von Anzeichen für das zufällige Einfahren der Landeklappen in einer Höhe über 60 m ist folgende Reihenfolge der Handlungen einzuhalten:
 - a) Durch Ziehen der Steuersäule muß ein starkes Anwachsen der Sinkgeschwindigkeit und damit ein erhebliches Sinken unter den Gleitweg verhindert werden.
 - b) Die Triebwerkleistung ist um 10 bis 15 % nach M_D zu erhöhen.
 - c) Mit dem Höhentrimmer sind die Kräfte an der Steuersäule zu kompensieren.
 - d) Die weitere Steuerung des Flugzeuges hat entsprechend Punkt 4.2.10.6. zu erfolgen.
 - e) LK-Hebel auf 0° stellen.

Anmerkung: Bei ausreichender Zeit ist das Notausfahren der Landeklappen durchzuführen.
- Bei Auftreten von Anzeichen des selbständigen Einfahrens der Landeklappen in Höhen von 60 - 30 m ist folgende Reihenfolge der Handlungen einzuhalten:
 - a) Durch Ziehen der Steuersäule ist keine Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit und damit ein erhebliches Sinken des Flugzeuges unter den Gleitweg zuzulassen.
 - b) Die Triebwerksleistung ist um 10 bis 15 % nach M_D zu erhöhen.
 - c) Der Landeanflug ist nach der üblichen Methode mit der Geschwindigkeit nicht unter $IAS = 160 \text{ km/h}$ zu beenden.
 - d) Das Abfangen ist energischer durchzuführen.
- Beim Auftreten der Anzeichen für ein selbständiges Einfahren der Landeklappen in Höhen unter 30 m ist folgende Reihenfolge der Handlungen einzuhalten:
 - a) Durch angemessenes Ziehen der Steuersäule ist eine starke Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit und damit ein Sinken unter den Gleitweg nicht zuzulassen.
 - b) Der Höhentrimmer ist nicht zu nutzen.
 - c) Das Abfangen ist energischer durchzuführen.
 - d) Die Triebwerksleistungsstufe Leerlauf ist unmittelbar vor dem Aufsetzen einzustellen.
 - e) Sofort nach dem Aufsetzen sind energisch alle Bremsmittel (Interzeptoren, Schubumkehr und Radbremsen) einzusetzen.

Achtung!

 1. Vor dem Aufsetzen sind keine Längsneigungswinkel über 10 bis 12° zuzulassen, da bei größeren Winkeln eine Bodenberührung mit dem Heckteil möglich ist.
 2. Bei selbständigem Einfahren der Landeklappen in einer Höhe über 30 m sind die Landeinterzeptoren ab 1 m bis 0,5 m Höhe anzuwenden.
 3. Beim selbständigen Einfahren der Landeklappen in einer Höhe unter 30 m sind die Interzeptoren nach dem Aufsetzen anzuwenden.
 4. Wenn es beim Abfangen nicht gelang, die Sinkgeschwindigkeit unter $1,5$ bis $1,7 \text{ m/s}$ zu verringern, sind die Landeinterzeptoren nach dem Aufsetzen anzuwenden.

Anmerkung: Die Aufsetzgeschwindigkeit beträgt $IAS = 160 \text{ km/h}$, wenn während des Landeanfluges die Landeklappen selbständig einfahren.

3.4.14. Nichteinfahren der Landeklappen nach dem Start

Der Flug ist mit Landeklappenstellung 15° durchzuführen.
Die Geschwindigkeitsbegrenzung $IAS = 250 \text{ km/h}$ ist nicht zu überschreiten.

3.4.15. Selbständiges Ausfahren des Kompensationsinterzeptors

1. Der dabei entstehenden Schräglage ist durch Ausschlagen der Querruder entgegenzuwirken.
2. Durch Abschalten des Schalters "AYK" (Kompensationsinterzeptor) am Zentralpult ist der Kompensationsinterzeptor einzufahren.
3. Wenn dieser Defekt beim Start auftritt, ist eine Platzrunde zu fliegen und danach zu landen.
4. Mit ausgefahrenem Kompensationsinterzeptor ist die Geschwindigkeit $IAS = 205 \text{ km/h}$ nicht zu überschreiten.

3.4.16. Falsche Anzeige der Triebwerksbrandsignalisation

Wenn trotz Signalisation eines Triebwerksbrandes das Triebwerk völlig normal weiterarbeitet, die Temperatur zwischen den Turbinen der Leistungsstufe entspricht, die Triebwerksdrehzahl und das Drehmoment gleichförmig bleiben, keine visuellen Anzeichen für die Entstehung eines Brandes (Rauch, Feuer aus dem Gasaustrittsrohr oder aus der Triebwerksgondel) vorhanden sind und auch in der Besatzungskabine kein Brandgeruch festzustellen ist, hat die Brandsignalisation falsch angesprochen.

In diesem Fall sind die genannten Triebwerksparameter sehr aufmerksam zu überwachen. Es ist auf Anzeichen für einen Brand zu achten. Der Flug ist in der kürzesten Zeit abzubrechen.

3.4.17. Ausfall des Hydraulikhauptsystems

Nichtausfahren der Landeklappen, der Landeinterzeptoren, Ausfall der Bugradsteuerung und der Scheibenwischer.

Die Landeklappen sind entsprechend Punkt 4.1.1.2.4. notauszufahren.

Bei der Landung auf einem Flugplatz mit kurzer SLB und Nichtausfahren der Landeinterzeptoren ist in Höhen unter 15 m eine Geschwindigkeit von IAS = 150 km/h zu halten.

Bei schlechter Sicht durch die Frontscheiben (Regen) sind die Klappfenster zu öffnen.

Die Richtung beim Ausrollen ist bei abgeschalteter Bugradlenkung mit den Bremsen zu halten und der Schalter der Bugradsteuerung steht in neutraler Stellung. Beim Rollen zum Abstellplatz sind zur Richtungsänderung die Bremsen oder der asymmetrische Schub der Triebwerke anzuwenden.

Es ist auf den Bremsdruck zu achten, bei Absinken des Druckes unter 30 kp/cm² ist das Rollen abubrechen und technische Hilfe anzufordern.

3.4.18. Ausfall des Hydraulikhaupt- und Notsystem

Nichtausfahren der Landeklappen durch das Haupt- und Notsystem, Nichtausfahren der Landeinterzeptoren, Ausfall der Bugradsteuerung, der Scheibenwischer und der Bremsen mit Hydraulikkumulator.

Der Landeanflug mit eingefahrenen Landeklappen ist mit einer IAS = 180 km/h durchzuführen. Wird die Landung auf einem Flugplatz mit kurzer SLB durchgeführt und die Landeinterzeptoren können nicht ausgefahren werden, ist die Sinkgeschwindigkeit zum Ende des Landeanfluges so zu verringern, daß sie im Moment des Aufsetzens weniger als 1 m/s beträgt.

Sofort nach dem Aufsetzen ist die Schubumkehr der Triebwerke vollständig zu nutzen. Nach Verringerung der Geschwindigkeit auf ca. 20 km/h, nicht später, ist der Drosselhebel sehr langsam in die Leerlaufstellung zurückzuführen. Die Ausrollrichtung ist anfangs mit dem Seitenruder zu halten. Bei unzureichendem Druck im Hydraulikkaku ist zum Halten der Richtung bei geringen Geschwindigkeiten in angemessener Weise die asymmetrische Schubumkehr der Triebwerke anzuwenden. Nach dem Stillstand des Flugzeuges sind die Triebwerke abzustellen und technische Hilfe anzufordern. Bei Regen oder Vereisung im Landeanflug sind die Klappfenster zu öffnen.

Bei Unmöglichkeit der Bremsung durch das Hydrauliksystem (Hydraulikkaku) bzw. Notsystem sind die Triebwerke nach der Nutzung der Schubumkehr unterhalb 20 km/h mittels Stopphahn abzustellen.

3.4.19. Ausfall der Scheibenwischer wegen Druckabfalls im Hydraulikhauptsystem

Bei Druckabfall im Hydraulikhauptsystem arbeiten die Scheibenwischer nicht:

a) Während des Landeanfluges im Regen sind bei Erreichen einer Höhe von 100 bis 120 m über dem Boden die Klappfenster zu öffnen. Die Lage des Flugzeuges und die Abfanghöhe sind durch das geöffnete Fenster von der Besatzung zu bestimmen.

b) Bei Vereisung ist rechtzeitig die Enteisung der Frontscheiben mit dem Sicherungsschalter an der Deckenschalttafel einzuschalten. Wenn sich die Scheibenwischer nicht einschalten lassen, erhöht sich die Zeit für die Enteisung um 50 bis 100 %.

In 100 m Höhe sind die Klappfenster zu öffnen. Die Lage des Flugzeuges und die Höhe sind visuell durch die Besatzung zu bestimmen. Sofort nach Durchstoßen der Wolken, jedoch nicht später als in 60 m Höhe, ist die Enteisung der Frontscheiben auszuschalten, damit noch genügend Zeit zum Verdampfen des Alkohols verbleibt.

3.4.20. Bremsen der Räder ist weder mit Haupt- noch mit Notsystem möglich, Ausfall Bugradsteuerung und Scheibenwischerantrieb

Bis zu einer Geschwindigkeit von minimal 20 km/h ist mit Schubumkehr zu bremsen. Danach ist der Drosselhebel sehr langsam auf "Leerlauf" zu stellen. Zu Beginn ist die Richtung mit dem Seitenruder und anschließend durch asymmetrische Schubumkehr der Triebwerke zu halten.

Unterhalb 20 km/h sind die Triebwerke mittels Stopphahn abzustellen.

Wird die Sicht durch die Frontscheibe erschwert, sind die Klappfenster zu öffnen.

3.4.21. Ausfall der Scheinwerfer beim Landeanflug in der Nacht

Der vollständige Ausfall der Scheinwerfer läßt sich am Fehlen des Lichtkegels feststellen. Der Ausfall eines oder beider Scheinwerfer wird durch das Absinken der Helligkeit des Lichtkegels und der geringeren Beleuchtung der Anflugzone und der SLB festgestellt.

Nach Feststellen des Ausfalls sind die eingenommene Triebwerksleistung und der Gleitweg bis zum Überflug der SLB-Schwelle zu halten. Nach dem Überflug der SLB-Schwelle sind in 5 bis 8 m Höhe nach dem Funkhöhenmesser die Triebwerke auf Leerlauf zu drosseln und das Abfangen zu beginnen.

Die Steuertechnik bis zum Aufsetzen unterscheidet sich nicht von einer Landung mit einsatzbereiten Scheinwerfern.

Zur zusätzlichen Kontrolle des ordnungsgemäßen Anfluges im Sinne einer Orientierung ist die Beleuchtung der SLB zu benutzen.

Erhöhte Aufmerksamkeit ist auf die Kontrolle der Höhe nach dem Funkhöhenmesser zu richten.

3.4.22. Ausfall beider Generatoren beim Start, Steigflug und beim Streckenflug
Festlegungen siehe Punkt 4.1.8.4.

3.4.23. Ausfall der Speisung von der Schiene S2B

Bei Ausfall der Speisung von der Schiene S2B werden folgende Verbraucher nicht gespeist:

- a) Reservehorizont
- b) Segelstellung, Kompensationsinterzeptor R/L
- c) Beheizung Staurohr 1
- d) Kreiselmagnetkompaß GMK-1 GA
- e) Brandsignalisation
- f) Signaltafel (Elektro, Triebwerk/R)
- g) Leuchtfeld
- h) Beleuchtung der Gerätetafel (Hauptbeleuchtung)
- i) Beleuchtung der Passagierkabine 1/3
- j) Wendezeiger links

1. Am Tage betrifft der Ausfall der Spannung in erster Linie den Segelstellungsautomaten und den Reservehorizont, den linken Wendezeiger und die Ausfallsignalisation am Bedienteil des GMK-1GA

Es fehlt die Signalisation, auch beim Drücken des Kontrollknopfes, weil die Signaltafel "Elektro" ausgefallen ist.

Der Ausfall der Spannung kann durch eine Ausfallkontrolle der anderen Verbraucher, die von dieser Schiene gespeist werden (z. B. "Brandsignalisation" oder der Signaltafel für das rechte Triebwerk) festgestellt werden. Das Flugzeug ist nach den Horizonten L/R, dem Magnetkompaß und den Anzeigen der ARK-15M zu steuern.

Der Ausfall ist dem Flugsicherungsdienst zu melden. Bei Flügen unter schwierigen Wetterbedingungen ist entsprechend den Möglichkeiten Radarunterstützung anzufordern. Bei Vereisung ist auf Staurohr II umzuschalten, die Heizung des Staurohrs I arbeitet nicht.

2. In der Nacht ist das Fehlen der Spannung sofort am Ausfall der Beleuchtung der Gerätetafel, der Ausfallsignalisation am Bedienpult des GMK-1 GA und des Segelstellungsautomaten erkennbar. Sofern die Notbeleuchtung der Gerätetafel nicht eingeschaltet war, sind sofort der Sicherungsschalter "Besatzungskabine" und die Handlampe einzuschalten. Die weiteren Handlungen sind die gleichen wie beim Flug am Tage.

3.4.24. Nichtsignalisierter Ausfall eines künstlichen Horizontes

Festlegungen laut Punkt 4.1.11.4. (2.)

3.4.25. Aufeinanderfolgender Ausfall von zwei künstlichen Horizonten

Festlegungen laut Punkt 4.1.11.4. (2.)

3.4.26. Ausfall beider Funkkompassse ARK-15M

1. Wenn bei einem Flug unter Sichtflugwetterbedingungen beide Funkkompassse ARK-15M gleichzeitig ausfallen, ist der weitere Flug unter Nutzung der Flugkarte und des Kurssystems GMK-1 GA fortzusetzen sowie dem Flugsicherungsdienst den Ausfall der Funkkompassse zu melden.

Landeanflug und Landung sind visuell durchzuführen.

2. Ausfall beider ARK-15M während eines Fluges nach IFR

- a) Bei Ausfall beider ARK-15M beim Streckenflug muß die Besatzung dem Flugsicherungsdienst Meldung erstatten, zum Flug nach der Flugkarte und dem System GMK-1GA übergehen oder entsprechend den Kommandos des Flugsicherungsdienstes zu handeln.

Die Landung mit zwei ausgefallenen ARK-15M ist mit visuellem Landeanflug möglich. Auf Flugplätzen, die mit dem Landesystem SP-50/ILS ausgerüstet sind, ist die Landung mit Nutzung dieses Systems bei Einhaltung des Minimums für den visuellen Landeanflug durchzuführen.

- b) Bei Ausfall beider ARK-15M während des Landeanfluges nach NDB ist der Landeanflug bei fehlender Bodensicht abbrechen und dem Flugsicherungsdienst der Ausfall zu melden. Die weiteren Handlungen haben nach den Kommandos des Flugsicherungsdienstes zu erfolgen. Die Landung mit zwei ausgefallenen Funkkompassen ist mit visuellem Landeanflug möglich. Auf Flugplätzen, die mit dem Landesystem SP-50/ILS ausgerüstet sind, ist die Landung mit Nutzung dieser Systeme entsprechend dem Minimum für den visuellen Landeanflug durchzuführen.

3.4.27. Gleichzeitiger Informationsverlust vom System GMK-1GA, den beiden ARK-15M und dem AGB-2 des zweiten Flugzeugführers

- Beim Flug nach VFR ist bei Ausfall beider Funkkompassse ARK-15M, des Kurssystems GMK-1GA und des rechten Horizontes AGB-2 dem Flugsicherungsdienst Meldung zu erstatten und zur Navigation nach Flugkarte und Magnetkompaß LUN-1221 überzugehen.
- Beim Flug nach IFR und Ausfall beider Funkkompassse ARK-15M, des Kurssystems GMK-1GA sowie des rechten Horizontes AGB-2 ist dem Flugsicherungsdienst Meldung zu erstatten. Unter Beachtung der Gerätesicherheitsflughöhe ist entweder zum Sichtflug überzugehen oder nach den Kommandos des Flugsicherungsdienstes zu handeln. Dabei kann die Anzeige des Magnetkompasses nur bei ausgeschaltetem und nach oben gedrehtem Ventilator abgelesen werden.

Die Landung mit zwei ausgefallenen ARK-15M, ausgefallenem Kurssystem GMK-1GA und ausgefallenem rechten Horizont AGB-2 erfolgt nach visuellem Landeanflug. Auch auf Flugplätzen, die mit dem Landesystem SP-50/ILS ausgerüstet sind, erfolgt der Landeanflug mit Nutzung dieser Systeme entsprechend dem Minimum für den visuellen Landeanflug.

3.4.28. Ausfall des Landeanflugsystems

- Der Ausfall des Kurswegkanals des Landesystems SP-50/ILS läßt sich am Erscheinen des "Kurswegfährnchens" oder an der Nichtübereinstimmung der Werte des Kurszeigers am LUN 3503.61 (LUN 3710.05) und der Geräte anderer Kurssysteme (ARK 15M, GMK-1GA) erkennen. Wenn der Ausfall nach Herstellen der Bodensicht festgestellt wurde, ist der Landeanflug visuell fortzusetzen. Wurde der Ausfall bei fehlender Bodensicht festgestellt, ist der Landeanflug abubrechen und dem Flugsicherungsdienst Meldung zu erstatten. Im weiteren ist nach den Kommandos des Flugsicherungsdienstes zu handeln. Der Landeanflug mit ausgefallenem Kurswegkanal des Systems SP-50/ILS ist in den Betriebsarten NDB, PAR oder visuell entsprechend dem jeweiligen Minimum möglich.
- Der Ausfall des Gleitwegkanals des Systems SP-50/ILS läßt sich am Erscheinen des "Gleitwegfährnchens" oder am Nichtübereinstimmen der Werte des Gleitwegzeigers des Gerätes LUN 3503.61 (LUN 3710.05) und der Werte des barometrischen und des Funkhöhenmessers sowie des Variometers feststellen. Wenn der Ausfall nach Herstellen der Bodensicht festgestellt wurde, ist der Landeanflug visuell fortzusetzen. Wurde der Ausfall bei fehlender Bodensicht festgestellt, ist der Landeanflug abubrechen und dem Flugsicherungsdienst Meldung zu erstatten. Im weiteren ist nach den Kommandos des Flugsicherungsdienstes zu handeln. Der Landeanflug mit ausgefallenem Gleitwegkanal des Systems SP-50/ILS ist in den Betriebsarten NDB, PAR oder visuell entsprechend dem jeweiligen Minimum möglich.

3.4.29. Ausfall aller barometrischen Höhenmesser

Der Ausfall kann am Nichtübereinstimmen der Anzeigen des linken und der rechten Höhenmesser und der Anzeigen der Höhenmesser im Vergleich zur Anzeige des Variometers (beim Steigflug ist die Anzeige des Höhenmessers konstant oder entgegengesetzt) festgelegt werden. Der Ausfall ist dem Flugsicherungsdienst zu melden.

Bei vorhandener Möglichkeit ist der Flug nach VFR fortzusetzen.

Beim Flug nach IFR, wenn nicht auf Sichtflug übergegangen werden kann, ist die Höhe mit Hilfe der Horizonte und der Variometer zu halten. Hilfsanzeige ist bei konstanter Drosselhebel- und LS-Hebel-Stellung sowie konstanter Fluggeschwindigkeit die Anzeige der Drehmomente der Triebwerke. Wenn sich das Drehmoment verringert, steigt das Flugzeug und umgekehrt.

Es ist möglich, vom Flugsicherungsdienst annähernde Höhenangaben zu erhalten. Bei Ausfall der barometrischen Höhenmesser auf der Strecke ist der Horizontalflug bis zum Haupteinflugszeichen (HEZ) eines geeigneten Flugplatzes fortzusetzen, wenn die Besatzung vom Flugsicherungsdienst keine anderslautenden Anweisungen erhält.

Es ist nach Möglichkeit Radarunterstützung anzufordern. Anschließend ist entsprechend dem Anflugschema der Sinkflug mit 2,5 m/s zu beginnen.

Der Sinkflug wird nach dem Funkhöhenmesser kontrolliert.

Achtung! Bei Flügen über dem Arbeitsbereich des Funkhöhenmessers, in der Größenordnung 1200 bis 1600 m, brennt am Anzeigegerät eine rote Signallampe und der Zeiger befindet sich im dunklen Sektor der Skala.

Falls auf dem Flugplatz das Landeradar und das System SP-50/ILS arbeitet, ist die Höhe nach der 4. Kurve mit Hilfe des Landeradars und der Gleitweganzeige zu halten. Die Anzeigen sind mit den Werten des Funkhöhenmessers zu vergleichen.

3.4.30. Nichtansprechen des Enteisungssystems des Tragflügels und des Leitwerkes

- Der Ausfall ist dem Flugsicherungsdienst zu melden.
- Die Erlaubnis zum Ändern der Flughöhe bis auf eine Höhe, in der keine Vereisung auftritt, ist einzuholen.
- Sofern das nicht möglich ist und der Eisansatz auf über 20 mm anwächst, sind schnelle Ruderbewegungen, Lastvielfache, große Schräglagen und große Anstellwinkel zu vermeiden.

- d) Beim Landeanflug ist die Geschwindigkeit IAS, = 200 km/h zu halten. Die Landung ist mit Landeklappenstellung 15° durchzuführen. Die Landeklappen sind nicht auf 35° zu fahren.

3.4.31. Ausfall der Enteisierung eines Luftschraubenblattes

Der Ausfall wird durch Aufleuchten des gelben Leuchtfeldes, Enteisierung der Luftschraube und durch Absinken der Stromaufnahme für die Heizelemente der Luftschraube angezeigt. Es kann ein verstärktes Vibrieren des Triebwerkes auftreten.

- a) Der Umschalter der Luftschraubenenteisierung an der Deckenschalttafel ist auf Stellung II umzuschalten.
- b) Die Flughöhe ist zu ändern und die Vereisungszone zu verlassen (mit Zustimmung des FS-Dienstes).
- c) Bei auftretender Vibration des Triebwerkes ist die Drehzahl der Luftschraube auf 1800 U/min einzustellen und die Triebwerksleistung zu verringern (je nach Flugstand).

3.4.32. Vollständiger Ausfall der Luftschraubenenteisierung

Die im Punkt 31. genannten Festlegungen gelten auch in diesem Falle analog.

3.4.33. Ausfall der Enteisierung der 1. Gesamtdrucksonde und der linken Sonde für den statischen Druck

Der Ausfall der Enteisierung der 1. Gesamtdrucksonde bei Vereisung äußert sich in verringerter Geschwindigkeitsanzeige auf der linken Gerätetafel, in einzelnen Fällen im Absinken auf Null sowie im Ansprechen des Signals "Abriß" an der Singeltafel.

Der Ausfall einer Sonde für den statischen Druck beeinflusst die Geräteanzeige nicht, wenn kein Schieben des Flugzeuges zugelassen wird. Beim Flug mit Schieben ändern sich die Anzeigen der Höhe und der Geschwindigkeit in Abhängigkeit von der Größe des Schiebewinkels.

- a) Das Flugzeug ist nach den Anzeigen des Horizontes zu steuern, Längsneigung +5° im Steigflug, 0 bis 1° im Horizontalflug und -2,5° beim Landeanflug.
- b) Der zweite Flugzeugführer liest laut die Geschwindigkeiten von seinem Fahrtmesser ab.
- c) Der Umschalter "Gesamtdruck" am linken Bedienpult ist auf "II" zu stellen.

3.4.34. Ausfall der Enteisierung der 2. Gesamtdrucksonde und der rechten Sonde für den statischen Druck bei Start und Landung

Der Ausfall der Enteisierung der 2. Gesamtdrucksonde äußert sich bei Vereisung im Absinken der Anzeige des Fahrtmessers des rechten Flugzeugführers, in einzelnen Fällen im Absinken bis auf Null.

Der Ausfall einer Sonde des statischen Drucks beeinflusst die Geräteanzeigen nicht, wenn kein Schieben am Flugzeug zugelassen wird.

Beim Flug mit Schieben ändern sich in diesem Fall die Anzeigen für Höhe und Geschwindigkeit in Abhängigkeit vom Schiebewinkel.

Das Flugzeug ist entsprechend den Festlegungen des Punktes 3.4.33. zu steuern.

Der Umschalter "Gesamtdruck" am linken Bedienpult verbleibt in Stellung I.

3.4.35. Ausfall der Beleuchtung der Geräte

Falls die Notbeleuchtung der Gerätetafel nicht gearbeitet hat, sind sofort der Sicherungsschalter "Besatzungskabine" und die Handlampe einzuschalten.

3.4.36. Ausfall der Funkverbindung

Es ist nach den allgemeinen Festlegungen, die für diesen Fall gelten, zu handeln (s. FBH).

3.4.37. Ausfall der Scheibenwischer

Analoge Handlungen wie unter 3.4.19. beschrieben.

3.4.38. Startabbruch aus Gründen nicht in Verbindung mit TW-Ausfall

1. Bei Entstehung eines besonderen Umstandes oder Defektes während des Starts bei einer Geschwindigkeit $\leq v_1$ (Entscheidungsgeschwindigkeit), bei dem der Kommandant einschätzt, daß Gefahr für die sichere Fortsetzung des Starts oder dem sicheren Abschluß des Fluges besteht, wird der Start abgebrochen.
2. Die Handlungen der Besatzung bei Abbruch des Starts sind so wie bei Startabbruch wegen Triebwerksausfall beim Start bei einer Geschwindigkeit $\leq v_1$, aber Leerlauf und Anwendung der Schubumkehr beider Triebwerke ist immer möglich.

3.4.39. Lockerung der Fracht

Der Frachtbegleiter ist verpflichtet, während der gesamten Flugzeit den Zustand der Fracht zu beobachten. Im Falle der Lockerung der Befestigung der Fracht ist der Frachtbegleiter verpflichtet, das der Besatzung des Flugzeuges zu melden. Das erfolgt über die Bordsprechanlage. Entstandene Defekte sind durch den Frachtbegleiter zu beseitigen.

Während der Beseitigung der aufgetretenen Defekte ist durch den Piloten ein horizontaler Flug des Flugzeuges aufrecht zu halten.

Falls eine Beseitigung des Defekts unmöglich ist, ist es notwendig, den Flug zu beenden, wobei große Längsneigungen, Schräglagen und Beschleunigungen vermieden werden müssen. Deshalb sind nach Möglichkeit Landeklappenstellungen von 35° zu vermeiden, und die Landung ist ohne Interzeptoren, ohne starke Bremsung und ohne Schubumkehr durchzuführen.

- 4. Normale Verfahren
 - 4.1. Anlagen-Inbetriebnahme der Systeme und Ausrüstungen
 - 4.1.1. Flugzeug- und Fahrwerkssteuerung
 - 4.1.1.1. Hauptsteuersystem
 - 4.1.1.1.1. Beschreibung
 - 4.1.1.1.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.1.1.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.1.1.4. Defekte
 - 4.1.1.2. Steuerung der aerodynamischen Hilfsmittel des Tragflügels
 - 4.1.1.2.1. Beschreibung
 - 4.1.1.2.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.1.2.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.1.2.4. Defekte
 - 4.1.1.3. Automatische Kompensationsinterzeptoren
 - 4.1.1.3.1. Beschreibung
 - 4.1.1.3.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.1.3.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.1.3.4. Defekte
 - 4.1.1.4. Fahrwerk
 - 4.1.1.4.1. Beschreibung
 - 4.1.1.4.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.1.4.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.1.4.4. Defekte
 - 4.1.2. Triebwerke und ihre Systeme
 - 4.1.2.1. Begrenzungen des Triebwerkes M 601 B (M 601 D)
 - 4.1.2.1.1. Begrenzungen der Leistungsstufen
 - 4.1.2.1.2. Begrenzungen der maximalen Drehzahl des Turboverdichters
 - 4.1.2.2. Beschreibung
 - 4.1.2.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.2.4. Defekte
 - 4.1.3. Kraftstoffsystem
 - 4.1.3.1. Beschreibung
 - 4.1.3.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.3.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.3.4. Defekte
 - 4.1.4. Schmierstoffsystem
 - 4.1.4.1. Beschreibung
 - 4.1.4.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.4.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.4.4. Defekte
 - 4.1.5. Wassereinspritzsystem
 - 4.1.5.1. Beschreibung
 - 4.1.5.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.5.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.5.4. Defekte
 - 4.1.6. Begrenzersystem
 - 4.1.6.1. Beschreibung
 - 4.1.6.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.6.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.6.4. Defekte
 - 4.1.7. Hydrauliksystem
 - 4.1.7.1. Beschreibung
 - 4.1.7.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.7.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.7.4. Defekte
 - 4.1.8. Elektrosystem
 - 4.1.8.1. Beschreibung
 - 4.1.8.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.8.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.8.4. Defekte
 - 4.1.9. Funksprechausrüstung
 - 4.1.9.1. Beschreibung
 - 4.1.9.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.9.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.9.4. Defekte

- 4.1.10. Eigenverständigungsanlage
 - 4.1.10.1. Beschreibung
 - 4.1.10.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.10.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.10.4. Defekte
- 4.1.11. Flugüberwachungsgeräte
 - 4.1.11.1. Beschreibung
 - 4.1.11.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.11.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.11.4. Defekte
- 4.1.12. Navigationssystem
 - 4.1.12.1. Beschreibung
 - 4.1.12.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.12.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.12.4. Defekte
- 4.1.13. Heizungs- und Belüftungssystem
 - 4.1.13.1. Beschreibung
 - 4.1.13.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.13.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.13.4. Defekte
- 4.1.14. Enteisierungssystem
 - 4.1.14.1. Beschreibung
 - 4.1.14.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.14.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.14.4. Defekte
- 4.1.15. Feuerlöschsystem
 - 4.1.15.1. Beschreibung
 - 4.1.15.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.15.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.15.4. Defekte
- 4.1.16. Transportable Sauerstoffanlage
 - 4.1.16.1. Beschreibung
 - 4.1.16.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.16.3. Inbetriebnahme
- 4.1.17. Stationäre Sauerstoffanlage
 - 4.1.17.1. Beschreibung
 - 4.1.17.2. Technische Daten und Einsatzbedingungen
 - 4.1.17.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.17.4. Defekte
- 4.1.18. Notsauerstoffausrüstung
 - 4.1.18.1. Beschreibung
 - 4.1.18.2. Technische Daten und Einsatzbedingungen
 - 4.1.18.3. Inbetriebnahme
- 4.1.19. Versorgungssystem der Luftbildausrüstung
 - 4.1.19.1. Beschreibung
 - 4.1.19.2. Betriebsbegrenzungen
 - 4.1.19.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.19.4. Defekte
- 4.1.20. Flugdatenschreiber SARPP-12
 - 4.1.20.1. Beschreibung
 - 4.1.20.2. Technische Daten und Einsatzbedingungen
 - 4.1.20.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.20.4. Defekte
- 4.1.21. Sanitäranlage
 - 4.1.21.1. Beschreibung
 - 4.1.21.2. Beschränkungen
 - 4.1.21.3. Inbetriebnahme
 - 4.1.21.4. Defekte

4.1. Anlagen - Inbetriebnahme der Systeme und Ausrüstungen

4.1.1. Flugzeug- und Fahrwerkssteuerung

4.1.1.1. Hauptsteuersystem

4.1.1.1.1. Beschreibung

1. Längssteuerung

a) Höhensteuerung (vgl. Abb. 4.1.1.1/1)

Die Höhensteuerung erfolgt von zwei miteinander gekoppelten Steuersäulen, der des Kommandanten und des zweiten Flugzeugführers, durch ein System von Gestängen und Umlenkhebeln über die hintere Übertragungsgruppe.

Der Ausschlag der Steuersäule in Richtung "Drücken" ist durch einen Federanschlag begrenzt, der bei einem Ausschlag des Höhenruders um 7° nach unten betätigt wird und die erforderlichen Kenngrößen der Kräfte auf die Steuersäule bei einem Flug mit negativem Lastvielfachen gewährleistet.

b) Steuerung des Höhentrimmers (vgl. Abb. 4.1.1.1/2)

Der Höhentrimmer wird mit Handrädern gesteuert, die am Zentralpult angeordnet sind. Die Steuerbewegung auf den Trimmer wird mit Seilen übertragen. Der Trimmerausschlag ist kinematisch nicht mit dem Ausschlag des Höhenruders gekoppelt.

Der Trimmerausschlag wird am mechanischen Anzeiger geprüft, der sich neben dem Handrad befindet.

2. Seitensteuerung

a) Die Steuerung des Seitenruders (vgl. Abb. 4.1.1.1/3)

Die Steuerung des Seitenruders erfolgt von den beiden miteinander gekoppelten Pedalen der Fußsteuerung, der des Kommandanten und des zweiten Flugzeugführers, über ein System von Gestängen und Seilen. Anschläge begrenzen einerseits den Ruderausschlag, andererseits die Pedalauslenkung. Die Pedalen befinden sich bei einem Kraftaufwand von etwa 980 N (100 kp) am Anschlag.

b) Trimmersteuerung des Seitenruders (vgl. Abb. 4.1.1.1/4)

Der Trimmer des Seitenruders wird mit dem Elektromechanismus betätigt. Der Elektromechanismus wird durch den dreifachen Umschalter "SCHIEBEN" (LINKS - RECHTS) betätigt, der am Zentralpult angeordnet ist (bei eingeschaltetem Sicherungsschalter "TRIMMER" an der Deckenschalttafel). Die Trimmerstellung wird vom elektrischen Anzeigergerät angezeigt, das sich vor dem Umschalter der Trimmersteuerung befindet.

Das Anzeigergerät wird über den Sicherungsschalter SIGNALTAFEL/ZELLE an der Deckenschalttafel versorgt.

c) Quersteuerung (vgl. Abb. 4.1.1.1/5)

Die Quersteuerung erfolgt von den miteinander gekoppelten Steuersäulen, der des Kommandanten und des zweiten Flugzeugführers, über ein System von Gestängen und Umlenkhebeln.

d) Steuerung des Quertrimmers (vgl. Abb. 4.1.1.1/6)

Der Trimmer ist am linken Querruder angebracht und wird durch den Elektromechanismus UT-6D betätigt, der durch den Umschalter "SCHRÄGLAGE" (LINKS - RECHTS) auf dem Zentralpult bei eingeschaltetem Sicherungsschalter "TRIMMER" auf der Deckenschalttafel in Betrieb gesetzt wird.

Die Neutralstellung des Trimmers wird durch Aufleuchten einer grünen Signallampe signalisiert, die vor dem Umschalter der Trimmersteuerung angeordnet ist.

Die Signallampe wird über den Sicherungsschalter SIGNALTAFEL/ZELLE an der Deckenschalttafel versorgt. Die Funktion des Signallampenkreises (einschließlich der Lampe selbst) wird durch Druck auf den Knopf SIGN. an der Kontrolltafel des linken Bedienpultes geprüft.

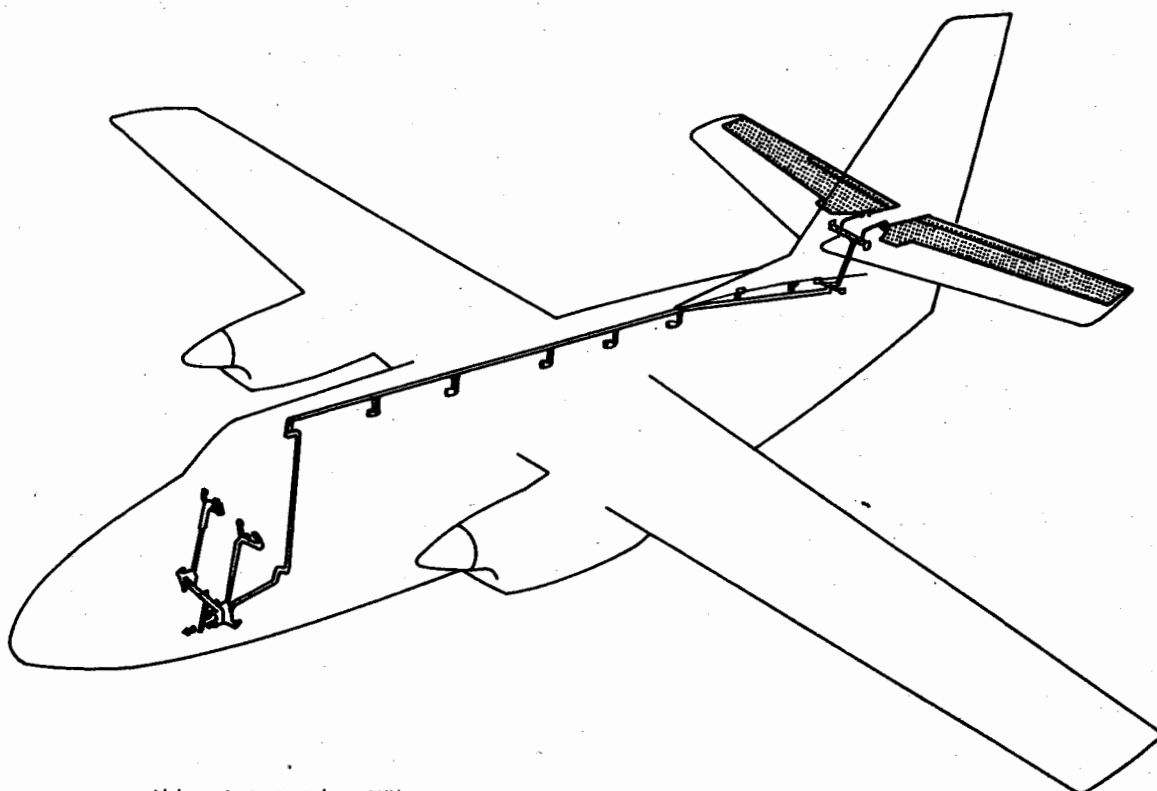


Abb. 4.1.1.1/1 Höhensteuerung

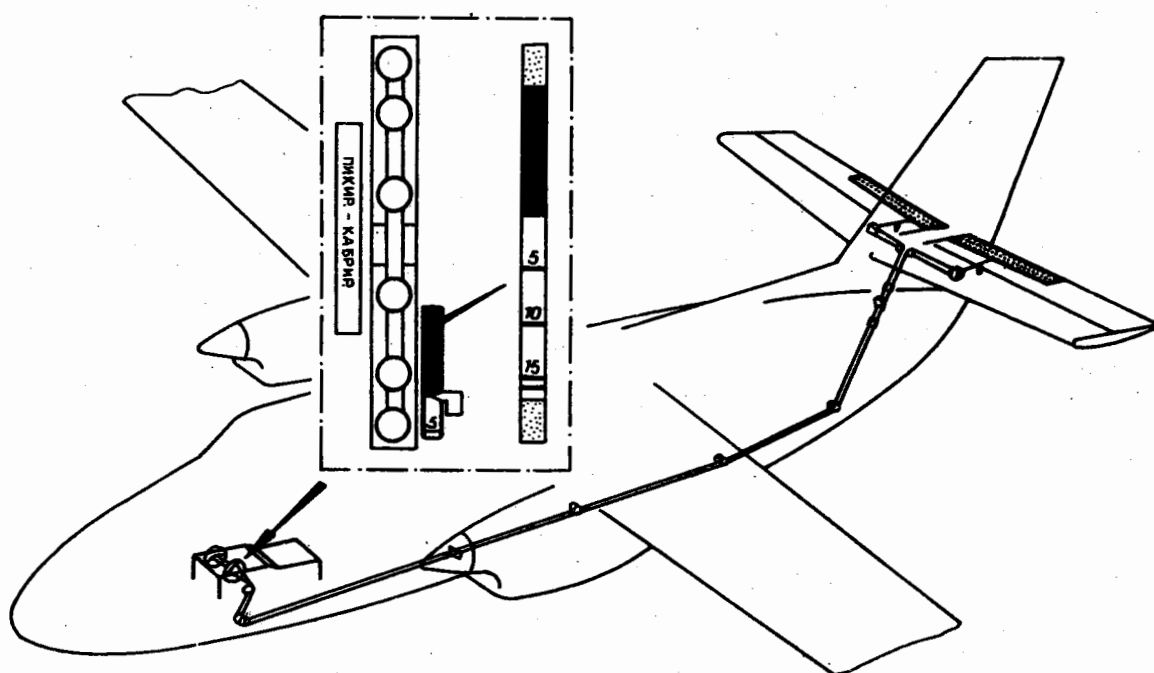


Abb. 4.1.1.1/2 Steuerung des Höhentrimmers

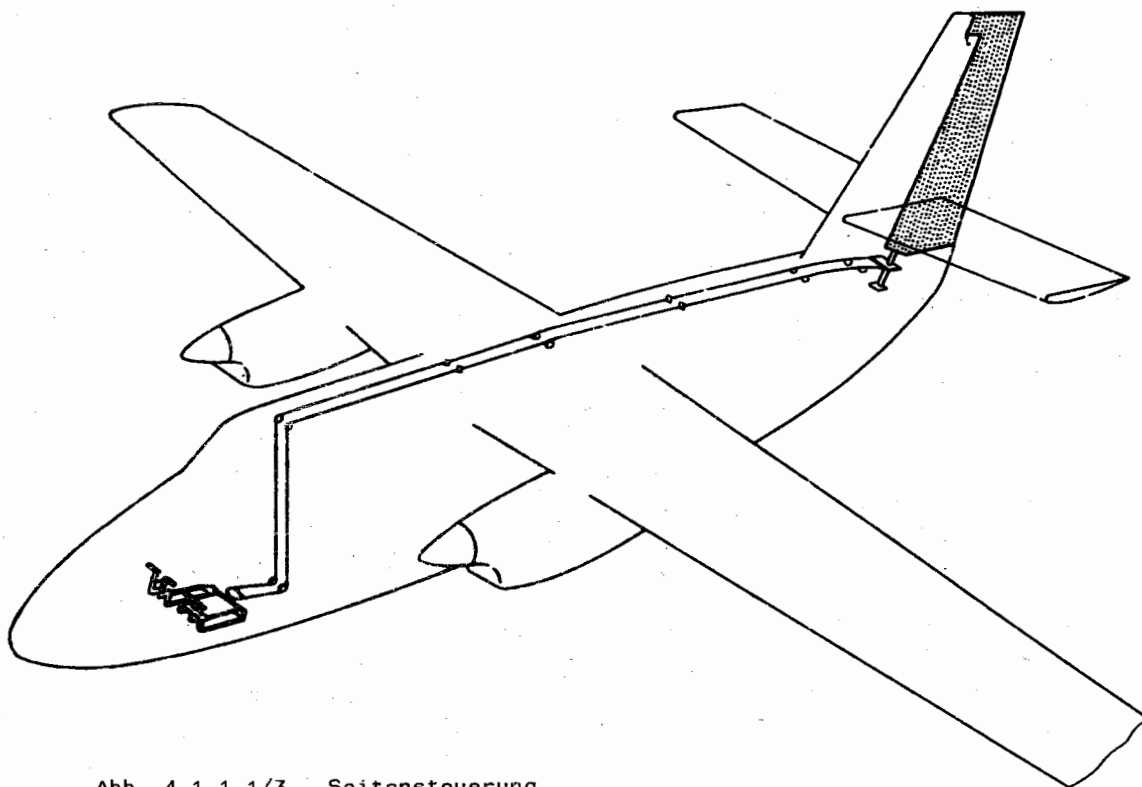


Abb. 4.1.1.1/3 Seitensteuerung

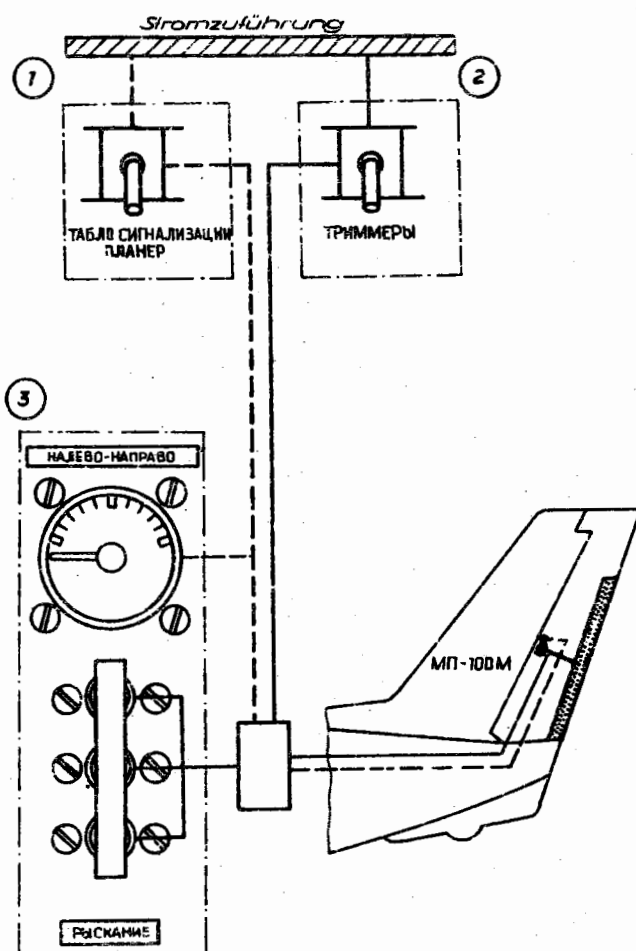


Abb. 4.1.1.1/4 Steuerung des Seitentrimmers

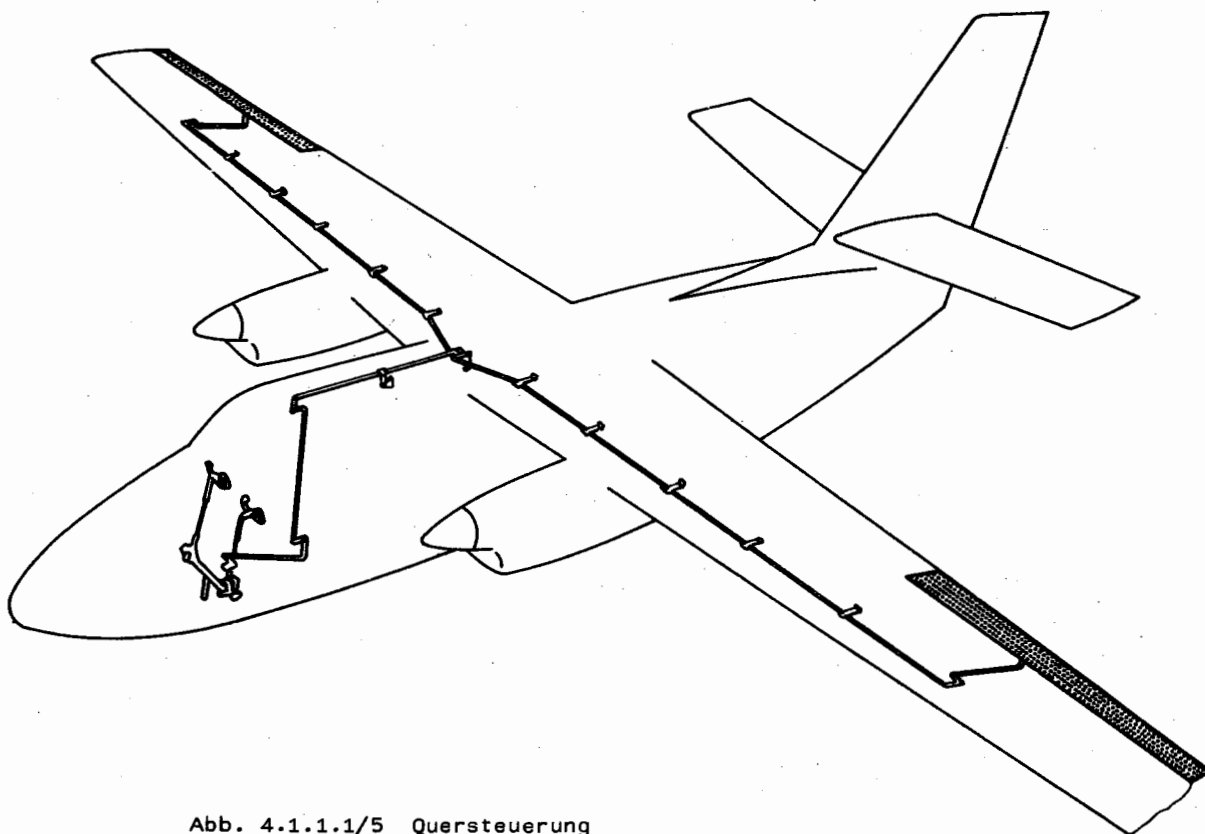


Abb. 4.1.1.1/5 Quersteuerung

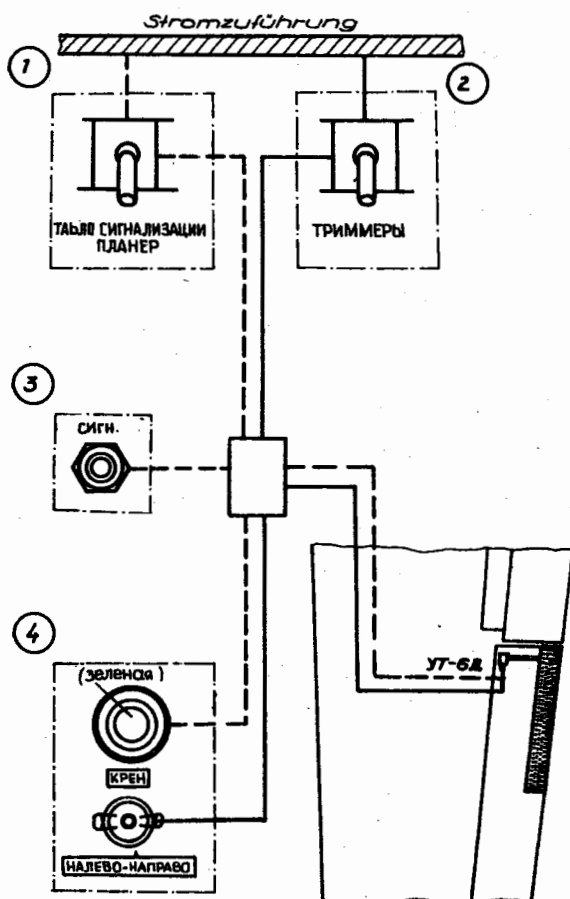


Abb. 4.1.1.1/6 Steuerung des Quertrimmers

4.1.1.1.2. Betriebsbegrenzungen (siehe 2.8.2.)

4.1.1.1.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten																				
Übernahmekontrolle	- Die Gängigkeit der Hand- und Fußsteuerung ist bis zu den Endstellungen, einschließlich der Trimmersteuerung des Höhenruders, zu kontrollieren. - Der Höhentrimmer ist in Startstellung entsprechend Punkt 5.3.2.3. einzustellen. - Die Steuerung des Seitentrimmers und des Quertrimmers ist wie folgt zu kontrollieren: - An der Deckenschalttafel: <table> <tr> <td>- Trimmer</td><td>einschalten</td></tr> <tr> <td>- Signaltafel/Zelle</td><td>einschalten</td></tr> </table> - am Zentralpult <table> <tr> <td>- Umschalter SCHIEBEN</td><td>nacheinander (Links - Rechts)</td></tr> <tr> <td colspan="2">Der Seitentrimmer muß in 10 bis 18 s aus der Neutralstellung in die linke (rechte) Endstellung gehen.</td></tr> <tr> <td>- Umschalter SCHIEBEN</td><td>Nach dem Anzeigegerät ist der Trimmer in die Neutralstellung zu bringen</td></tr> <tr> <td>- Umschalter SCHRÄGLAGE</td><td>nacheinander (Links - Rechts)</td></tr> <tr> <td colspan="2">Der Quertrimmer muß etwa 7 s aus der Neutralstellung in die obere (untere) Endstellung gehen.</td></tr> <tr> <td>- Umschalter SCHRÄGLAGE</td><td>Der Trimmer wird in die Neutralstellung gebracht (dabei Aufleuchten der Signallampe beachten)</td></tr> </table> - Die Funktion des Steuerkreises des Seitentrimmers ist am Zentralpult wie folgt zu kontrollieren: <table> <tr> <td>- Kappe des Umschalters SCHIEBEN</td><td>umlegen</td></tr> <tr> <td>- einzelne Umschalter</td><td>nacheinander nach rechts und links umschalten</td></tr> </table> Der Zeiger des Anzeigegerätes darf sich bei allen Schaltungen nicht bewegen.	- Trimmer	einschalten	- Signaltafel/Zelle	einschalten	- Umschalter SCHIEBEN	nacheinander (Links - Rechts)	Der Seitentrimmer muß in 10 bis 18 s aus der Neutralstellung in die linke (rechte) Endstellung gehen.		- Umschalter SCHIEBEN	Nach dem Anzeigegerät ist der Trimmer in die Neutralstellung zu bringen	- Umschalter SCHRÄGLAGE	nacheinander (Links - Rechts)	Der Quertrimmer muß etwa 7 s aus der Neutralstellung in die obere (untere) Endstellung gehen.		- Umschalter SCHRÄGLAGE	Der Trimmer wird in die Neutralstellung gebracht (dabei Aufleuchten der Signallampe beachten)	- Kappe des Umschalters SCHIEBEN	umlegen	- einzelne Umschalter	nacheinander nach rechts und links umschalten
- Trimmer	einschalten																				
- Signaltafel/Zelle	einschalten																				
- Umschalter SCHIEBEN	nacheinander (Links - Rechts)																				
Der Seitentrimmer muß in 10 bis 18 s aus der Neutralstellung in die linke (rechte) Endstellung gehen.																					
- Umschalter SCHIEBEN	Nach dem Anzeigegerät ist der Trimmer in die Neutralstellung zu bringen																				
- Umschalter SCHRÄGLAGE	nacheinander (Links - Rechts)																				
Der Quertrimmer muß etwa 7 s aus der Neutralstellung in die obere (untere) Endstellung gehen.																					
- Umschalter SCHRÄGLAGE	Der Trimmer wird in die Neutralstellung gebracht (dabei Aufleuchten der Signallampe beachten)																				
- Kappe des Umschalters SCHIEBEN	umlegen																				
- einzelne Umschalter	nacheinander nach rechts und links umschalten																				

4.1.1.1.4. Defekte (siehe 3.4.1., 8., 9., 11., 12., 13.)

4.1.1.2. Steuerung der aerodynamischen Hilfsmittel des Tragflügels

4.1.1.2.1. Beschreibung

1. Landeklappensteuerung (vgl. Abb. 4.1.1.2/1)

Die Steuerung der Landeklappen erfolgt elektrohydraulisch. Die Stromzuführung der Steuerung der Landeklappen wird mit dem Sicherungsschalter "Landeklappen" der Deckenschalttafel eingeschaltet. Die Steuerung der Landeklappen erfolgt mit einem Umschalter am Zentralpult. Der Umschalter besitzt drei Stellungen: 0° - 15° - 35°. Die Anzeige erfolgt am Stellungsanzeiger der Landeklappen auf der mittleren Gerätetafel. Der Anzeiger wird über den Sicherungsschalter SIGNALTAFEL/ZELLE versorgt. Die Funktion aller Kreise wird durch Drücken des Kontrollknopfes SIGN. auf der Kontrolltafel am linken Bedienpult geprüft. In die Landstellung 35° können die Landeklappen nur bei einer Flugeschwindigkeit unter $v_G = 205 \text{ km/h}$ ausgefahren werden. Bei höheren Flugeschwindigkeiten wird diese Stellung automatisch blockiert.

Im System der Landeklappensteuerung ist ein Endschalter, der das Ausfahren der Landeklappen bei geöffneter Laderaumtür verhindert.

Das Antriebssystem der Landeklappensteuerung ist hydraulisch. Bei Ausfall des hydraulischen Hauptsystems können die Landeklappen mit Hilfe eines Notsystems in die erforderliche Stellung gebracht werden, in dem der Druck mit der Hydraulikhandpumpe erzeugt wird.

2. Steuerung der Landeinterzeptoren (vgl. Abb. 4.1.1.2/2)

Die Steuerung der Landeinterzeptoren erfolgt elektrohydraulisch. Die Versorgung erfolgt über den Sicherungsschalter INTERZEPTOREN an der Deckenschalttafel und dem Schalter INTERZEPTOREN am Zentralpult.

Durch Einschalten beider Schalter wird das System in Bereitschaft gebracht. Das Ausfahren der Landeinterzeptoren erfolgt durch Druck auf beide in Reihe geschalteten Knöpfe (steuerbar durch eine Druckplatte mit der Aufschrift "Interzeptoren") am linken Steuerhorn. Vor unabsichtlichem Drücken sind die Knöpfe durch eine Sperre an der Druckplatte geschützt. Die Landeinterzeptoren werden in ausgefahrener Stellung nur während des Drückens der Knöpfe gehalten.

Das Ausfahren der Landeinterzeptoren wird durch ein gelbes Leuchtfeld "INTERZEPTOREN" an der Signaltafel angezeigt (nur bei eingeschaltetem Sicherungsschalter "SIGNALTAFEL/ZELLE" an der Deckenschalttafel).

Die Kontrolle der Einsatzbereitschaft des elektrischen Kreises des Systems erfolgt durch Druck auf jeden der Knöpfe an der Steuersäule einzeln nach dem Anheben der Druckplatte. Beim Druck auf einen einzelnen Knopf darf das System nicht ansprechen.

4.1.1.2.2. Betriebsbegrenzungen

1. Landeklappen

Benennung des Parameters	Maßeinheit	Wert des Parameters		
		min.	norm.	max.
Winkel des Landeklappenausschlages beim Start	[Grad]	-	15	-
Winkel des Landeklappenausschlages bei der Landung	[Grad]	15	35	-

2. Landeinterzeptoren

Die Landeinterzeptoren dürfen ausgefahren werden:

- a) bei Startabbruch
- b) bei der Landung ($H \leq 1 \text{ m}$)

Das Ausfahren der Landeinterzeptoren in anderen Fällen ist verboten!

4.1.1.2.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten	
Ausgangsstellung der Steuerorgane	An der Deckenschalttafel	
	- INTERZEPTOREN	einschalten
	- LANDEKLAPPEN	einschalten
	- SIGNALTAFEL/ZELLE	einschalten
Ausfahren der Landeklappen	Am Zentralpult:	
	- INTERZEPTOREN	einschalten
	Auf der Gerätetafel:	
	- Fahrtmesser	Kontrolle Fluggeschwindigkeit
Einfahren der Landeklappen	Die Fluggeschwindigkeit muß unter der zulässigen Fluggeschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen liegen, siehe Abschn. 2.7.1.	
	Am Zentralpult:	
	- Landeklappenhebel	in die erforderliche Stellung
	Nach höchstens 10 s muß das entsprechende Leuchtfeld im Stellungsanzeiger für die Landeklappen aufleuchten.	
	Am Zentralpult:	
	- Landeklappenhebel	in die erforderliche Stellung (0° oder 15°)
	Nach 12 Sekunden muß das entsprechende Leuchtfeld im Stellungsanzeiger für die Landeklappen aufleuchten.	

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Ausfahren der Lande- interzeptoren	An der linken Steuersäule: - Druckplatte drücken und in gedrücktem Zustand über die erforderliche Zeit halten

4.1.1.2.4. Defekte
(siehe auch 3.4.1., 14., 15., 16., 19., 20.)

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Landeklappenhebel auf Ausfahren (15°, 35°), die Landeklappen fahren nicht aus	Am Zentralpult: - Landeklappenhebel in die gewählte Stellung bringen Am rechten Bedienpult: - Hebel NOTAUSFAHREN LANDEKLAPPEN - nach unten An der rechten Seite: - mit Hydraulikhandpumpe wird bis zum Aufleuchten des entsprechen- den Leuchtfeldes am Stellungsanzeiger der Landeklappen gepumpt. <u>Anmerkung:</u> 1. Der Hebel NOTAUSFAHREN LANDEKLAPPEN ist plombiert. Bei Fahren in die Betriebsstellung ist der Plomben- faden durchzureißen. 2. Für das Notausfahren der Landeklappen sind etwa 10 Zyklen mit der Hydraulikhandpumpe auszuführen.

4.1.1.3. Automatische Kompensationsinterzeptoren

4.1.1.3.1. Beschreibung

Das System des automatischen Kompensationsinterzeptors (AYK) dient zur automatischen Kompen-
sation auftretender Schräglagen bei Triebwerksausfall während des Starts oder beim Übergang
zur zweiten Runde.

Das System besteht aus zwei voneinander unabhängigen Kompensationsinterzeptoren, die am Trag-
flügelende vor den Querrudern angebracht sind. Die Steuerung der Kompensationsinterzeptoren
ist elektrohydraulisch. Der Stromkreis wird über die Sicherungsschalter "SEGELSTELLUNG -
KOMPENSATIONSINTERZEPTOR" (links, rechts) an der Deckenschalttafel und dem Schalter AYK am
Zentralpult in Bereitschaft gesetzt.

Die Bereitschaft wird durch Aufleuchten eines grünen Leuchtfeldes "AUTOMATISCHER KOMPENSATIONS-
INTERZEPTOR" an der Signaltafel angezeigt.

Bei Abfall des Drehmomentes eines der Triebwerke auf etwa 24 % verlischt das grüne Leuchtfeld.
Der automatische Kompensationsinterzeptor auf Seite des ausgefallenen Triebwerkes wird in ein-
gefahrter Stellung blockiert und auf Seite des arbeitenden Triebwerkes ausgefahren. Dabei
leuchtet das gelbe Leuchtfeld "AUTOMATISCHER KOMPENSATIONSINTERZEPTOR".

Bei Erreichen einer Geschwindigkeit von $v_G \geq 205$ km/h schaltet das System automatisch ab,
und das grüne Leuchtfeld auf der Signaltafel verlischt.

Wenn der AYK ausgeschaltet wird, fährt der Kompensationsinterzeptor ein, und das gelbe
Leuchtfeld verlischt. Zur Erhöhung der Zuverlässigkeit ist festgelegt, daß nach Beendigung
des Starts das System durch den Schalter AYK am Zentralpult auszuschalten ist. Bis vor der
3. Kurve bzw. 15 km vor SLB-Schwelle ist die Bereitschaft des Systems durch Einschalten
dieses Schalters wieder herzustellen.

Achtung! Wenn das System AYK angesprochen hat, ist die Herstellung der Bereitschaft dieses
Systems nur dann zulässig, wenn das Anlassen des ausgefallenen Triebwerkes in der
Luft gelungen ist.

Die Kontrolle erfolgt gemeinsam mit dem System der automatischen Segelstellung durch Drücken
des Kontrollknopfes "AUTOMATISCHE SEGELSTELLUNG" am linken Bedienpult. Das System der Steue-
rung der automatischen Kompensationsinterzeptoren ist in Abb. 4.1.1.3/1 dargestellt.

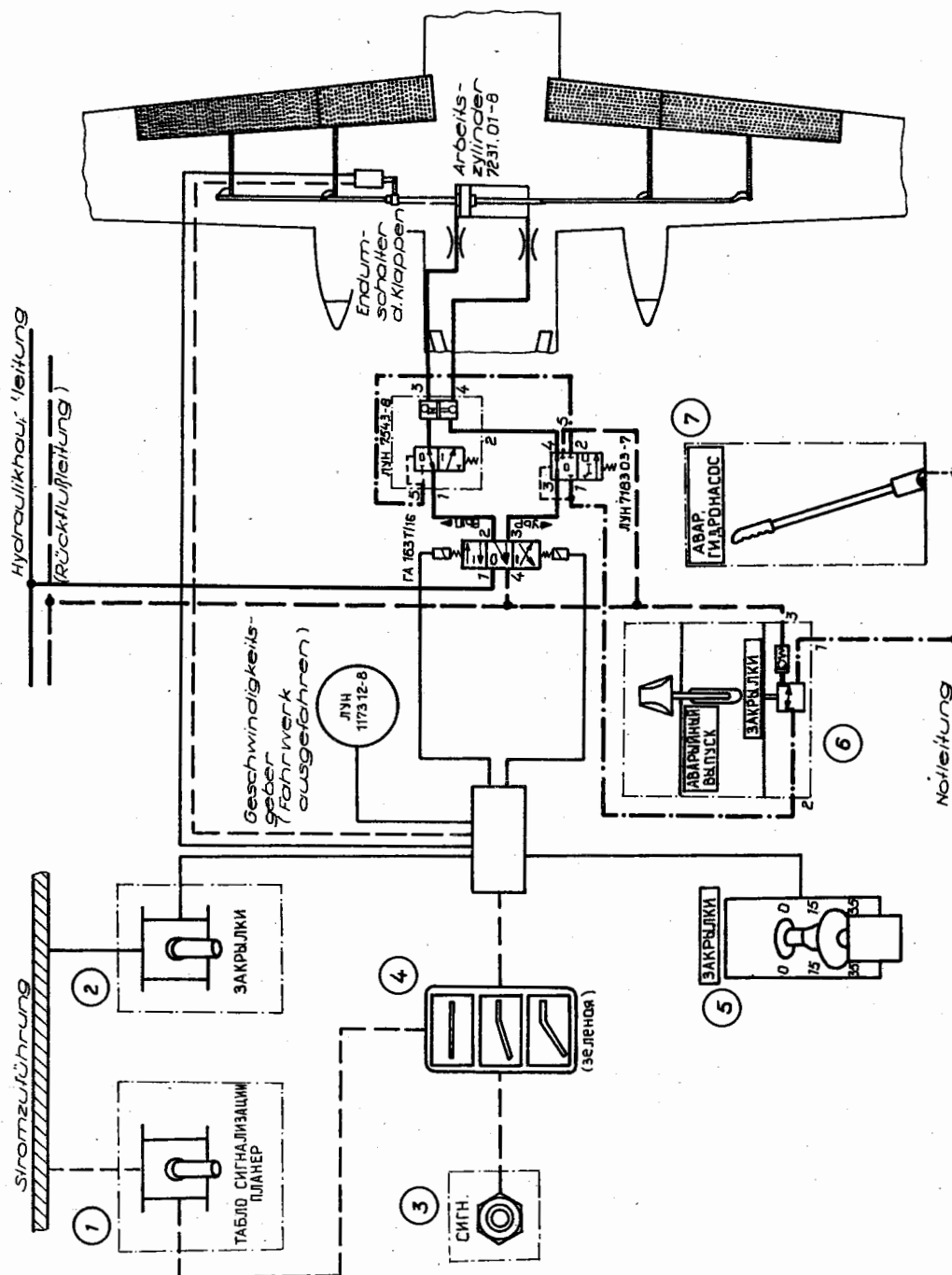


Abb. 4.1.1.2/1 Landeklappensteuerung

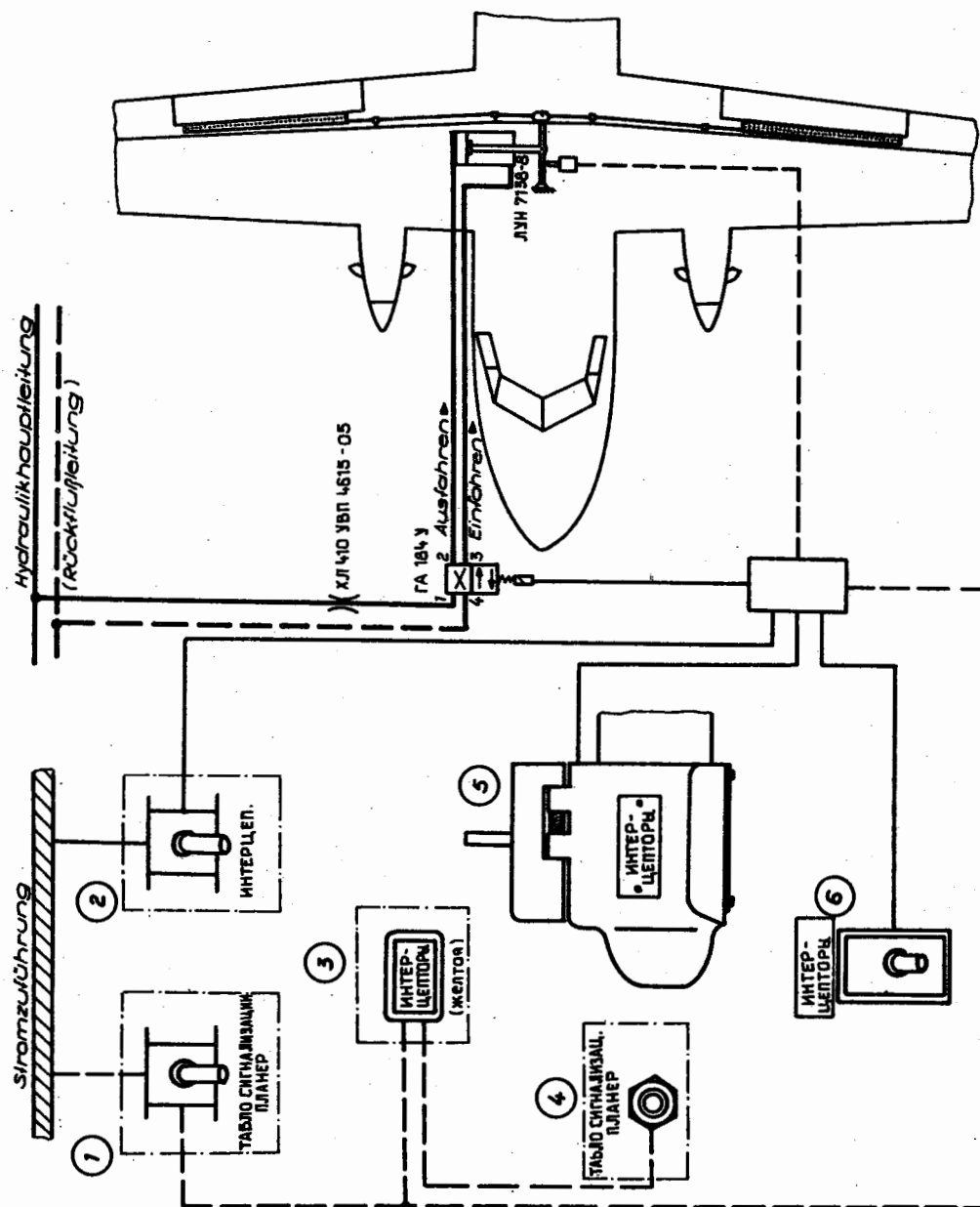


Abb. 4.1.1.2/2 Steuerung der Landeinterzeptoren

4.1.1.3.2. Betriebsbegrenzungen

Benennung des Parameters	Maß- einheit	Werte des Parameters		
		min.	normal	max.
v_G mit eingeschaltetem AUK	[km/h]	-	-	205

4.1.1.3.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Herstellung der Arbeitsbereitschaft	An der Deckenschalttafel: - SGELSTELLUNG - AUTOMAT. KOMPENSATIONSINTERZEPTOREN (links - rechts) einschalten - SIGNALTADEL/ZELLE einschalten Am Zentralpult: - Schalter AUK einschalten An der Signaltafel muß das grüne Leuchtfeld AUTOM. KOMPENSATIONSINTERZEPTOR aufleuchten.
Ausfahren der Klappen des AUK	Erfolgt automatisch
Ausschalten der Arbeitsbereitschaft	- Schalter AUK ausschalten

4.1.1.3.4. Defekte (siehe 3.4.1., 4., 5., 6., 7.)

4.1.1.4. Fahrwerk

4.1.1.4.1. Beschreibung

1. Allgemeine Angaben

Das Fahrwerk ist ein Dreipunkt-Fahrwerk. Es besteht aus dem Bugfahrwerk, dem Hauptfahrwerk und hydraulischen, mechanischen sowie elektrischen Anlagen, mit deren Hilfe das Ein- und Ausfahren des Fahrwerks, die Bugradlenkung und das Bremsen durchgeführt werden. Bei Ausfall des Hydrauliksystems ist das Ausfahren des Fahrwerks und das Bremsen der Hauptfahrwerksräder vom Hydrauliknotsystem gewährleistet.

Das Bugfahrwerk hat ein Rad K-21-6000-7 mit schlauchlosen Reifen 9.00-6 (548 x 221 mm) der Bezeichnung Barum Modell 3 (Modell 4 bei LFZ mit max. TOW 6000 kg).

Das Hauptfahrwerk hat Räder K-32-0000-7 und schlauchlose Reifen 12.50-10 (718 x 306 mm) der Bezeichnung Barum Modell 2 (Modell 3 bis LFZ mit max. TOW 6000 kg).

Das Hauptbremssystem ist mit einer automatischen Radentbremsung durch Trägheitsgeber UA-27A ausgerüstet. Abnutzung der Reifen ist bis zu ersten Kordschicht zulässig.

2. Aus- und Einfahren des Fahrwerkes (vgl. Abb. 4.1.1.4/1)

Das System zum Aus- und Einfahren des Fahrwerkes ist elektrohydraulisch. Die Steuerung erfolgt durch den Fahrwerkshebel am Zentralpult in zwei Stellungen. Eine Neutralstellung hat der Fahrwerkshebel nicht. Die Anzeige der Stellung des Fahrwerkes erfolgt optisch und mechanisch. Eine akustische und optische Signalisation zum Ausfahren des Fahrwerkes ist vorhanden.

Die optische Signalisation zeigt die Ausfahrstellung des Fahrwerkes durch drei grüne Lampen an. Die Zwischenstellung beim Aus- und Einfahren wird durch Aufleuchten von drei roten Lampen am Stellungsanzeiger des Fahrwerkes angezeigt. Wenn sich das Fahrwerk in eingefahrenem Zustand befindet, die Fluggeschwindigkeit $v_G < 205$ km/h und die Drosselhebel beider Triebwerke in der Leerlaufstellung stehen oder die Landeklappen ausgefahren sind, ertönt die akustische Signalisation (Hupe). Gleichzeitig leuchtet auf der Signaltafel das gelbe Leuchtfeld "FAHRWERK AUSFAHREN". Beim Ausfahren des Fahrwerkes, der Erhöhung der Fluggeschwindigkeit $v_G > 205$ km/h oder bei Verstellung wenigstens eines Drosselhebels in Richtung Leistungserhöhung wird die Signalisation ausgeschaltet.

Bei eingeschaltetem Sicherungsschalter "AFA-Arbeit" und bei LK-Stellung 15° kann die Signalisation mit dem Knopf "Abschaltung Fahrwerkssignalisation" auf dem mittleren Bedienpult ausgeschaltet werden (vgl. 4.2.7.5.).

Bei allen anderen Bedingungen hat dieser Bedienknopf keinen Einfluß auf die normale Arbeit des Systems der Signalisation "Fahrwerk ausfahren".



Die mechanischen Anzeiger sind an den Fahrwerksgondeln (für das Hauptfahrwerk) und am Zentralpult (für das Bugrad) angebracht. In der ausgefahrenen Stellung des Fahrwerkes müssen am Anzeiger des Bugrades zwei und am Anzeiger des Hauptfahrwerkes drei rote Ringe sichtbar sein.

3. Notausfahren des Fahrwerkes

Das System des Notausfahrens des Fahrwerkes wird mit dem Hebel NOTAUSFAHREN - FAHRWERK am rechten Bedienpult eingeschaltet. Der Druck in der Notleitung wird mit der Hydraulikhandpumpe erzeugt.

4. Bugradsteuerung (vgl. Abb. 4.1.1.4/2)

Das System der Bugradsteuerung arbeitet in drei Betriebsarten:

- a) Handsteuerung Die Steuerung erfolgt mit einem Hebel an der Steuersäule des Kommandanten. Sie erlaubt eine Drehung des Bugrades um einen Winkel von $\pm 50^\circ$ und wird beim Rollen verwendet.
- b) Fußsteuerung Die Steuerung erfolgt durch die Pedalen der Fußsteuerung des Kommandanten und des zweiten Flugzeugführers. Sie erlaubt eine Drehung des Bugrades um einen Winkel von $\pm 4,5^\circ$ und wird bei Start und Landung verwendet.
- c) Arbeit als ein-facher Schwin-gungsdämpfer Im Falle des Ausfalls oder bei nicht eingeschaltetem elektrohydraulischen Verteiler (GA 184 u) sowie bei Neutralstellung des Umschalters am Zentralpult

Der Stromkreis des Bugradsteuersystems wird über den Sicherungsschalter SIGNALTABLEAU ZELLE und FAHRWERK, dem Fahrwerkshebel, dem Betriebsartenumschalter BUGRADSTEUERUNG - HAND/FUSS, dem Endschalter der Neutralstellung des Bugrades sowie dem Endschalter versorgt, der vom Stoßdämpfer des Bugrades betätigt wird. Das Schließen des Stromkreises der Fußsteuerung des Bugrades erfordert die Neutralstellung des Bugrades und der Pedalen.

Nach Heben der Bugradstrebe beim Start wird der Stromkreis der Bugradsteuerung unterbrochen, und das Bugrad nimmt automatisch Neutralstellung ein.

Die Betriebszustände der Bugradsteuerung werden durch die Leuchtfelder FUSSTEUERUNG und HANDSTEUERUNG auf der Signaltafel angezeigt.

Wenn sich der Umschalter der BUGRADSTEUERUNG - HAND/FUSS in Neutralstellung befindet (die Leuchtfelder HANDSTEUERUNG und FUSSTEUERUNG leuchten nicht), arbeitet der Hydraulikzylinder der Servosteuerung des Bugrades als Schwingungsdämpfer.

5. Bremsung (vgl. Abb. 4.1.1.4/3)

a) Normalbremsung

Das Bremssystem der Räder des Hauptfahrwerkes ist ein Hydrauliksystem, das von den Pedalen der Fußsteuerung beider Flugzeugführer gesteuert wird. Der hydraulische Druck für die Bremsung wird aus dem Hydraulikhauptsystem und bei dessen Ausfall aus dem Hydraulikkakku des Bremssystems oder von der Hydraulikhandpumpe zugeführt. Der Bremsdruck ändert sich proportional den Kräften an den Pedalen von 0 bis $4,4 \pm 0,3$ MPa (0 bis 45 ± 3 kp/cm²). Zur Prüfung des Bremsdruckes dient ein Manometer an der mittleren Gerätetafel.

Das Bremssystem ist mit einer automatischen Radentbremsung durch an den Hauptfahrwerksrädern befindliche Trägheitsgeber ausgerüstet. Das System wird über die Sicherungsschalter SIGNALTABLEAU ZELLE und FAHRWERK an der Deckenschalttafel versorgt und durch den Schalter "ANTIBLOCKIERUNG" an dem Zentralpult ein- bzw. ausgeschaltet. Die Arbeit der automatischen Radentbremsung wird von den Leuchtfeldern "ENTBREMSUNG LINKS, ENTBREMSUNG RECHTS" auf der Signaltafel angezeigt. Die Leuchtfelder blinken im Rhythmus der automatischen Radentbremsung.

b) Notbremsung

Bei unzureichendem Druck im Hauptsystem kann zur Bremsung des Flugzeuges das Notsystem "STANDBREMSE", welches mit dem Hebel Standbremse und der Hydraulikhandpumpe steuerbar ist, benutzt werden.

Da durch die Hydraulikhandpumpe in dem Arbeitszylinder der Bremsen ein höherer Druck als zulässig geschaffen werden kann (45 bis 55 kp/cm²) und die automatische Radentbremsung in diesem Falle nicht arbeitet, ist zur Vermeidung eines Blockierens der Räder auf die Druckanzeige der Standbremse an der mittleren Gerätetafel zu achten.

c) Standbremse

Die Standbremse wird mit dem Hebel STANDBREMSE am rechten Bedienpult betätigt. Als Druckquelle dient die Hydraulikhandpumpe auf der rechten Seite der Kabine bzw. der Hydraulikkaku des Notsystems.

Die Bremsung des Flugzeuges im Stand erfolgt mit einem Druck von $4 \pm 0,5$ MPa (40 ± 5 kp/cm²).

Vor dem Probelauf der Triebwerke ist ein Druck von $4,9 \pm 0,5$ MPa (50 ± 5 kp/cm²) zu schaffen.

Der Druck im System der Standbremse wird am Manometer auf der mittleren Gerätetafel kontrolliert. Das Lösen der Bremsen erfolgt durch Einstellung des Hebels Standbremse in die untere Stellung.

4.1.1.4.2. Betriebsbegrenzungen

Benennung des Parameters	Maß- einheit	Wert des Parameters		
		min.	normal	max.
Einfederung des Fahrwerkes im Stand				
- Bugfahrwerk	[mm]	41	-	63
- Hauptfahrwerk	[mm]	77	-	111
Eindrucktiefe der Reifen mit maximaler Flugmasse				
- Bugfahrwerk	[mm]	-	≤ 46	-
- Hauptfahrwerk	[mm]	-	≤ 59	-
Minimaler Kurvenradius des äußeren Rades auf Beton mit Handsteuerung				
- ohne Bremsen	[m]	8	-	-
- mit Bremsen	[m]	5,4	-	-
V _G max. bei Bremsbeginn	[km/h]	-	140	170
Zeit der Standbremsung	[h]	-	-	24
Zul. Rollgeschwindigkeit	[km/h]	-	-	30
Aufeinanderfolgende Landungen (Landemasse bis 5600 kg bzw. 5800 kg für LFZ mit max. TOW 6000 kg) und Platzrunden mit ausgefahrenem Fahrwerk für 15 Minuten, kein intensives Bremsen ab v _G = 140 km/h	Anzahl	unbegrenzt		
Min. Rollradius unter Benutzung der Bremsen bei einer Rollgeschwindigkeit = 30 km/h	[m]	26	-	-
Reifendruck	[kp/cm ²]			
- HFW Modell 2		-	3,5	3,8
- HFW Modell 3		-	3,2	3,5
- BFW Modell 3		-	4,2	4,5
- BFW Modell 4		-	4,2	4,5

4.1.1.4.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Vor dem Rollen	Am Zentralpult: - Umschalter der BUGRADSTEUERUNG HAND - Schalter AUTOMATISCHE RADENTBREMSUNG einschalten Das Leuchtfeld HANDSTEUERUNG auf der Signaltafel muß aufleuchten. Am rechten Bedienpult: Hebel STANDBREMSE nach unten
Rollen	- Funktion des Haupt- und Notsystems prüfen - Richtung mittels der Bremsen und Bugradsteuerung halten <u>Anmerkung:</u> Die Bugradsteuerung muß beim Rollen gleichmäßig erfolgen, weil ein schneller Ausschlag zu einer unverhältnismäßigen Vergrößerung der Kraft auf dem Steuerhebel führt.
An der Startlinie	- Pedalen der Fußsteuerung neutral Am Zentralpult: - Umschalter der BUGRADSTEUERUNG FUSS Auf der Signaltafel muß das Leuchtfeld FUSSTEUERUNG aufleuchten.
Start	- Fahrwerksbremsen entbremsen - Richtung durch Bugradsteuerung halten

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Nach dem Abheben	- Räder des Fahrwerkes bremsen - in einer Höhe von 3 bis 5 m, nach Erreichen einer Geschwindigkeit $v_G \geq 145 \text{ km/h}$ (bzw. $\geq 150 \text{ km/h}$ für LFZ mit max. TOW 6000 kg), - Fahrwerkhebel entsichern - Fahrwerkhebel EINFAHREN Die Zeit des Einfahrens beträgt ca. 8 Sekunden.
Landeanflug	Die zulässige Fluggeschwindigkeit für das Ausfahren des Fahrwerkes in Platzrundenhöhe beträgt $v_G = 250 \text{ km/h}$. - Fahrwerkhebel AUSFAHREN Am Stellungsanzeiger des Fahrwerkes müssen drei grüne Lampen leuchten. An der mittleren Gerätetafel: - Manometer BREMSAKKUMULATOR Druck prüfen - Schalter AUTOM. RADENTBREMSUNG eingeschaltet Auf dem Zentralpult: - Umschalter der BUGRADSTEUERUNG FUSS - Ausfahrzeit des Fahrwerkes beträgt ca. 8 Sekunden <u>Anmerkung:</u> Das Leuchtfeld FUSSTEUERUNG der Signaltafel leuchtet erst nach Durchlauf der Pedalen der Fußsteuerung durch die Neutralstellung auf.
Landung	Zulässige Geschwindigkeit des Bremsbeginns 170 km/h. <u>Achtung!</u> Die Anwendung der Bremsen vor dem Rollen des Flugzeuges auf drei Punkten ist verboten. Die Richtung ist mit der Bugradsteuerung zu halten.
Ausrollen zum Stand	Am Zentralpult: - Umschalter der BUGRADSTEUERUNG HAND Die Richtung ist mit der Bugradsteuerung und den Bremsen zu halten.
Am Abstellplatz	Auf dem rechten Steuerpult: - STANDBREMSHEBEL STOP - Mit der Hydraulikhandpumpe wird ein Druck in den Bremsen von $2,45 +0,5 \text{ MPa}$ ($25 +5 \text{ kp/cm}^2$) erzeugt. - Die Sicherung des Fahrwerkhebels kontrollieren.

4.1.1.4.4. Defekte

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Nach Einstellung des Fahrwerkhebels in die Stellung EINFAHREN	
1. wenn nicht alle grünen Lampen am Fahrwerk-Stellungsanzeiger verlöschen und die entsprechende rote Lampe nicht aufleuchtet	Am Zentralpult: - FAHRWERKHEBEL AUSFAHREN - mechanische Anzeige überprüfen - Landung auf Startausweichflugplatz durchführen
2. die drei grünen Lampen verlöschen, aber nicht alle roten Lampen leuchten auf:	Am Stellungsanzeiger des Fahrwerkes Knopf KONTROLLE drücken Wenn sich der Defekt nach Kontrolle und Wechsel der Signallampe wiederholt:

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
3. Wenn nicht alle roten Lampen am Stellungsan- zeiger verlöschen:	- FAHRWERKHEBEL AUSFAHREN - Fahrwerkstellung nach optischer und mechanischer Anzeige überprüfen - Landung auf dem Startausweichflug- durchführen platz Am Zentralpult: - Fahrwerkhebel AUSFAHREN - Stellung nach optischer und me- überprüfen - Landung auf dem Startausweichflug- durchführen platz Warnung! Es ist verboten, wiederholte Einfahrversuche vorzu- nehmen sowie Flüge mit einem Fahrwerk, das nur durch Hydraulikdruck gehalten wird, durchzuführen.
Nach Verstellung des FAHR- WERKHEBELS in die Stellung AUSFAHREN, wenn nicht alle grünen Lampen aufleuchten:	- FAHRWERKHEBEL EIN- und danach AUSFAHREN - wenn sich der Defekt wiederholt: - Fahrwerkstellung nach mechanischer Anzeige überprüfen Am Zentralpult: - FAHRWERKHEBEL in der Stellung AUSFAHREN überprüfen - Hebel NOTAUSFAHREN-FAHRWERK nach unten (Plombierdraht zerreißen) - Mit der Hydraulikhandpumpe ist ein Druck im Hydrauliksystem bis zum Aufleuchten der drei grünen Lampen am Stellungsan- zeiger des Fahrwerkes zu erzeugen. Anmerkung: Zum Notausfahren des Fahrwerkes sind etwa 40 Zyklen der Hydraulikhandpumpe erforderlich. Wenn nach dem Notausfahren des Fahrwerkes die drei grünen Lampen nicht aufleuchten, ist die mechani- sche Anzeige durch den zweiten Flugzeugführer zu überprüfen und eine normale Landung durchzuführen. Nach der Landung des Flugzeuges bleibt der Hebel für das Notausfahren des Fahrwerkes in der unteren Stellung bis zur Feststellung und Beseitigung der Ursache des Ausfalls des Hauptausfahrsystems - Fahrwerk.
Ausfall des Hauptbrems- systems a) beide Bremsen versagen	- STANDBREMSHEBEL auf STOP! - Mit der Hydraulikhandpumpe den erforderlichen Druck erzeugen. Anmerkung: Bei Nutzung der Standbremse bremsen beide Räder gleichzeitig, deshalb ist eine ständige Richtungs- kontrolle und eine Überwachung des Bremsdruckes erforderlich. - Die Richtung ist durch Bugradlenkung zu halten.
b) eine Bremse versagt	- Bremsen vom Hauptsystem nutzen und mit Bugradlenkung Rich- tung halten. - Mit entsprechender Schubumkehr der Triebwerke arbeiten. - Rollgeschwindigkeit mit Hilfe der Schubumkehr abbremsen. - Vom Flugleiter technische Hilfe zum Abschleppen anfordern.
Ausfall des Haupt- und Not- bremssystems mit gleichzei- tigem Ausfall der Bugrad- lenkung	Anmerkung: Bei Anwendung Schubumkehr max. sind die Drossel- hebel aus der Stellung Schubumkehr langsam in die Leerlaufstellung zu überführen, um einen zu schnel- len Übergang der Luftschraube auf Vorwärtsschub zu vermeiden. Unterhalb 20 km/h sind die Triebwerke mittels Stopp- hahn abzustellen (vgl. 3.4.20.)

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Verkeilung des Bugrades in neutraler Stellung (äußerst unwahrscheinlich) Ausfall der Radent- bremsung	- Anzeichen ist eine erschwerte Bewegung der Pedale bzw. der Handsteuerung. - Umschalter Bugradsteuerung in Neutralstellung - Flugzeug mit Radbremsen und bei Notwendigkeit mit asymmetrischem Schub lenken. <u>Anmerkung:</u> Der Start mit verkeiltem Bugrad ist verboten! Der Ausfall der automatischen Radentbremsung ist feststellbar am Fehlen der Signalisation "Radentbremsung links, rechts" am Tableau, am Auftreten des Bremsgeräusches beim Bremsen auf trockener Bahn bzw. des ungleichen Bremsmomentes auf nasser bzw. mit Matsch bedeckter Bahn. Beim Auftreten von Merkmalen des Ausfalls der automatischen Radentbremsung sind die Räder sofort zu entbremsen. Das weitere Bremsen erfolgt impulsartig in solcher Weise, daß ein Blockieren der Räder vermieden wird.

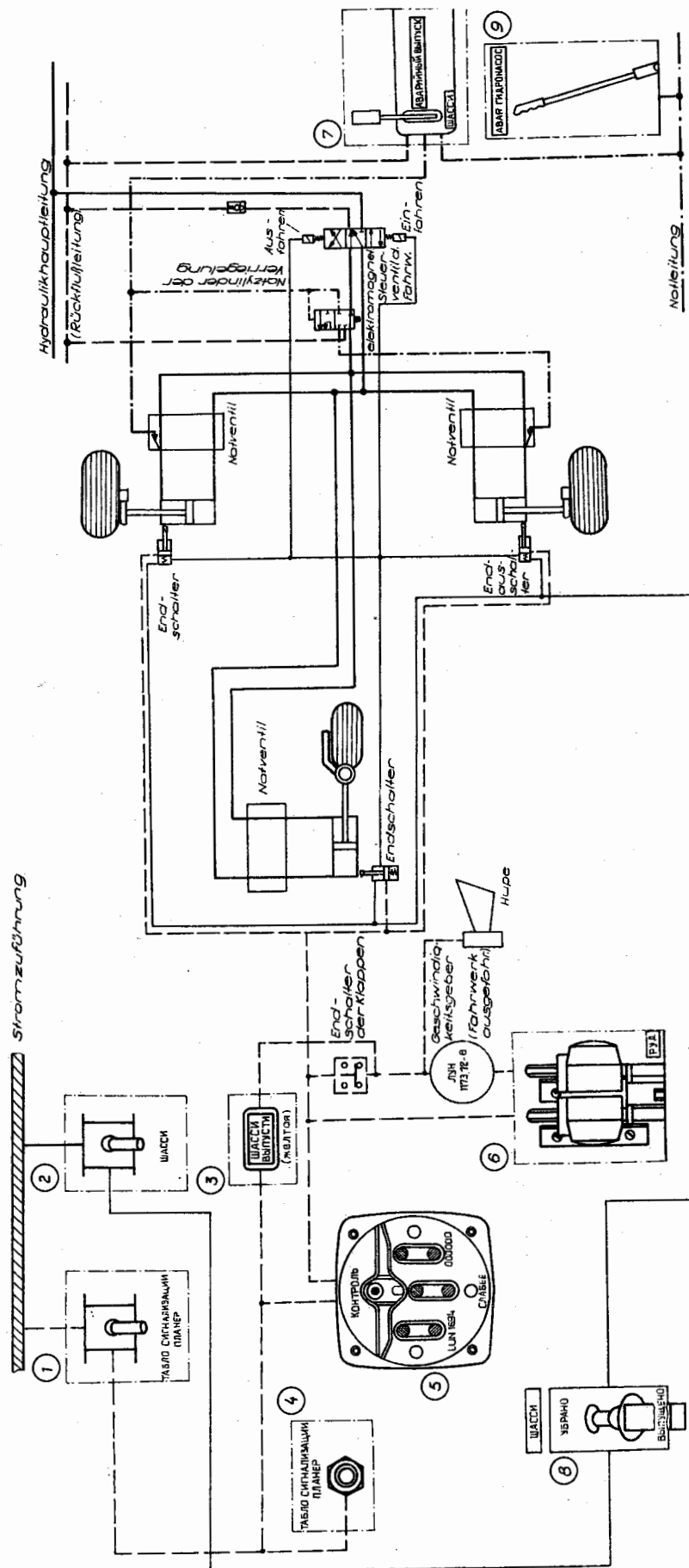
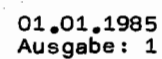
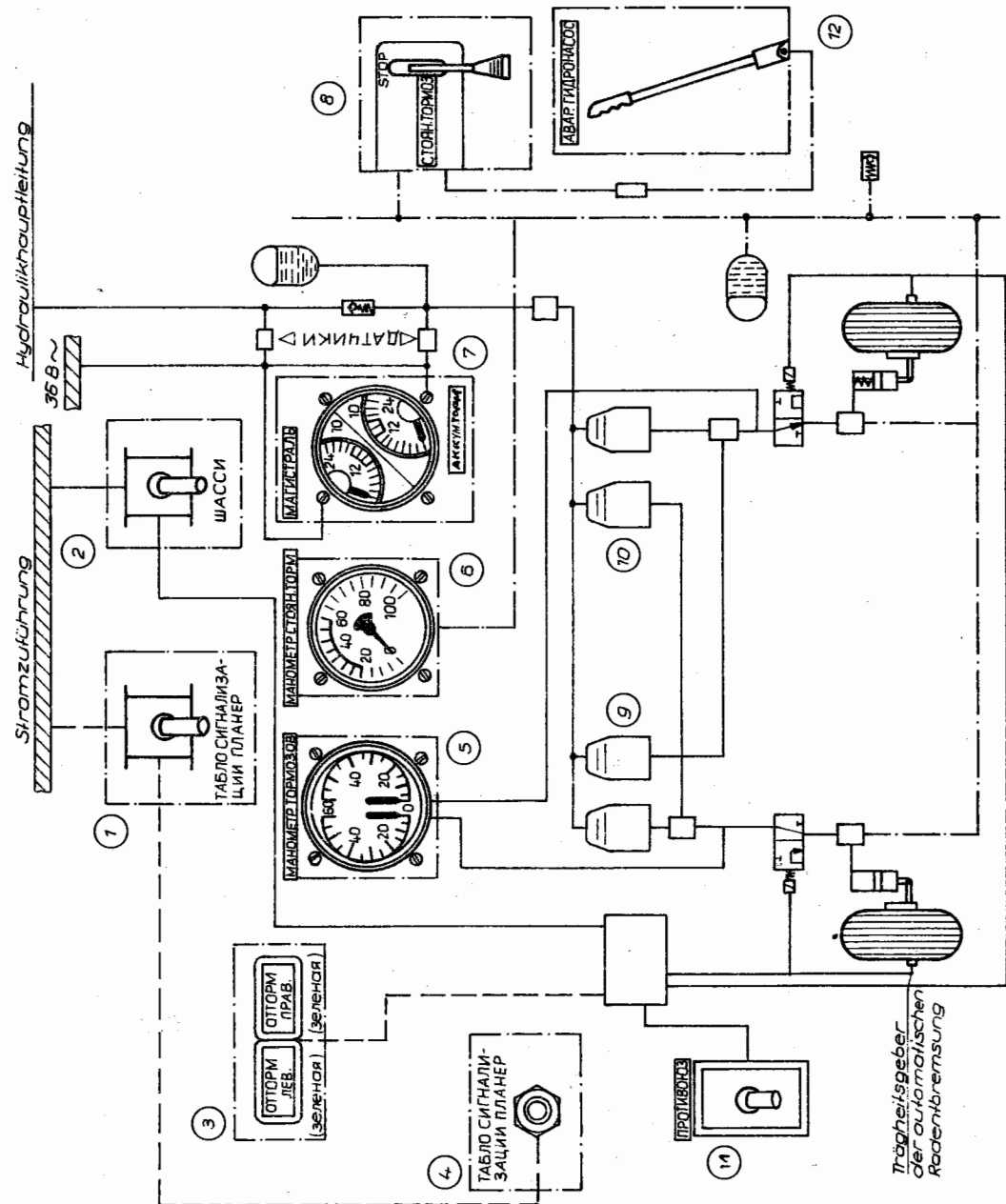


Abb. 4.1.1.4/1





4.1.2. Die Triebwerke und ihre Systeme

Zusammenstellung der Begrenzungen der Triebwerke s. 2.9.1.
2.9.2.

4.1.2.1. Begrenzungen des Triebwerkes M 601 B (M 601 D)

4.1.2.1.1. Begrenzung der Leistungsstufe

(Die Angaben in der Tabelle sind, wenn nicht anders angegeben, die maximal zulässigen Werte)

(...) Werte für TW M 601 D

Leistungsstufe	Maximale Gas-temperatur zwischen d. Turbinen	Drehmoment	Drehzahl des Turbo-verdichters x	Drehzahl der Luft-schraube	Betriebszeit		Anmerkungen
					ununterbrochen	von der Gesamt-betr.-Zeit	
	°C	%	%	min ⁻¹	-	%	
Sonderleistung	780 (-)	109	104 (-)	2080	2 min	-	Die max. Abgastemperatur ist nur zur Information angegeben und wird durch den FF nicht berücksichtigt. Nach Sonderleistung darf 30 min mit Startleistung geflogen werden.
Startleistung	735	100 ¹⁾ 1) (105)	101,5	2080	5 min ²⁾	4	1) In der 1. Etappe des Starts darf das Drehmoment kurzzeitig auf 106 % anwachsen. 2) Beim Ausfall eines TW darf eine Stunde mit Startleistung geflogen werden. Die Gesamtbetriebszeit soll 3 % nicht übersteigen. Das entspricht der Notleistungsstufe (AHT). (Dabei soll TMT 730 °C und n _{TP} 100,7 % nicht überschreiten) betrifft M601 D)
Nennleistung	690	100	99 (98,2)	1800 b. 1900 (2080)	unbegrenzt		Anwendung der Leistungsstufe siehe 4.2.7.2.
0,8 Nennleistung	690	-	96 (95,0)	1700 b. 1850	unbegrenzt		
Leerlauf	Boden Luft 520 (550)	-	60 ⁺³ >60 ⁺³ x (>60)	-	unbegrenzt		x bei H > 2500 m INA
Ausgangsleistung für Beschleunigung	-	-	>70 ⁺³ (≥70) ≥75	-	-	-	H = 0 bis 1000 m INA H = 1000 bis 4000 m INA
Beschleunigung (von Ausgangsleistung bis 95 % Startleistung)	735	106	102,5	2140 x	5 s	-	Die Angaben gelten bei Vorgeben des Drosselhebels in 1 s in H = 0 bis 4000 m. x 2220 min ⁻¹ beim Durchstarten

Tabelle 1 Leistungsstufen der Triebwerke M 601 B und (M 601 D)

Fortsetzung Tabelle 1 Leistungsstufen der Triebwerke M 601 B und (M 601 D)

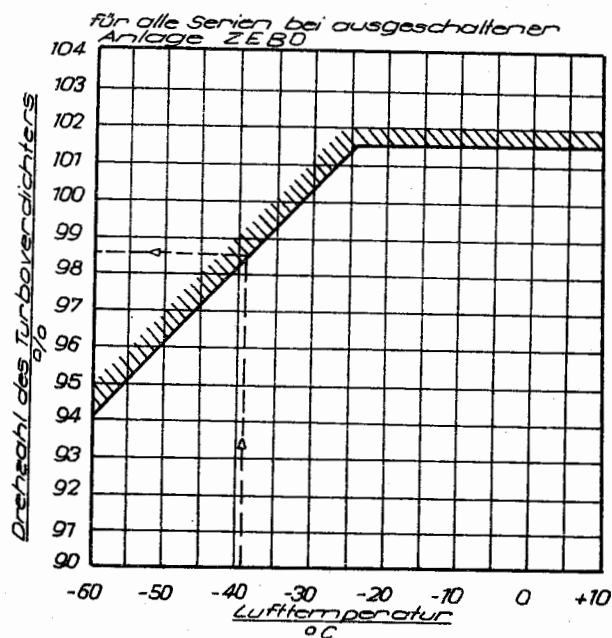
Leistungsstufe	Maximale Gas-temperatur zwischen d.Turbinen	Drehmoment	Drehzahl des Turboverdichters x	Drehzahl der Luftschraube	Betriebszeit		Anmerkungen
					ununterbrochen	von der Gesamt-betr.-Zeit	
	°C	%	%	min ⁻¹	-	%	
Handsteuerung (mit eingeschaltetem Isolier-ventil)	710	100	100,5 x	2080	1 h	-	x Minimaldrehzahl: H ≤ 2000 m 60 % H > 2000 m 75 %
Schubumkehr	710	-	- (99)	2000 (2030)	1 min	-	

x Beachte zusätzlich die Begrenzungen der maximalen Drehzahl des Turboverdichters zur Gewährleistung der Reserve hinsichtlich der reduzierten Drehzahl $n_{TV} = f(t) = 108 \%$. (Abb. 4.1.2/1 und 4.1.2/2)

4.1.2.1.2. Begrenzung der maximalen Drehzahl des Turboverdichters

a) Bei Außentemperaturen unter $-24 \text{ }^{\circ}\text{C}$ ($\rightarrow 1012$)/

Bei ausgeschaltetem ZEBO ist bei Außentemperaturen unter $-24 \text{ }^{\circ}\text{C}$ ($1013 \rightarrow$) ist zur Gewährleistung der festgelegten Reserve hinsichtlich der reduzierten Drehzahl ($n_{TV} = 108 \%$) notwendig, die Drehzahl des Turboverdichters entsprechend der Grafik einzustellen. Das Beispiel in der Grafik 4.1.2/1 zeigt, daß bei einer Außentemperatur von $-39 \text{ }^{\circ}\text{C}$ n_{TV} unter $98,5 \%$ gehalten werden muß.



- b) Bei eingeschaltetem ZEBO wird die Drehzahl des Turboverdichters bei niedriger Außentemperatur automatisch durch das Begrenzungs-system kontrolliert.

Beispiel Abb. 4.1.2/2

Die mit Pfeilen versehene gestrichelte Linie zeigt, daß bei einer Außentemperatur von -30°C und einer Drehzahl des Turboverdichters von 96,5 ... 98,5 % an der Signaltafel das Leuchtfeld "Ansprechen Zebo" aufleuchtet, die die Annäherung an die maximal zulässige Drehzahl des Turboverdichters bei der vorliegenden Temperatur und die entsprechende Drosselung des Triebwerkes durch die Begrenzungsanlage zeigt.

(Für Flugzeuge 1013 →)

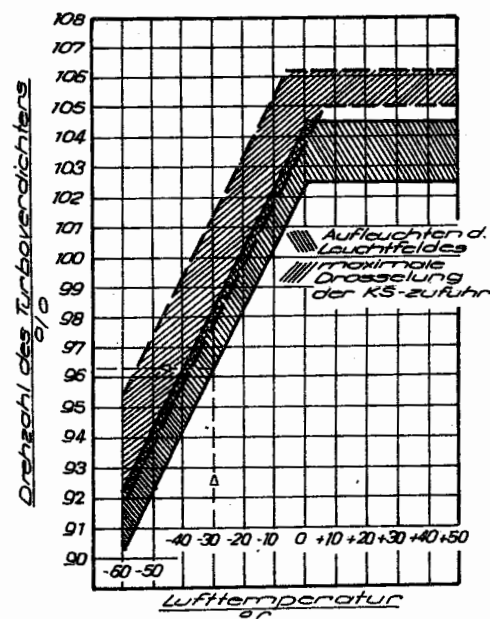


Abb. 4.1.2/2

4.1.2.2. Beschreibung

1. Allgemeines

Das Flugzeug ist mit zwei Triebwerken des Typs M 601 B mit Luftschrauben des Typs V 508 B ausgerüstet bzw. M 601 D und V 508 D.

a) Technische Daten des Triebwerkes M 601 B / M 601 D

Typ und Bezeichnung

Walter M 601 B / M 601 D
Zweiwellen-Gegenstrom-Propellerturbinen-
triebwerk mit Losturbine

Wellenleitung:

- maximale Startleistung
- Sonderleistung
- Nennleistung

515 kW (700 Ps) / 540 kW (734 PS)
559 kW (760 Ps)
452 kW (615 Ps)

Drehzahl:

- des Turboverdichters
- der Losturbine

36660 min^{-1} (= 100 %)
31023 min^{-1}

Anlaßmethode	mittels elektrischem Starter
maximaler Anlaßstrom	700 A
b) Technische Daten der Luftschaube V 508 B/ V 508 D	
Durchmesser der Luftschaube	2,5 m
Zahl der Blätter	3
Drehrichtung	rechts
Bereich der geregelten Drehzahl	1550 - 2080 min ⁻¹ / (1700 - 2080 min ⁻¹)
Möglichkeit der Anwendung der Leistungsstufe Schubumkehr	ja
Begrenzung der max. Drehzahl	Fliehkraftbegrenzer
Leistungssteuerung im β -Bereich	Luftschaubensteigung mit Drosselhebel gekoppelt
Einnahme der Segelstellung	automatisch und von Hand
Minimaler Abstand vom Blattende der Luftschaube bis zum Boden (bei maximaler Startmasse)	1 m

2. Steuerorgane

Die Steuerung der Triebwerke erfolgt mit drei Hebeln.

a) Drosselhebel (PYII)

Der Drosselhebel dient zur Steuerung der Leistung des Triebwerkes von der Leistungsstufe Schubumkehr bis zur Sonderleistung.

Der Drosselhebel hat die folgenden charakteristischen Stellungen:

Sonderleistung	Am weitesten vorn (hinter dem Federanschlag)
Startleistung	vorn (am Anschlag der unteren Nut der Führung)
Leerlauf	hinten (am Anschlag der unteren Nut der Führung)
Rolleerlauf	etwa 1 cm hinter dem Anschlag der unteren Nut der Führung
Schubumkehr	mehr als 1 cm hinter dem Anschlag der Führung

Die Stellung "Leerlauf" ist die geringste zulässige Leistungsstufe für den Flug.

Die Stellung "Rolleerlauf" wird beim Rollen angewandt.

In dieser Drosselhebelstellung fahren die Luftschaubenblätter in Winkel, die unter den minimal zulässigen für den Flug liegen.

Die Stellung "Schubumkehr" ist nur bei der Landung nach dem Aufsetzen und während des Rollens anzuwenden. Zur Verhinderung einer unbeabsichtigten Verstellung des Drosselhebels in die Stellung "Rolleerlauf" und "Schubumkehr" sind am Drosselhebel zwei Sicherungen vorhanden:

- eine Sperre, die zwischen der Führung hinter dem Drosselhebel angeordnet ist;
- ein Stift in der Nut der Führung, der mittels eines Griffes am Drosselhebel bewegbar ist.

Für die Verschiebung des Drosselhebels aus der Stellung "Leerlauf" in die Stellung "Rolleerlauf" oder "Schubumkehr" ist es notwendig:

1. die Sperre nach hinten zu kippen;
2. mit Hilfe des Griffes am Drosselhebel den Stift so anzuheben, daß er in der oberen Nut der Führung einrastet.

Die Stellung "Sonderleistung" kann bei plötzlicher Verringerung der Leistung eines Triebwerkes beim Start angewendet werden. Zur Einstellung des Drosselhebels muß mit Hilfe des Griffes der Stift in die Nut der oberen Führung gehoben werden und nach Überwindung des Widerstandes des Federanschlages der Drosselhebel in die Stellung ganz nach vorne gebracht werden.

b) Luftschaubenhebel (PYB)

Er dient zur Einstellung der Drehzahl der Luftschaube und zur Verstellung in Segelstellung. Der Luftschaubenhebel besitzt drei charakteristische Stellungen:

Maximaldrehzahl
(kleine Steigung)

am weitesten vorn

Minimaldrehzahl
(große Steigung)

hinten
(am Anschlag der unteren Nut der Führung)

Segelstellung

am weitesten hinten
(am Anschlag der oberen Nut der Führung)

c) Stopphahn

Der Stopphahn dient zum Öffnen und Schließen der Kraftstoffzufuhr zum Triebwerk sowie zur Steuerung des Triebwerkes bei Ausfall des Reglers der Kraftstoffzufuhr (Notkreis). Er hat drei fixierte Stellungen:

Startleistung

am weitesten vorn

Offen

in der Mitte (an einem Zwischenanschlag)

Geschlossen

am weitesten hinten

d) Regulierbarer Anschlag der Startleistung

Am Drosselhebel befindet sich der regulierbare Anschlag für die Startleistung, d. h. ein Anschlag für beide Drosselhebel zum schnellen Einstellen der Startleistung.

Bei richtiger Einstellung nach dem Diagramm (Abb. 4.1.2/3) gewährleistet der Anschlag, daß die höchstzulässigen Betriebswerte der Triebwerke (Drehmoment, Drehzahl des Turboverdichters und Temperatur zwischen den Turbinen) nicht überschritten werden.

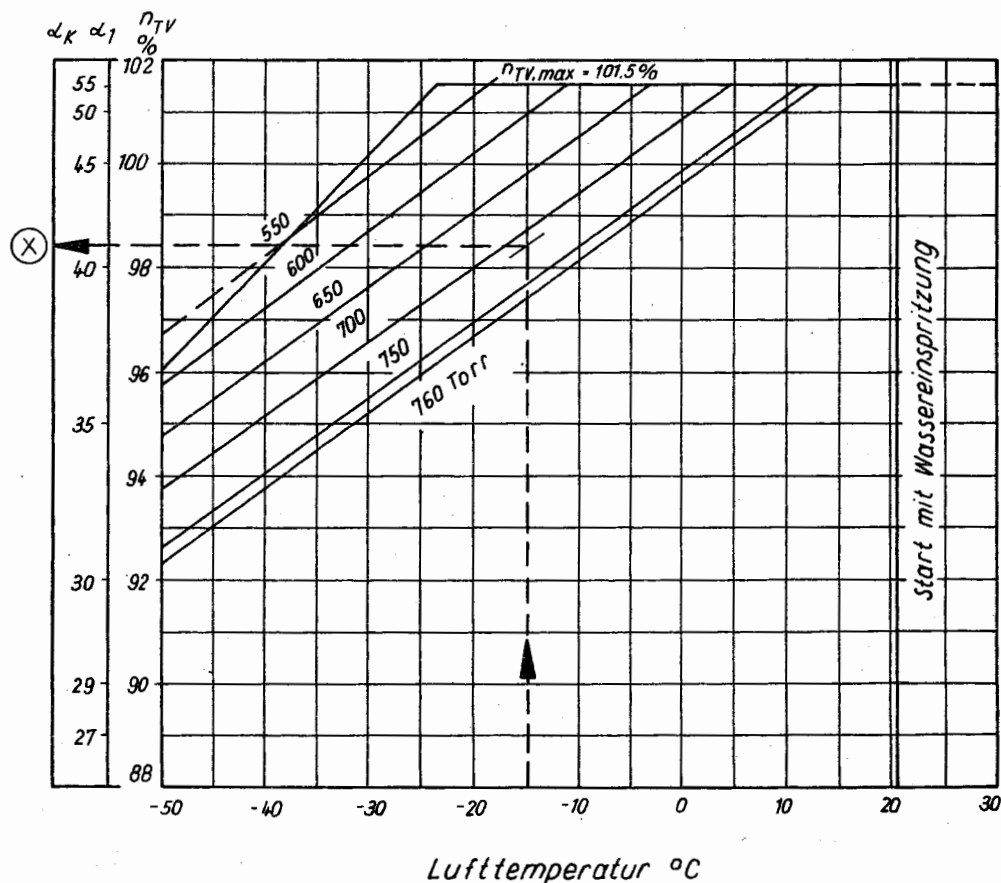


Abb. 4.1.2/3 Grafik für die Einstellung des regulierbaren Anschlages (M 601 B)
für die max. Startleistung
Gültig für $n_{LS} = 2080 \text{ min}^{-1}$

α_k - Tabelle des regulierbaren Anschlages in der Kabine

α_1 - Tabelle zur KS-Regulierung des Triebwerkes

Der Anschlag ist nicht für großen Kraftaufwand berechnet.

Deshalb sind die Drosselhebel bis zum Anschlag gleichmäßig (mindestens 2 s) und weich zu betätigen.

Muß die Sonderleistung eingestellt werden, kann der Anschlag überdrückt werden, indem der Sicherungsstift am Drosselhebel des arbeitenden Triebwerkes angehoben wird. Damit die Sonderleistung nicht bei normalem Betrieb eingestellt wird, sind die Sicherungsstifte an den Drosselhebeln nicht anzuheben.

3. Einstellung der Leistungsstufen des Triebwerkes

a) Einstellung der Startleistung

Vor dem Rollen:

Nach dem Eichdiagramm der Abb. 4.1.2/3 (geeichte Diagramme in den Maschinen) wird der Wert α_k für die betreffende Lufttemperatur und den Luftdruck bestimmt.

Anmerkung: Ein Beispiel für die Nutzung des Diagrammes befindet sich auf dem nicht geeichten Diagramm, Abb. 4.1.2/3, im vorliegenden Unterabschnitt. Das Beispiel bezieht sich auf eine Lufttemperatur von -15°C und einen Luftdruck von 720 Torr, 700 Torr (M 601 D).

Der Wert α_k wird im Beispiel mit "x" bezeichnet, da sein Wert für die verschiedenen Flugzeuge (Triebwerke) unterschiedlich ist.

Der nach dem Diagramm 4.1.2/3 ermittelte Wert α_k ist mit der Einstellvorrichtung zum Regulieren des Anschlages der Startleistung am Zentralpult an der Skale des Drosselhebels einzustellen.

M 601 D

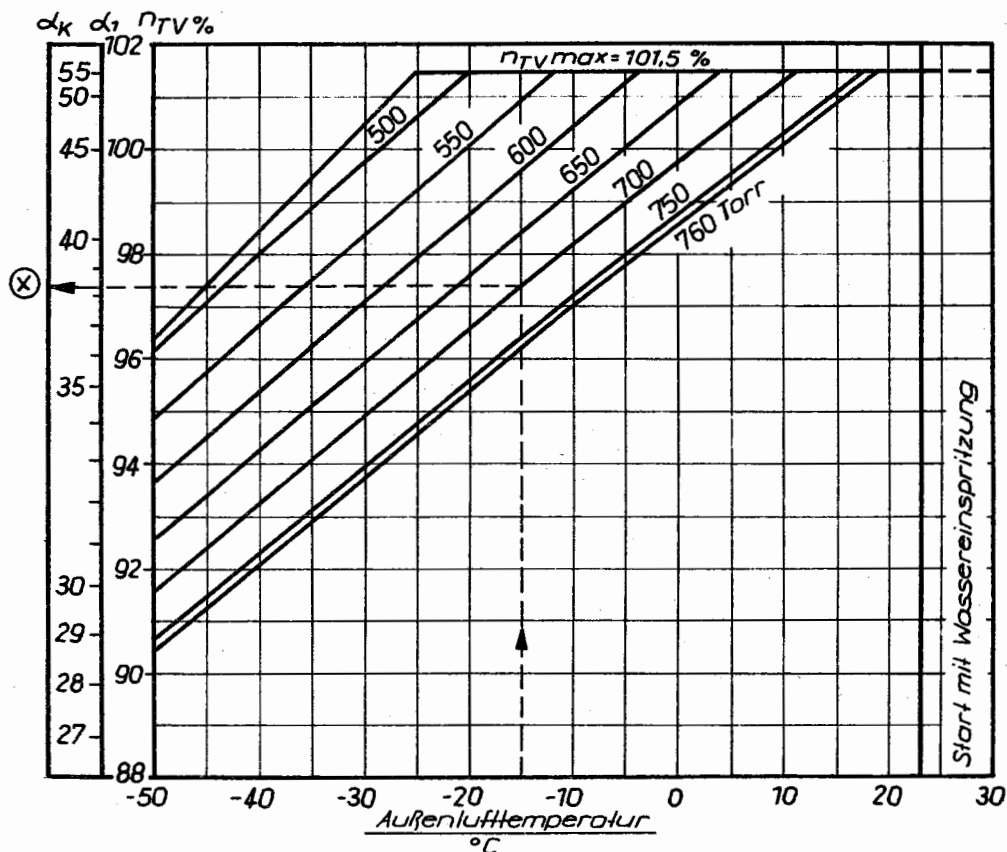


Abb. 4.1.2/3 Grafik für die Einstellung des regulierbaren Ausschlages für die maximale Startleistung
Gültig für $n_{LS} = 2080 \text{ min}^{-1}$

α_k Tabelle des regulierbaren Ausschlages der Kabine

α_1 Tabelle zur KS-Regulierung des Triebwerkes

Bei einer Lufttemperatur von $+21^{\circ}\text{C}$ [$+23^{\circ}\text{C}$ (M 601 D)] und höher, bei der der Start mit Wassereinspritzung erfolgen kann, ist das Diagramm nicht zu nutzen und der Anschlag in die vorderste Stellung zu bringen. Die Startleistung wird in diesem Falle durch Verstellen der Drosselhebel an den vorderen Anschlag eingestellt.

Am Start:

Die Drosselhebel beider Triebwerke gleichmäßig und weich an den nach den Festlegungen des vorhergehenden Abschnittes eingestellten Anschlag der Startleistung stellen.

Der zweite Flugzeugführer hat die Triebwerkparameter zu beobachten und bei Notwendigkeit die Stellung der Drosselhebel zu korrigieren.

Nach dem Übergang auf den Luftdruck des Landeflugplatzes

Beim Übergang in die zweite Runde ist der Anschlag der Startleistung, ausgehend von der Lufttemperatur und dem Luftdruck am Landeflugplatz, wie beim Start einzustellen.

Anmerkung: 1. Die richtige Einstellung und Eichung des regulierbaren Anschlages der Startleistung kann während des Starts durch vorheriges Berechnen von M_D nach dem Hilfsdiagramm 4.1.2/4 überprüft werden.

Dieses Diagramm dient auch zur Überprüfung einer eventuellen TW-Beanstandung wenn bei der Besatzung begründete Zweifel bestehen, daß bei der Einstellung der Leistungsstufe Startleistung die erreichten Parameter dieser Leistungsstufe den gegebenen Außenbedingungen entsprechen.

Das Beispiel im Diagramm 4.1.2/4, das gestrichelt und mit Pfeilen gezeigt wird, zeigt, daß bei einem Luftdruck von 730 Torr [740 Torr (M 601 D)] und einer Lufttemperatur von $+18^{\circ}\text{C}$ [$+24^{\circ}\text{C}$ (M 601 D)] die verfügbare Startleistung ohne Wassereinspritzung durch die maximal zulässige $n_{TV} = 101,5\%$ begrenzt wird.

(M 601 D)

die TMT max. von 735°C begrenzt wird, wobei sich M_D von einem niedrigen Ausgangswert am Beginn des Anrollens auf etwa 96 % bei einer IAS von 170 km/h vergrößert

wobei sich das Drehmoment vom Anfangswert ca. 89,5 % am Beginn des Anrollens auf ca. 93 % bei einer Geschwindigkeit IAS = 170 km/h vergrößert.

2. Begrenzung für die Luftentnahme bei maximaler Startleistung - siehe Punkt 2.9.2.
3. Das Diagramm 4.1.2/3 gilt für beide Startregime - mit und ohne Wassereinspritzung.

b) Einstellung der Nennleistung

Diese Leistungsstufe ist durch eine Drehzahl des Turboverdichters von 99 % [98,2 % (M 601 D)] charakterisiert. Nach Einstellung dieser Drehzahl ist zu prüfen, ob die Begrenzungen der übrigen Parameter für den jeweiligen Zustand überschritten werden (siehe 4.1.2.1). Bei Notwendigkeit ist die Drehzahl des Turboverdichters zu verringern.

Eine mögliche Differenz der Drehmomente des linken und rechten Triebwerkes bei gleichen Luftschraubendrehzahlen kann der Flugzeugführer, wenn er es für notwendig erachtet, durch Senkung der Drehzahl des Turboverdichters des Triebwerkes mit großem Drehmoment beseitigen.

Bei Nennleistung darf die volle Luftmenge für die Systeme des Flugzeuges entnommen werden.

c) Einstellung der Notleistungsstufe während des Fluges

Die Notleistungsstufe ist identisch mit der Startleistung und wird nur bei Ausfall eines Triebwerkes angewandt. Nach Einstellung des Zustandes ist zu prüfen, ob die zulässigen Betriebsparameter des Triebwerkes überschritten werden, die im Unterabschnitt 4.1.2.1. angegeben sind.

Bei Notwendigkeit ist die Drehzahl des Turboverdichters sofort zu verringern. Bei Gefahr einer Überschreitung der zulässigen Temperatur zwischen den Turbinen wird empfohlen, die Kabinenheizung nicht einzuschalten und nach Bedarf die Luftentnahme für die übrigen Zwecke des Flugzeuges einzuschränken.

Die Betriebszeit des Triebwerkes in diesem Zustand ist in die technische Dokumentation des Triebwerkes einzutragen und darf 1 Stunde nicht übersteigen.

d) Einstellung der Leistungsstufe Schubumkehr

Warnung! Bei Schubumkehr müssen sich die Luftschraubenhebel immer in der Stellung kleine Steigung befinden.

Durch Verstellen des Drosselhebels auf Schubumkehr werden die Luftschraubenblätter aus der Stellung der kleinen in negative Steigung verstellt. Mit Beginn der Verschiebung der Drosselhebel erfolgt die Verstellung ohne Erhöhung der Triebwerksleistung.

Bei weiterer Verschiebung der Drosselhebel gehen die Luftschraubenblätter auf große negative Einstellwinkel bei gleichzeitiger Erhöhung der Triebwerksleistung. Bei einer Stellung der Drosselhebel am Schubumkehranschlag wird der maximale negative Einstellwinkel der Luftschraubenblätter erreicht.

Die Leistungsstufe Schubumkehr wird auf den Signaltafeln für jedes Triebwerk durch Aufleuchten eines Leuchtfeldes angezeigt (Bereich β). Die Einstellung der Schubumkehr ist wie folgt: Nach Abklappen der Sperre werden beide Drosselhebel hinter den Anschlag für Leerlauf gezogen, der Abfall der Drehzahl des Turboverdichters unter 70 % abgewartet und durch gleichmäßige Verstellung der Drosselhebel nach hinten die erforderliche Schubumkehrleistung eingestellt.

Für TW M 601 B
 $n_{LS} = 2080 \text{ min}^{-1}$

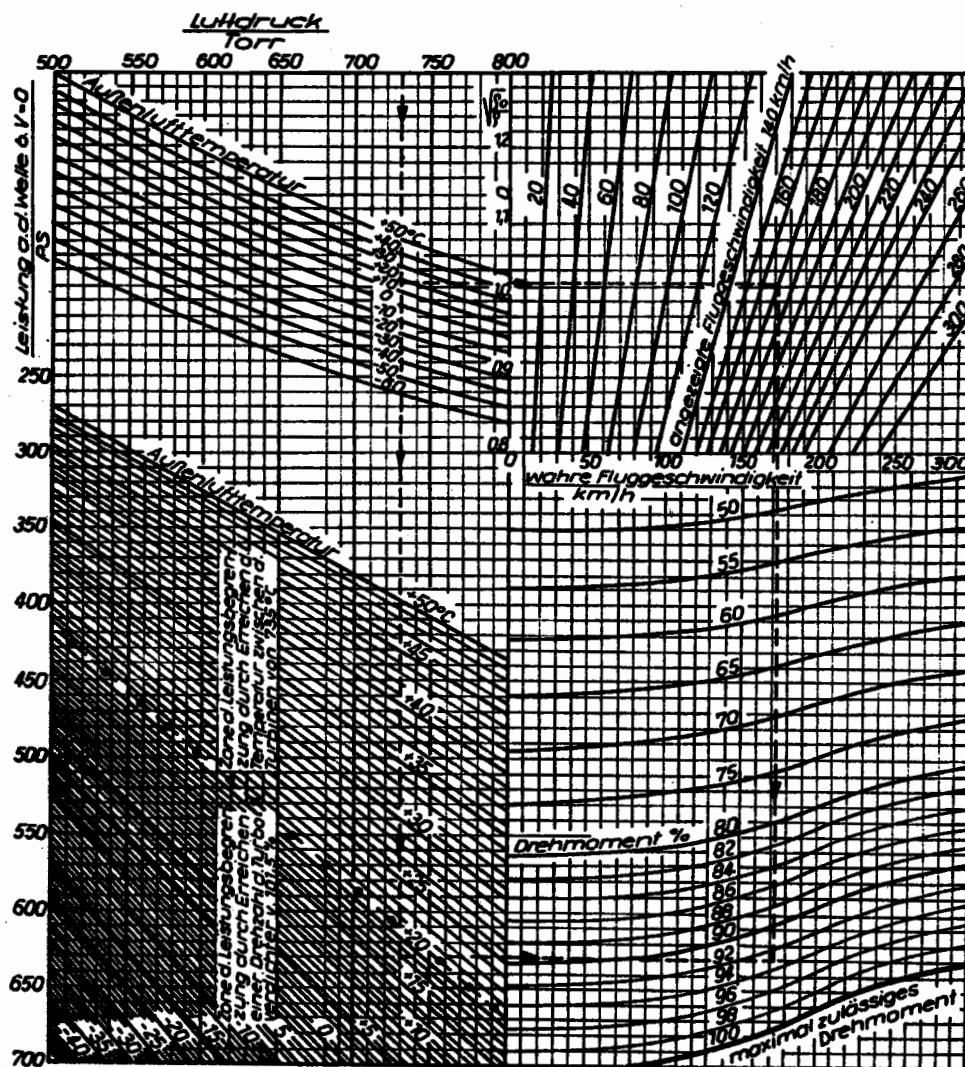


Abb. 4.1.2/4 Diagramm zur Einstellung der maximalen Startleistung

Für TW M 601 D
 $n_{LS} = 2080 \text{ min}^{-1}$

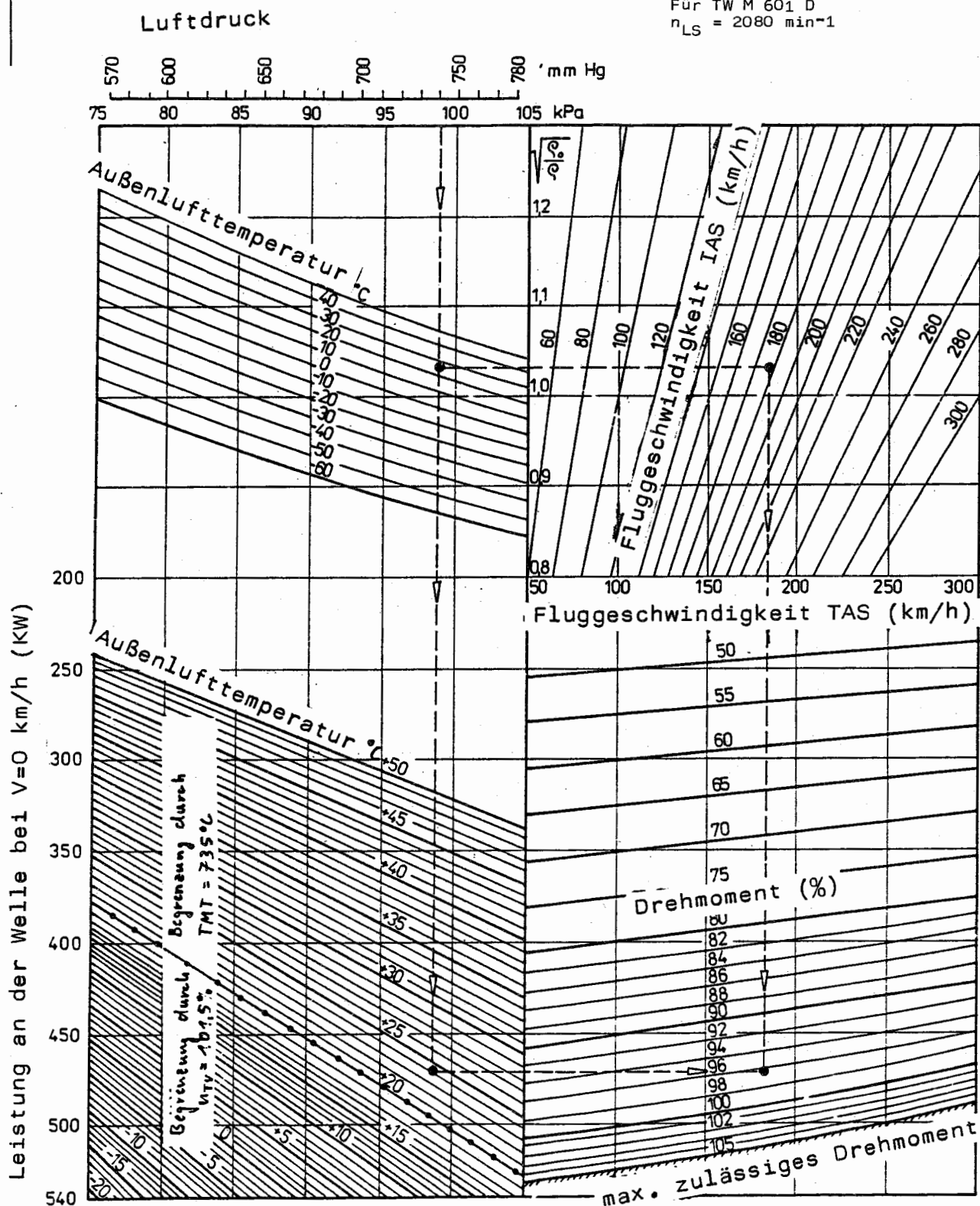


Abb. 4.1.2/4 Diagramm zur Einstellung der max. Startleistung

e) Beschleunigung des Triebwerkes

Bei normalem Boden- und Flugbetrieb wird die Triebwerkdrehzahl durch gleichmäßiges Verstellen des Drosselhebels aus der Stellung Leerlauf in die Stellung für Startleistung erhöht.

Die Verstellzeit soll mindestens 3 s betragen.

Bei Bedarf kann bis zu einer Höhe von 4000 m die Beschleunigung des Triebwerkes vom Ausgangszustand der Beschleunigung durch Verstellung des Drosselhebels in 1 s erfolgen. In Höhen über 4000 m erfolgt die Beschleunigung durch gleichmäßige Verschiebung des Drosselhebels in einer Zeit von mindestens 6 s.

f) Einstellung der Sonderleistung

Die Einstellung der Sonderleistung wird durch Verstellen des Drosselhebels in Richtung Leistungsvergrößerung des Triebwerkes vorgenommen, Überwinden des Widerstandes des Federanschlages und Einnahme der vorderen Endstellung.

Der durch Verstellung des DH hinter den Federanschlag erhöhte Widerstand verschwindet und den DH kann man im Bereich zwischen Leerlauf und Sonderleistung frei verstellen. Bei Verstellung des DH hinter den Federanschlag wird der ZEBO ausgeschaltet. Deswegen ist es notwendig zu beobachten, daß das Drehmoment $M_D = 109\%$ nicht überschritten wird (die anderen TW-Parameter brauchen nicht berücksichtigt zu werden) und das Triebwerk auf diesen Wert zu drosseln.

- Anmerkung:**
1. Bei negativen Außentemperaturen kann man das Regime Sonderleistung ($M_D = 109\%$) ohne Verstellung des DH hinter den Federanschlag erreichen.
 2. Nach Einnahme des Regimes Sonderleistung muß durch einen Vertreter des Herstellerwerkes über den weiteren Betrieb des Triebwerkes entschieden werden.

4. Anwendung der Handsteuerung der Kraftstoffzufuhr (Notsystem)

- a) Bei fehlerhafter Arbeit des Kraftstoffreglers des Triebwerkes (sichtbar am Hängenbleiben der Drehzahl des Turboverdichters) sowie bei einem selbständigen Sinken der Drehzahl des Turboverdichters auf Leerlauf oder bei Ausbleiben einer Reaktion des Triebwerkes auf eine Verstellung des Drosselhebels ist die Leistungsstufe mit Hilfe des Stopphahnes bei eingeschaltetem Notsystem einzunehmen.

Anmerkung: Das Notsystem wird unter Bedingung der normalen Arbeit der Kraftstoffpumpe des Triebwerkes verwendet.

Beachte die Möglichkeit des Rollens mit eingeschaltetem Notsystem (vgl. 4.2.4.4.)

- b) Durch Einschalten des Notsystems werden das Regelsystem des Kraftstoffreglers, der Anlaßautomat, das Ventil des Minimaldurchsatzes, das den Höhenleerlauf garantiert und das Begrenzersystem ausgeschaltet. Deshalb ist, besonders bei Änderungen der Flughöhe, auf die zulässigen Parameter (Drehzahl, Temperatur zwischen den Turbinen, Drehmoment) zu achten und ihre Überschreitung nicht zuzulassen. Zum anderen ist darauf zu achten, daß die Drehzahl des Turboverdichters in Flughöhen unter 2000 m mindestens 60 % und in Höhen über 2000 m mindestens 75 % beträgt.

Warnung! Die Anwendung der Schubumkehr bei eingeschaltetem Notsystem ist verboten!

- c) Das Notsystem wird mit dem Sicherungsschalter ISOLIERVENTIL des entsprechenden Triebwerkes eingeschaltet, wenn sich der Drosselhebel in der Stellung LEERLAUF befindet und der Stopphahn in der Stellung OFFEN am Zwischenanschlag steht. Bei Einschalten des Notsystems leuchtet auf der Signaltafel das gelbe Leuchtfeld ISOLIERVENTIL auf.
- d) Die Einstellung der Leistungsstufe des Triebwerkes bei eingeschaltetem Notsystem erfolgt durch eine langsame Verschiebung des Stopphahnes, wobei der Drosselhebel in der Stellung am Anschlag Leerlauf bleibt, von der Stellung Offen (am Zwischenanschlag) bis zur vordersten Stellung. Bei einer Stellung des Stopphahnes in der vordersten Stellung wird in Höhen bis zu $H = 2000$ m die Maximaldrehzahl des Turboverdichters (100,5 %) nicht erreicht.
- e) Das Ausschalten des Notsystems und der Übergang auf das normale Regelungssystem erfolgt nur bei Übungsflügen zum Erlernen der Einnahme von Leistungsstufen mittels Notsystem. Das Ausschalten des Notsystems ist im Abschnitt 4.1.2.3. angegeben.
- Achtung!** Beim Ausschalten des Notkreises ist unbedingt darauf zu achten, daß sich der Drosselhebel in Stellung Leerlauf befindet - GEFAHR DER ÜBERHITZUNG DES TRIEBWERKES!

5. Verstellung der Luftschaube in Segelstellung

a) Automatische Einnahme der Segelstellung

Bei eingeschaltetem System zur Einnahme der automatischen Segelstellung und der Stellung der Drosselhebel in vorderer Stellung, die einer Drehzahl des Turboverdichters von mindestens $89 \pm 1\%$ entspricht, wird die Luftschaube des ausgefallenen Triebwerkes automatisch in Segelstellung gefahren. Die Möglichkeit der Einnahme der Segelstellung der Luftschaube des arbeitenden Triebwerkes wird automatisch blockiert. Dabei verlischt auf der Signaltafel das grüne Leuchtfeld AUTOMATISCHE SEGELSTELLUNG, und für eine Zeit von 12 bis 15 s erscheint das Leuchtfeld SEGELSTELLUNGSPUMPE.

Nach Abschluß des Zyklus der automatischen Segelstellung ist der Luftschraubenhebel des ausgefallenen Triebwerkes in die Stellung "Segelstellung" (bis zum Anschlag nach hinten) zu bringen.

Achtung! Wenn nach der automatischen Einnahme der Segelstellung der Luftschraubenhebel des ausgefallenen Triebwerkes nicht in die Stellung "Segelstellung" gebracht wird, kann es zu einer allmählichen Erhöhung der Drehzahl infolge Verstellung der Blätter der Luftschraube aus der Segelstellung auf einen kleineren Winkel führen, die der Gleichgewichtstellung der Luftschraubenblätter für die jeweilige Geschwindigkeit entspricht.

Die Prüfung der Funktion des Systems der automatischen Einnahme der Segelstellung erfolgt nach dem Anlassen der Triebwerke mittels Kontrollknopf SEGELSTELLUNG - AUT. auf der Kontrolltafel am linken Bedienpult.

Handlungen siehe Punkt 3. der Inbetriebnahme.

b) Einnahme der Segelstellung von Hand

Anwendung bei Triebwerkausfall

1. bei nichteingeschaltetem System zur automatischen Einnahme der Segelstellung
2. bei Ausfall der automatischen Segelstellung
3. bei Triebwerkausfall und Stellung des DH $n_{TV} < 89 \pm 1 \%$.

Die Zeit der Verstellung der Luftschraubenblätter in die Stellung "Segelstellung" beträgt nicht mehr als 8 s, wobei die Segelstellungspumpe 12 bis 15 s arbeitet und das Leuchtfeld "Segelstellungspumpe" auf der Signaltafel leuchtet. Die Pumpe wird automatisch eingeschaltet.

c) Noteinnahme der Segelstellung

Wenn bei der Segelstellung von Hand die Luftschraube nicht innerhalb von 8 s in Segelstellung fährt, dann verstellen sich infolge der Autorotation die Luftschraubenblätter in Segelstellung durch das eigene Hydrauliksystem und durch das Fliehgewichtsmoment. Die Verstellzeit beträgt 11 bis 15 s (in einigen Betriebszuständen bis 22 s 1013 →). Die Noteinnahme der Segelstellung spricht unter der Bedingung an, daß sich der Luftschraubenhebel des ausgefallenen Triebwerkes in der Stellung "Segelstellung" befindet.

d) Das Zurücknehmen der Luftschraube aus der Segelstellung

Das Zurücknehmen der Luftschraube aus der Segelstellung ist ein Bestandteil der normalen Tätigkeit beim Anlassen des Triebwerkes. Dazu ist die Sperre anzuheben und der Luftschraubenhebel nach vorn zu verstellen.

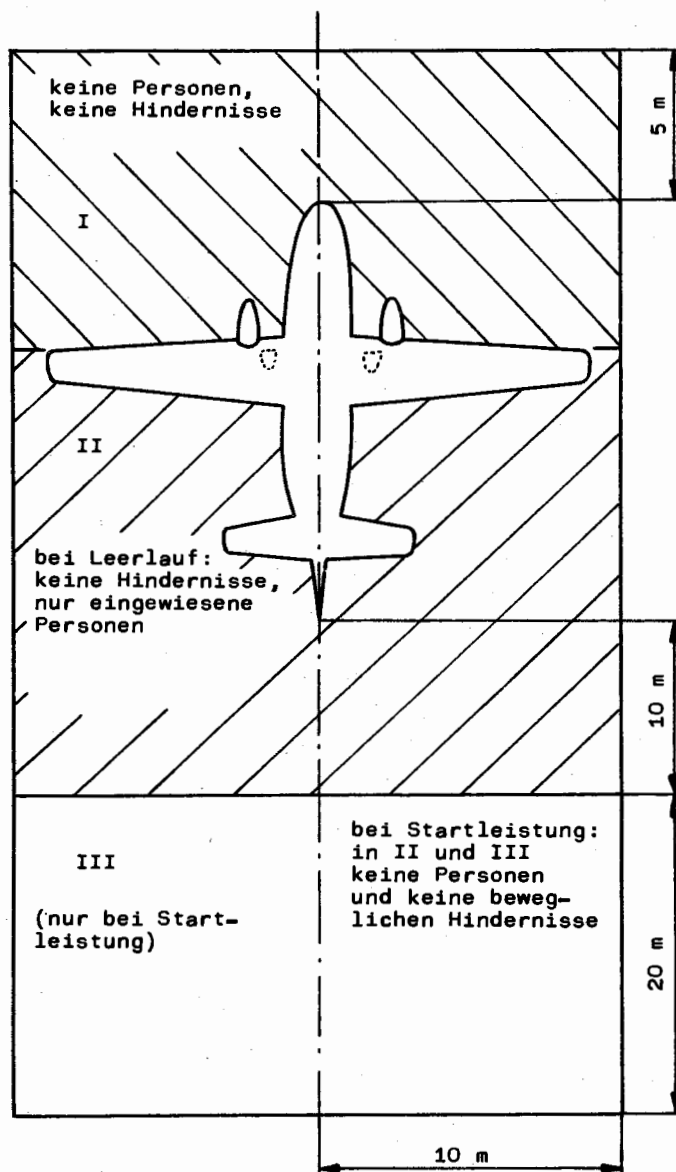
6. Anwendung der Wassereinspritzung

(siehe Abschnitt 4.1.5.)

4.1.2.3. Inbetriebnahme

Vor der Inbetriebnahme ist zu sichern, daß die Gefahrenbereiche nach Abb. 4.1.2/5 eingehalten werden.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Anlassen des Triebwerkes Ausgangsstellung der Steuerorgane	An Deckenschalttafel: - Akkumulator I, II einschalten - Beide Leuchtfelder GENERATOR müssen leuchten <u>Anmerkung:</u> Bei Verwendung einer Außenbordspannungsquelle ist vor dem Einschalten der weiteren Verbraucher die Spannung zu prüfen, die höchstens 29 V betragen darf. - Alle Sicherungsschalter der Deckenschalttafel unter der Plexiglasabdeckung einschalten - Umformer 36 V I, II einschalten <u>Anmerkung:</u> Nach Einschalten der Umformer verschwinden die orangefarbenen Signalfähnchen aus der Zone der Fenster der Drehmomentenanzeigeräte. - Anlassen, links, rechts einschalten - ZEBO, links, rechts einschalten - Kraftstoffpumpe links, rechts einschalten



Bei stehenden Triebwerken ist im unmittelbaren Luftschraubenkreis Vorsicht geboten (Verletzungsgefahr)

Abb. 4.1.2/5 Gefahrenbereiche L-410 (bei laufendem TW)

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
	Auf dem Zentralpult: - BRANDHAHN (links, rechts) OFFEN - STOPPHAHN (links, rechts) GESCHLOSSEN - HEIZUNGHEBEL GESCHLOSSEN (unten) - Drosselhebel Leerlauf - LS-Verstellhebel Segelstellung
Nach Verlöschen des Leuchtfeldes KRAFTSTOFF-DRUCK	Am Zentralpult für das anzulassende Triebwerk: - STOPPHAHN OFFEN - Knopf ANLASSEN DES TRIEBWERKE drücken Der Anlasser schaltet automatisch nach 20 s ab, und das Triebwerk geht ohne weiteren Eingriff in die Steuerung auf Leerlaufzustand. Beim Anlaßvorgang sind zu prüfen: - Temperatur zwischen den Turbinen - Drehzahl des Turboverdichters - Schmierstoffdruck - Tableau "Anlassen" Achtung! Wenn sich nach dem Anlassen die Drehzahl des Turboverdichters zu langsam mit Tendenz zum Hängenbleiben erhöht, muß die Kraftstoffzufuhr durch langsames Verstellen des Drosselhebels erhöht werden, bis sich die Drehzahl gleichmäßig erhöht. Wenn sich die Drehzahl n_{TV} erhöht, ist der Drosselhebel sofort in die Leerlaufstellung zu verstellen. Auf die Temperatur zwischen den Turbinen ist verstärkt zu achten. Sie darf den zulässigen Wert für das Anlassen nicht übersteigen.
Nach Einnahme des Leerlaufs	- Luftschraubenhebel auf kleine Stellung verstellen Anmerkung: 1. Die genannte Reihenfolge der Tätigkeiten gilt sowohl für das Anlassen mit einer Außenbordspannungsquelle als auch für das Anlassen mit Bordakkumulatoren. 2. Beim Anlassen mit Bordakkumulatoren ist im Verlauf des Anlassens auf die Netzspannung am rechten Voltmeter (der Umschalter VA-Meter muß sich in der Stellung I VA oder II VA befinden) zu achten. Nach dem Drücken des Anlaßknopfes ist ein Spannungsabfall auf minimal 14 V für maximal 4 s zulässig. 3. Das Anlassen des zweiten Triebwerkes kann mit eingeschaltetem Schalter GENERATOR des arbeitenden Triebwerkes unter der Bedingung erfolgen, daß die Drehzahl des Turboverdichters des arbeitenden Triebwerkes mindestens 70 % beträgt und der Druck im Hydrauliksystem 150 (-25) kp/cm² beträgt. (→ 1040) 4. Nach einer Standzeit > 12 Stunden ist das rechte Triebwerk als erstes anzulassen, das linke nur bei besonderer Notwendigkeit und die Arbeit der rechten Hydraulikanlage entsprechend Pkt. 4.1.7.3. zu überprüfen.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
	noch <u>Anmerkung:</u> Wenn die Hydraulikpumpe im Verlauf von 25 s keinen Druck schafft (kein Druckanstieg im Hydraulikakku), ist das Triebwerk abzustellen und der Defekt zu melden. (1101 →) Zur Prüfung der Hydraulikpumpen abwechselnd rechtes - linkes und linkes - rechtes Triebwerk anlassen. Die Funktionsprüfung der Hydraulikpumpen ist nach Abschnitt 4.1.7.3. durchzuführen. Wenn die Hydraulikpumpe im Verlauf von 25 s keinen Druck schafft (kein Druckanstieg im Hydraulikakku), ist das Triebwerk abzustellen und der Defekt zu melden.
Nach dem Anlassen beider Triebwerke	- Drosselhebel (links, rechts) in Stellung "Leerlauf"
Erfolgsloses Anlassen	An der Deckenschalttafel: - GENERATOR links, rechts einschalten Das Anlassen muß sofort durch Verstellung des STOPPHAHNS in Stellung GESCHLOSSEN (bis zum Anschlag ziehen) unterbrochen werden, wenn: - eine zu schnelle Zunahme der Temperatur zwischen den Turbinen mit der Gefahr einer Überschreitung der zulässigen Temperatur auftritt; - der Kraftstoff im Laufe von 12 s nicht zündet, nachdem der Knopf ANLASSEN DER TRIEBWERKE gedrückt wurde (das Anzeigegerät zeigt keine Zunahme der Temperatur zwischen den Turbinen an); - eine Zunahme des Schmierstoffdruckes ausbleibt; - Flammen aus den Abgasrohren schlagen; - ein unnormales Geräusch beim Anlassen auftritt. <u>Achtung!</u> Vor einem erneuten Anlassen ist die Fehlerursache zu beseitigen. Die Begrenzungen für ein erneutes Anlassen für den Starter und die Kapazität der Akkumulatoren siehe Abschnitt 2.9.1.
Kaltdurchdrehen	Die angegebene Reihenfolge der Tätigkeiten ist anzuwenden, um Reste des Kraftstoffes und seiner Dämpfe aus dem Triebwerk zu entfernen sowie bei der Feststellung von Anzeichen eines Brandes im Triebwerk nach dem Stillstand oder zur Füllung des Schmierstoffsystems des Triebwerkes. Am Zentralpult: - DROSSELHEBEL Leerlauf - LUFTSCHRAUBENHEBEL Segelstellung - STOPPHAHN Geschlossen - BRANDHAHN Offen An der Deckenschalttafel: - AKKUMULATOR I, II einschalten - UMFORMER 36 V I einschalten - ANLASSEN, KRAFTSTOFFPUMPE einschalten Am Zentralpult: - Knopf KALTDURCHDREHEN drücken Der Vorgang KALTDURCHDREHEN schaltet nach 20 s automatisch ab. <u>Anmerkung:</u> Bei Bedarf kann der Zyklus des Durchdrehens mit dem Sicherungsschalter ANLASSEN an der Deckenschalttafel unterbrochen werden.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten	
Warmlaufen des Triebwerkes nach dem Anlassen	- BRANDHAHN	GESCHLOSSEN
	An der Deckenschalttafel:	
	- KRAFTSTOFFPUMPE	ausschalten
Kontrolle der Triebwerks- parameter an der Vorstart- linie	Nach dem Anlassen des Triebwerkes ist ein Warmlaufen des Triebwerkes notwendig. Das Warmlaufen des Triebwerkes und die gleichzeitige erste Kontrolle der Triebwerksarbeit und der Geräte erfolgen im Leerlauf und im Ausgangszustand für die Beschleunigung. Die Dauer des Warmlaufens hängt von der Lufttemperatur ab und darf 2 min nicht übersteigen. Bei negativen Temperaturen erhöht sich die Dauer des Warmlaufens in Abhängigkeit von der Schmierstofftemperatur. Der zweite Flugzeugführer kontrolliert bei beiden Triebwerken: n_{TV} = 60 bis 63 % t_4 = bei 520 °C M_D = 12 % t_{SS} = +20 °C SS_{Druck} = 0,18 MPa (1,8 kp/cm²) Er übermittelt das Kontrollresultat dem Kommandanten mit dem Kommando: "PARAMETER DER TRIEBWERKE - IN DER NORM".	
Anlassen des Triebwerkes im Fluge	Die Reihenfolge der Tätigkeiten ist die gleiche wie am Boden. Während des Anlassens bleiben nur die notwendigsten Verbraucher an Elektroenergie eingeschaltet. Die Fluggeschwindigkeit muß IAS = 250 bis 300 km/h betragen. Die Begrenzung in der Flughöhe siehe Abschnitt 4.1.2.1.	
Abstellen des Triebwerkes	- DROSSELHEBEL	Leerlauf
	Nach Ablauf von 3 min, die zur Abkühlung des Triebwerkes notwendig sind:	
	- SEGELSTELLUNG/AYK	ausschalten
	Am Zentralpult:	
	- LUFTSCHRAUBENHEBEL	Segelstellung
	Das Triebwerk muß nach 40 s arbeiten, damit die Rückförderung von Schmierstoff aus dem Getriebe garantiert ist.	
	An der Deckenschalttafel:	
	- GENERATOR links, rechts	ausschalten
	Am Zentralpult:	
	- STOPPHAHN	GESCHLOSSEN (bis zum Anschlag ziehen)
Nach dem Stillstand des Turboverdichters	An der Deckenschalttafel:	
	- KRAFTSTOFFPUMPE LINKS (RECHTS)	ausschalten
	Am Zentralpult:	
	- BRANDHAHN	GESCHLOSSEN
	- Alle übrigen Sicherungsschalter	ausschalten
	Warnung! Beim Vorhandensein von Anzeichen eines Brandes im Triebwerk nach dem Abstellen sind unverzüglich Tätigkeiten nach dem Punkt "KALTDURCHDREHEN" vorzunehmen.	
Beim Abstellen auf dem Standplatz	Um Federn und Seilzüge im Stand nicht zu belasten wird:	die Sperre gehoben und der Hebel aus der Stellung Segelstellung in der Nähe
	- Luftschraubenhebel	- Segelstellung - vorgeschoben.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten	
Ausschalten des Notsystems während der Ausbildung	- STOPPHAHN - DROSSELHEBEL - ISOL.-VENTIL Die Drehzahl des Turboverdichters wird auf die Leerlaufdrehzahl gesenkt. - STOPPHAHN Dabei wird das Kraftstoffregulierungssystem des Triebwerkes eingeschaltet.	in die Stellung, die $n_{TV} = 70$ bis 75% entspricht Leerlauf ausschalten OFFEN (am Zwischenanschlag)
Kontrolle der Funktion des Systems der automatischen Einnahme der Segelstellung (bei arbeitenden Triebwerken)		
Bedingungen der Kontrolle	Im Betriebszustand nach dem Anlassen der Triebwerke (Leerlauf)	
Inhalt der Kontrolle	- An der Deckenschalttafel: Schalter SEGELSTELLUNG/AUK I, II einschalten - Am Zentralpult: Schalter SEGELSTELLUNG und AUK einschalten - Drosselhebel beider Triebwerke auf $M_D = 35$ bis 40% - Überprüfungs-knopf AUTOMAT, SEGELSTELLUNG am linken Bedienpult drücken und halten. Nach ca 5 s leuchten die grünen Leuchtfelder AUTOMAT, SEGELSTELLUNG beider TW sowie das grüne Leuchtfeld AUK auf. - Drosselhebel des zu überprüfenden Triebwerkes in Stellung Leerlauf bringen. Beim Absinken von M_D unter 24% verlöschen das grüne Leuchtfeld AUTOMAT, SEGELSTELLUNG des nicht zu überprüfenden TW sowie das grüne Leuchtfeld AUK, und das gelbe Leuchtfeld AUK leuchtet auf (Kompensationsinterzeptor auf der Seite des arbeitenden TW fährt aus). Beim weiteren Absinken von M_D unter 18% leuchtet vom zu überprüfenden TW das gelbe Leuchtfeld ISOLIERVENTIL und für 12 bis 15 s das gelbe Leuchtfeld SEGELSTELLUNGSPUMPE auf. Beim nichtüberprüften Triebwerk leuchtet das gelbe Leuchtfeld ZEBO auf. Die Luftschraube des überprüften TW fährt innerhalb von ca 8 s in Segelstellung. <u>Toleranz:</u> $M_D = 24 \pm 3\%$ bei einer Differenz zwischen beiden Schaltstufen von 6% - Überprüfungs-knopf AUTOMAT, SEGELSTELLUNG loslassen, wenn die Luftschraube in Segelstellung gefahren ist. - Drosselhebel des nicht überprüften TW in Leerlauf bringen. - Nach Verlöschen des gelben Leuchtfeldes SEGELSTELLUNGSPUMPE: an der Deckenschalttafel: Schalter SEGELSTELLUNG/AUK I, II aus- und wieder einschalten Die gelben Leuchtfelder ZEBO, AUK und ISOLIERVENTIL verlöschen. In der gleichen Reihenfolge wird die Kontrolle der Einnahme der automatischen Segelstellung am anderen TW durchgeführt.	
Probelauf des Triebwerkes		
Vorbereitung	- An den Fenstern des Passagier-raumes sind zwischen den Spannten 9 und 14 (ersten 5 Fenster) an der linken und rechten Bordwand die Paneele L 410.9623 zum Schutz der Fenster vor einer Deformation durch heiße Abgase anzubringen. - Vor die Räder des Hauptfahrwerkes sind die Bremsklötze L 410.9250 mit den Ansatzstücken L 410.9280 und hinter die Räder die Bremsklötze L 410.9250 zu legen. - Das Flugzeug ist mit der Standbremse durch Schaffung eines Druckes von $50 \pm 5 \text{ kp/cm}^2$ ($4,9 \pm 0,5 \text{ MPa}$) anzubremsen.	

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
	- Die Steuerorgane sind in die Neutralstellung zu bringen, die Landeklappen haben sich im eingefahrenen Zustand zu befinden. - Befindet sich das Flugzeug auf Rasenuntergrund, ist der Probelauf verboten. - Ab Windgeschwindigkeiten über 15 m/s ist der Probelauf verboten. - Bei Außenlufttemperaturen unter +21 °C ist der Anschlag der Startleistung entsprechend dem Abschnitt 4.1.2.1.2. einzustellen.
	Anmerkung: Bei Einhaltung dieser Bedingungen kann der Probelauf beider Triebwerke gleichzeitig oder eines Triebwerkes durchgeführt werden. Beim ersten Probelauf eines neu eingebauten Triebwerkes oder wenn vor dem Probelauf das Hydrauliksystem getrennt wurde, ist zuerst das rechte Triebwerk anzulassen.
	Achtung! a) Die Betriebsparameter des Triebwerkes sind nach der Tabelle für die Betriebsbegrenzungen zu überprüfen. b) Der Bedienhebel der Luftschraube (PYB) hat beim Probelauf des Triebwerkes auf kleiner Steigung (ganz vorne), außer bei der Überprüfung der Funktion des Drehzahlreglers der Luftschraube, zu stehen. c) Nach jedem Probelauf ist eine Sichtkontrolle des Triebwerkes im Umfang einer Vorflugkontrolle durchzuführen

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten		
	Leistungsstufe des Triebwerkes	Laufzeit (min)	zu überprüfen
Programm des Probelaufes (siehe Diagramm Abb. 4.1.2/6)	Anlassen	-	Funktion des Starter-Generators, der Zündvorrichtungen und des Triebwerkes insgesamt
	Leerlauf	1,5	Warmlaufen des TW und seine Funktion, Funktion und einwandfreie Zuschaltung der Meßgeräte, Fahren der Luftschraube in kleine Steigung
	Ausgangsleistung für das Beschleunigen	0,5	Warmlaufen und Arbeit des Triebwerkes
	Funktionsprobe der Begrenzer	0,5	Funktion der Begrenzer
	Maximale Flugdauer (Reiseleistung)	1	Arbeit des Triebwerkes, Drehzahl der Luftschraube durch Verstellung der Luftschraube auf große Steigung, bis die n _{LS} um 5 % gegenüber der Ausgangsdrehzahl abgesunken ist. Danach ist die Luftschraube wieder in kleine Steigung zu überführen.
	Startleistung	0,5	Maximale Drehzahl des Turboverdichters, Arbeit des TW und der Luftschraube.
	Startleistung mit Wassereinspritzung	2,0	Nur durchzuführen bei Lufttemperaturen über +10 °C nach dem Einbau eines neuen Triebwerkes oder nach dem Auswechseln eines Teiles des Wassereinspritzsystems.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten		
	Leistungsstufe des Triebwerkes	Laufzeit (min)	zu überprüfen
	Drosseln des TW von der Start- leistung auf Leerlauf	-	Gleichmäßige Verringerung der Dreh- zahl ohne Pompage
	Beschleunigen von der Ausgangs- leistung für das Beschleunigen bis 95 % Start- leistung	-	Gleichmäßiges Ansteigen der Dreh- zahl ohne zu pumpen, Temperatur zwischen den Turbinen, Ansteigen der Meßwerte und Beschleunigungs- zeit
	Schubumkehr	0,5	Arbeit des TW und der Luftschraube Achtung! Es müssen beide Schalter "ZEBO" eingeschaltet sein, beide Luftschraubenbedien- hebel (RUW) haben auf klei- ner Steigung zu stehen.
	Überprüfung des "Notkreises"	2,0	Arbeit des Triebwerkes bei Leerlauf und maximaler Drehzahl der Turbo- verdichter über dem "Notkreis"
	Leerlauf	mind. 3,0	Abkühlung und Lauf des Triebwerkes
	Abstellen und Durchsicht des Trieb- werkes	-	Zeit bis zum Stillstand der Turbo- verdichter

4.1.2.4. Defekte

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Pumpen des Verdichters im Fluge (Pompage)	Das Pumpen kann bei einer schnellen Beschleunigung oder einem schnellen Gasgeben und - in Ausnahmefällen - auch bei konstanter Leistungsstufe des Triebwerkes auftreten. Charakteristische Kennzeichen des Pumpens sind Schalleffekte, Schwingung der Geräteanzeige und ein schnelles Anwachsen der Temperatur zwischen den Turbinen. Bei Auftreten des Pumpens ist sofort: - DROSSELHEBEL Leerlauf Wenn sich die Temperaturzunahme zwischen den Turbinen fort- setzt: - STOPPHAHN GESCHLOSSEN Nach Stillstand des Triebwerkes sind die weiteren Handlungen, wie unter "TRIEBWERKSAUSFALL IM FLUG" angewiesen, durchzuführen - siehe im weiteren.
Ausfall des Triebwerkes im Fluge	Ablesen nach dem Inhalt Havariekontrollkarte Für das jeweilige Triebwerk: Am Zentralpult: - LUFTSCHRAUBE Segelstellung An der Deckenschalttafel - GENERATOR ausschalten Am Zentralpult: - STOPPHAHN GESCHLOSSEN Nach dem Stillstand des Turboverdichters: An der Deckenschalttafel: - KRAFTSTOFFPUMPE ausschalten

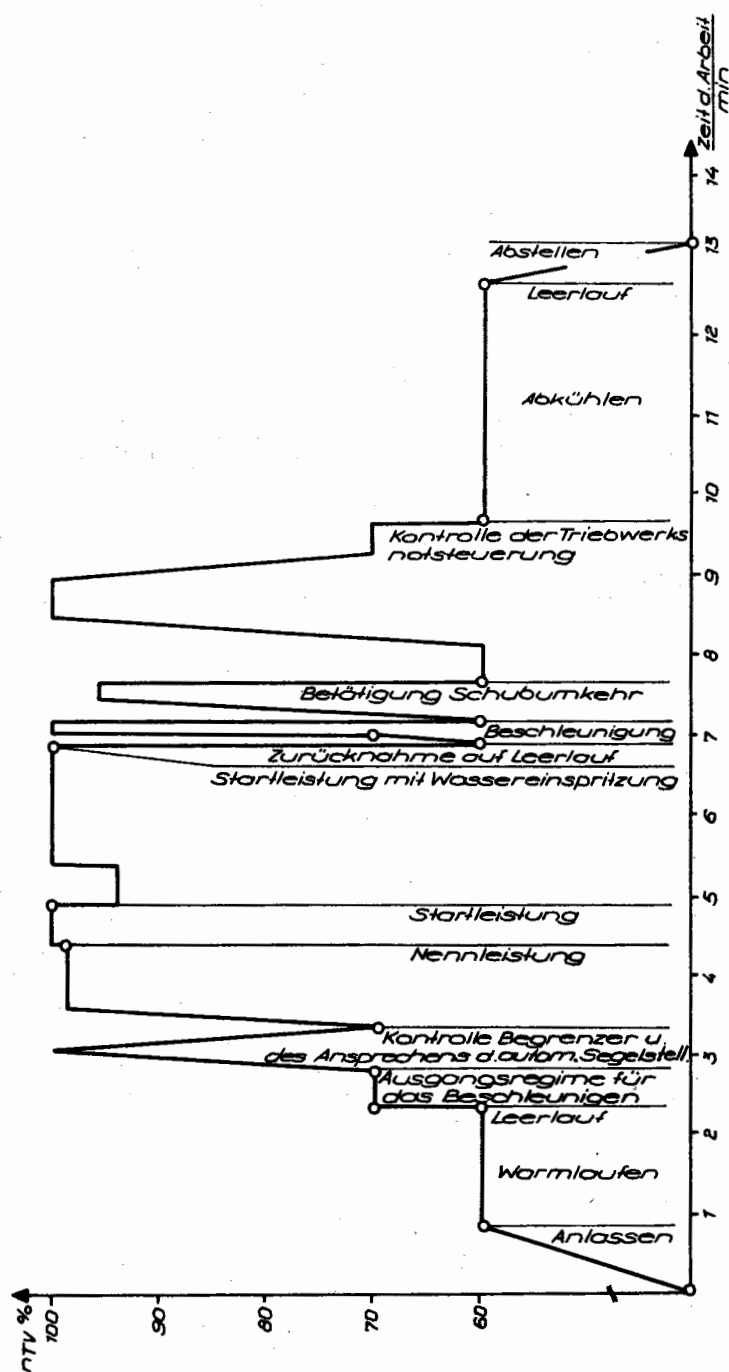


Abb. 4.1.2/6 Grafik des Triebwerkprobelaufes

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Brand des Triebwerkes im Fluge	- übrige Sicherungsschalter des ausgefallenen Triebwerkes ausschalten
	Am Zentralpult:
	- BRANDHAHN GESCHLOSSEN
	- DROSSELHEBEL Leerlauf
	Ablesen nach dem Inhalt der Havariekontrollkarte
	Für das jeweilige Triebwerk:
	Am Zentralpult:
	- BRANDBAHN GESCHLOSSEN
	An der Deckenschalttafel:
	- HEIZUNGHEBEL schließen (unten)
	Auf dem linken Bedienpult:
	- KRAFTSTOFFPUMPE ausschalten
	Am Zentralpult:
	- Knopf LÖSCHEN - HAUPTSYSTEM drücken
	- DROSSELHEBEL Leerlauf
	- LUFTSCHRAUBENHEBEL Segelstellung
	- STOPPHAHN GESCHLOSSEN
	An der Deckenschalttafel:
	- GENERATOR ausschalten
	- übrige Sicherungsschalter des jeweiligen Triebwerkes ausschalten
	Wenn es nicht gelingt, den Brand mit einem Feuerlöschbehälter zu löschen und der Brand sich fortsetzt (d. h. bei Nichtverlöschen des Signals BRAND auf der Signaltafel):
	- Knopf LÖSCHEN - RESERVE drücken
	Achtung! In diesem Falle wird das Feuerlöschsystem des brennenden Triebwerkes vom Feuerlöschbehälter des arbeitenden Triebwerkes versorgt, womit die Möglichkeit einer weiteren Brandbekämpfung erschöpft ist.
	Warnung! Ein erneutes Anlassen des Triebwerkes nach dem Brand, der mit dem Feuerlöscher des Triebwerkes gelöscht wurde, ist verboten!
Anwendung des Notsystems für die Regelung der Kraftstoffzufuhr (Handsteuerung)	- DROSSELHEBEL Leerlauf
	An der Deckenschalttafel:
	- ISOLIERVENTIL einschalten
	Es muß das gelbe Leuchtfeld ISOLIERVENTIL aufleuchten.
	Am Zentralpult:
Abstellen des Triebwerkes mit eingeschaltetem Notsystem	- STOPPHAHN vom Zwischenanschlag langsam nach vorn - die erforderliche Leistungsstufe einstellen
	Anmerkung: In Höhen bis 2000 m ist es, bei Stopphahn in vorderster Stellung, möglich, daß die Maximaldrehzahl des Turboverdichters (100,5 %) nicht erreicht wird.
	Die Reihenfolge der Tätigkeiten ist dieselbe wie beim Abstellen eines Triebwerkes auf normale Weise - siehe 4.1.2.3. Abstellen des Triebwerkes.
	Achtung! Das Abstellen des Triebwerkes mit eingeschaltetem Notsystem erfolgt nur bei Ausfall des Kraftstoffreglers. Bei Ausbildungsflügen zur Aneignung der Technik der Anwendung des Notsystems ist das Notsystem vor dem Abstellen des Triebwerkes auszuschalten.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Ausschalten	Siehe 4.1.2.3.- Ausschalten des Notsystems während der Ausbildung
Plötzlicher Drehzahlabfall des Turboverdichters	
a) in einer Höhe unter 400 m über dem Gelände (ZEBO AUS AUTOMATISCHE SEGELSTELLUNG "EIN")	(I) Bei Abfall der Drehzahl des Turboverdichters auf $\geq 60\%$: Wenn der Fehler allein im Kraftstoffregler liegt 1. Auf die Steuerung mit Hilfe des Notsystems übergehen (siehe 4.1.2.2.4.) 2. Nach Ausführung einer Platzrunde ist zu landen. Wenn sich der Fehler im Triebwerk selbst befindet (Abfall des Schmierstoffdruckes unter den zulässigen Wert, unzulässige Temperatur zwischen den Turbinen, Triebwerk reagiert nicht auf die Steuerung mit dem Notsystem): 1. STOPPHAHN GESCHLOSSEN Nach Abschluß des Zyklus der Einnahme der automatischen Segelstellung: 2. Weitere Handlungen wie bei Triebwerksausfall durchführen (siehe oben) 3. Nach Ausführung einer Platzrunde ist zu landen. <u>Anmerkung:</u> Bei Bedarf ist beim arbeitenden Triebwerk die Startleistung anzuwenden. (II) Bei Abfall der Drehzahl des Turboverdichters unter 60 %: 1. STOPPHAHN GESCHLOSSEN Nach Abschluß der Einnahme der automatischen Segelstellung: 2. Handlung wie bei Triebwerksausfall durchführen (siehe oben) 3. Nach Durchführung einer Platzrunde ist zu landen.

→ 1012

b) in einer Höhe über 400 m über dem Gelände (ZEBO "EIN" AUTOMATISCHE SEGELSTELLUNG "EIN")	(I) Bei Abfall der Drehzahl des Turboverdichters auf $\geq 60\%$: (es erfolgt keine automatische Einnahme der Segelstellung): - Leuchtfeld ANSPRECHEN ZEBO und Parameter des Triebwerkes kontrollieren. a) Wenn das Leuchtfeld ANSPRECHEN ZEBQ aufleuchtet, aber kein Parameter des Triebwerkes überhöht ist, d. h., wenn es sich um ein selbständiges Ansprechen des ZEBO handelt, dann: - DROSSELHEBEL Leerlauf - ZEBO ausschalten - DROSSELHEBEL die erforderliche Leistungsstufe des Triebwerkes einstellen - Flug fortsetzen, erhöhte Aufmerksamkeit auf das Nichtüberschreiten der zulässigen Parameter des Triebwerkes richten. b) Wenn eine Begrenzung durch Überschreitung eines der kritischen Parameter des Triebwerkes verursacht wurde, d. h., wenn es sich um einen Fehler am Triebwerk handelt, dann: - STOPPHAHN GESCHLOSSEN - Handlung wie bei Triebwerksausfall im Flug durchführen - siehe oben.
---	---

1012

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
	(II) Bei Abfall der Drehzahl des Turboverdichters unter 60 % (die automatische Einnahme der Segelstellung erfolgt): - LUFTSCHRAUBENHEBEL Segelstellung (von Hand) - Leuchtfeld ANSPRECHEN - ZEBO prüfen und Triebwerksparameter kontrollieren. a) Bei Eindeutigkeit eines selbständigen Ansprechens ZEBO: - DROSSELHEBEL Leerlauf - ISOLIERVENTIL einschalten - AUTOMAT. SEGELSTELLUNG ausschalten - Luftschraubenhebel kleine Steigung - STOPPHAHN auf erforderliche Triebwerksleistungsstufe verstellen. - Flug mit eingeschaltetem Notsystem fortsetzen, erhöhte Aufmerksamkeit auf Einhaltung der zulässigen Triebwerksparameter richten. b) Keine Eindeutigkeit der Fehlerursache: - Handlungen wie bei Triebwerksausfall durchführen (siehe Triebwerksausfall im Flug) - Flug mit einem arbeitenden Triebwerk fortsetzen.

Autorotation der Luftschraube

Selbständige Erhöhung der Luftschraubendrehzahl über zulässige Werte

Siehe Bestimmungen der Handlungsweise, Abschnitt 3.4.3.

1. Bei $v_G > 250$ km/h beide Drosselhebel zügig auf Leerlauf verstellen.
2. Fluggeschwindigkeit auf $v_G \leq 250$ km/h verringern.
3. Luftschraube des übertourenden Triebwerkes auf Segelstellung verstellen.
4. Beim arbeitenden Triebwerk eine Leistungsstufe zwischen Start- und Nennleistung oder darunter einstellen.
5. Ausgefallenes Triebwerk abstellen.
6. Flug entsprechend Abschnitt 3.4.3. fortsetzen.

Anmerkung: Bei Unmöglichkeit der Drosselung beider Triebwerke, zum Beispiel während des Starts, ist unverzüglich das defekte Triebwerk festzustellen, dieses zu drosseln und die Segelstellung einzunehmen.

→ 1013

b) in Höhen von 400 m bis 700 m über Grund (ZEBO eingeschaltet, Segelstellungsautomatik EIN)

Bei Drehzahlabfall des Turboverdichters unter 70 %, aber über der Leerlaufdrehzahl:

- Überprüfen Signalisation "Ansprechen ZEBO" und Triebwerksparameter
- a) Wenn Signalisation "Ansprechen ZEBO" lautet, aber kein Parameter des TW überschritten ist, d. h. Fehlansprechen des ZEBO, dann ist folgendes durchzuführen:
 - . Drosselhebel Leerlauf
 - . ZEBO abschalten
 - . Drosselhebel erforderliche Leistungsstufe einstellen

Flug mit ständiger erhöhter Aufmerksamkeit über der Überwachung der maximal zulässigen Triebwerksparameter fortsetzen.

1013

**Arbeitsbedingungen
(Etappen)**
Erforderliche Tätigkeiten

- b) Wenn die Störung durch den Kraftstoffregler verursacht wurde:
- . Steuerung über den Notkreis (siehe Abschnitt 4.1.2.2.4.)
 - . Anflugverfahren einleiten und landen.
- c) Liegt die Störung im Triebwerk selbst (Schmierstoffdruckabfall unter Minimalwert, hohe TMT, Triebwerk reagiert nicht auf Notsteuerung), dann ist folgendes durchzuführen:
- . Stopphahn schließen
- Nach Abschluß der automatischen Verstellung der Luftschaube in Segelstellung:
- . Handlungen nach Abschnitt "TW-Ausfall während des Fluges" ausführen.
 - . Anflugverfahren einleiten und landen.
- Anmerkung: Wenn erforderlich, das TW auf Startleistung bringen.
- c) in Höhen über 700 m AGL
(ZEBO und Segelstellungs-
automatik EIN)
1. Bei Drehzahlabfall des Turboverdichters auf Leerlauf oder darüber (es erfolgt keine automatische Einnahme der Segelstellung):
 - Überprüfen Signalisation
"Ansprechen ZEBO" und TW-Parameter.
 - a) Wenn Signalisation "Ansprechen ZEBO" leuchtet, aber kein Parameter des TW überschritten ist, d. h. Fehlansprechen ZEBO, dann ist folgendes durchzuführen:
 - Drosselhebel Leerlauf
 - ZEBO abschalten
 - Drosselhebel auf erforderliche Leistungsstufe einstellen
 - Flug mit ständiger erhöhter Aufmerksamkeit der maximal zulässigen TW-Parameter fortsetzen.
 - b) Wenn die Begrenzung durch Überschreiten eines der kritischen Parameter des TW ausgelöst wurde, d. h., eine Störung im TW vorliegt, dann ist folgendes durchzuführen:
 - Stopphahn schließen
 - Handlungen nach Abschnitt "TW-Ausfall während des Fluges" ausführen.
 2. Bei Abfall der Drehzahl des Turboverdichters unter Leerlaufdrehzahl (automatische Verstellung der Luftschaube in Segelstellung und Umschaltung auf Notsteuerung)
 - Stopphahn auf Leerlauf
 - Überprüfen Signalisation
"Ansprechen ZEBO" und TW-Parameter
 - a) Wenn feststeht, daß ein Fehlansprechen des ZEBO vorliegt, ist folgendes durchzuführen:
 - Drosselhebel Leerlauf
 - Segelstellungsautomatik abschalten
Luftschaube fährt aus Segelstellung zurück
 - Drosselhebel auf erforderliche Leistungsstufe
 - Flug fortsetzen
 - b) Wenn die Ursachen der Störung unklar sind:
 - Handlungen nach Abschnitt "TW-Ausfall während des Fluges" ausführen.
 - Flug mit einem laufenden TW fortsetzen.

4.1.3. Kraftstoffsystem

4.1.3.1. Beschreibung

1. Allgemeine Angaben

Das Kraftstoffsystem garantiert die Versorgung der Triebwerke mit Kraftstoff unter allen zulässigen Betriebsbedingungen.

Das Kraftstoffsystem besteht aus flexiblen Kraftstoffbehältern, die im Tragflügel angeordnet sind, den Rohrleitungen, den Geräten zur Verteilung des Kraftstoffes und Geräten zur Kontrolle des Kraftstoffvorrates und des Kraftstoffdruckes.

Das System ist in zwei ähnliche Teilsysteme aufgeteilt - ein linkes und ein rechtes Teilsystem. Unter normalen Bedingungen wird das linke Triebwerk vom linken und das rechte Triebwerk vom rechten Teilsystem versorgt. Bei Bedarf können beide Teilsysteme, durch Öffnen der Elektromagnetischen Ventile in der Ringleitung, verbunden werden.

Die Ringleitung ermöglicht, ein Triebwerk von beiden oder beide Triebwerke von einem Teilsystem zu versorgen.

Zusatz für Flugzeuge mit Rumpfbehälter:

In der Kabine ist an der linken Seite ein zusätzlicher Kraftstoffbehälter mit einem nutzbaren Fassungsvermögen von 295 Liter (228 kg) installiert. Der Behälter ist an das Hauptkraftstoffsystem angeschlossen. Der Behälter wird über eine gesonderte Einfüllöffnung an der linken Rumpfseite über der Fahrwerksgondel betankt.

2. Kraftstoff und Zusätze

Die Anleitung zum Betanken des Flugzeuges mit Kraftstoff unter Angabe der für eine Betankung zulässigen Kraftstoffsorten ist im Abschnitt 6.1.1. angegeben.

3. Kraftstoffzufuhr zum Triebwerk

Die Kraftstoffzufuhr zum Triebwerk wird durch die Förderpumpen und die Pumpen der Triebwerke gewährleistet. Bei Ausfall beider Förderpumpen ist der Zufluß des Kraftstoffes durch die Kraftstoffpumpen der Triebwerke zur Sicherung der normalen Versorgung der Triebwerke in Höhen bis zu $H = 4000$ m gewährleistet.

Die Kraftstoffzufuhr wird mit den BRANDHÄHNEN OFFEN/GESCHLOSSEN auf dem Zentralpult geöffnet und geschlossen. Die Hebel steuern Brandhähne, die außerhalb der Brandschranken der Triebwerke installiert sind. Die Kraftstoffförderpumpen werden durch die Sicherungsschalter KRAFTSTOFFPUMPEN LINKS/RECHTS an der Deckenschalttafel in der Gruppe TRIEBWERK eingeschaltet. Der Kraftstoff wird dem Triebwerk über Filter zugeführt. Bei Verstopfung des Filters wird der Kraftstoff über eine Umgehungsleitung zugeführt und auf der Signaltafel des entsprechenden Triebwerkes leuchtet ein gelbes Leuchtfeld FILTER VERSTOPFT auf.

4. Kraftstoffringleitung

Das Ringleitungssystem wird vom Sicherungsschalter KRAFTSTOFFRINGLEITUNG an der Deckenschalttafel in der Gruppe TRIEBWERK eingeschaltet. Nach Einschalten leuchtet auf der Signaltafel ZELLE das gelbe Leuchtfeld KRAFTSTOFFRINGLEITUNG auf.

Beim Flug mit zwei arbeitenden Triebwerken wird empfohlen, die Differenz von 60 kg zwischen linker und rechter Behältergruppe nicht zu überschreiten.

Beim Flug mit einem arbeitenden Triebwerk wird empfohlen, den Kraftstoff von der Seite des nichtarbeitenden Triebwerkes so zuzuführen, daß auf der Seite des arbeitenden Triebwerkes 50 bis 100 kg Kraftstoff mehr als auf der Seite des nicht arbeitenden Triebwerkes ist.

5. Kontrollgeräte

Die Kontrollgeräte garantieren die Anzeige des Kraftstoffvorrates und des Kraftstoffdruckes.

a) Kraftstoffvorrat

Zur Messung des Kraftstoffvorrates dienen 2 Sätze von kapazitiven Kraftstoffmessern mit Signalisierung des minimalen Kraftstoffvorrates.

Der Kraftstoffvorrat in der jeweiligen Behältergruppe wird auf dem entsprechenden Anzeigergerät des Kraftstoffmessers auf der mittleren Gerätetafel angezeigt.

Nach der Betankung muß die Anzeige der Kraftstoffmesser der Menge des getankten Kraftstoffes entsprechen (in kg).

Die Funktionsüberprüfung der Kraftstoffmesser erfolgt bei arbeitenden Triebwerken. Bei kleinen Änderungen der Kraftstoffmenge ist die Bewegung des Zeigers des Gerätes unmerklich. Die schwarz-weiße Scheibe in der Öffnung des Gerätezifferblattes dreht sich (in Nähe der Ziffer 200 kg) in Richtung der Zeigerbewegung des Anzeigergerätes. Bei Defekten im Bereich des Kraftstoffmessers bleibt der Zeiger des Anzeigergerätes in der Stellung, in der er sich im Moment des Ausfalls befand, die Scheibe dreht sich nicht oder der Zeiger befindet sich in einer Endstellung, und die Scheibe dreht sich sehr schnell.

Bei Verringerung der Kraftstoffmenge in der jeweiligen Behältergruppe auf 100 bis 130 kg leuchtet auf der Signaltafel des entsprechenden Triebwerkes das Leuchtfeld MINIMAL-KRAFTSTOFFVORRAT auf (im Horizontalflug).

Für die Messung des Kraftstoffvorrates im Rumpfbehälter dient ein gesonderter Kraftstoffmesser mit Anzeigergerät auf der mittleren Gerätetafel mit einer oberen Anzeigegrenze von 200 kg.

Bei voller Betankung des Rumpfbehälters (230,9 kg, davon 2,9 kg nicht ausfliegbare KS-Menge) legt das Flugzeug bis zum Beginn der richtigen Abnahme der Anzeige eine Entfernung von ca. 30 km zurück.

Beim Ablesen der Kraftstoffvorratsanzeige sowie beim Ansprechen des Leuchtfeldes MINIMALER KRAFTSTOFFVORRAT sind die folgenden Fehler des Systems der Messung des Kraftstoffvorrates zu berücksichtigen:

- der Anzeigefehler der Kraftstoffmessung beträgt im Horizontalflug $\pm 6\%$ vom Anzeigebereich des Kraftstoffvorratsmessers;
- der Anzeigefehler der Kraftstoffmessung beträgt im Sinkflug $+9,3\%$ vom Anzeigebereich des Kraftstoffvorratsmessers.

b) Kraftstoffdruck

Der Kraftstoffdruck wird durch zwei Systeme kontrolliert. Ein System zeigt auf dem Dreizeigergerät an der mittleren Gerätetafel den laufenden Wert des Kraftstoffdruckes hinter dem Regler der Kraftstoffzufuhr (vor den Düsen) an, das andere System registriert nur den Druckabfall unter den zulässigen Wert (0,03 MPa = 0,3 kp/cm²), bei dem auf der Signaltafel das gelbe Leuchtfeld KRAFTSTOFFDRUCK aufleuchtet. Dieser Fall kann auch bei unzulässiger Kraftstoffverteilung kurzzeitig auftreten und ist ursächlich kein Defekt. Bei eingeschalteten Kraftstoffpumpen leuchtet das gelbe Leuchtfeld KRAFTSTOFFDRUCK ständig.

4.1.3.2. Betriebsbegrenzungen

Siehe Abschnitt 2.9.2.

4.1.3.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Notwendige Tätigkeiten
Betankung mit Kraftstoff Vor dem Anlassen der Triebwerke	Siehe Abschnitt 6.1.1. Am Zentralpult: - BRANDHAHN GESCHLOSSEN An der Deckenschalttafel: - SIGNALTAFEL (4 Sicherungsschalter) einschalten - AKKUMULATOR I, II einschalten - KRAFTSTOFFPUMPE (LINKS, RECHTS) einschalten - KRAFTSTOFFFRINGLEITUNG prüfen, ob ausgeschaltet Auf der Signaltafel des linken und des rechten Triebwerkes müssen die Leuchtfelder KRAFTSTOFFDRUCK verloschen sein.
Anlassen der Triebwerke	Siehe Abschnitt 4.1.2.3. - Anlassen der Triebwerke
Funktionskontrolle der Kraftstoffvorratsmesser	Bei arbeitenden Triebwerken muß sich die schwarz-weiße Scheibe in der Öffnung des Gerätezifferblattes (in Nähe der Ziffer 200 kg) zur Seite einer Kraftstoffverringerung, d. h. entgegen dem Uhrzeigersinn drehen.
An der Startlinie	Siehe Abschnitt 4.2.3.2. - KONTROLLKARTEN
Kraftstoffringleitung	
a) Versorgung von zwei Triebwerken von einer Behältergruppe	An der Deckenschalttafel: - KRAFTSTOFFRINGLEITUNG einschalten - KRAFTSTOFFPUMPE der Seite, auf die der Kraftstoff gefördert wird ausschalten
b) Versorgung eines Trieb- werkes von der gegen- überliegenden Gruppe der Behälter	An der Deckenschalttafel: - KRAFTSTOFFPUMPE der Seite, von der Kraftstoff entnommen wird einschalten - KRAFTSTOFFRINGLEITUNG einschalten - KRAFTSTOFFPUMPE der Seite, auf die Kraftstoff zugeführt wird ausschalten
Ungleichmäßige Kraftstoff- verteilung (50 bis 100 kg) bei längerem Flug mit einem arbeitenden Triebwerk	Wenn der Kraftstoffvorrat in der Behältergruppe auf der Seite des arbeitenden Triebwerkes 100 kg größer als in der Behältergruppe auf Seite des nichtarbeitenden ist, wird auf der Deckenschalttafel: - KRAFTSTOFFPUMPE auf Seite des arbeitenden Triebwerkes eingeschaltet - KRAFTSTOFFRINGLEITUNG ausgeschaltet - KRAFTSTOFFPUMPE auf Seite des nichtarbeitenden Triebwerkes ausgeschaltet Nach Verringerung der ungleichmäßigen Kraftstoffverteilung in den Behältergruppen auf 50 kg wird zur Versorgung des arbeitenden Triebwerkes auf die gegenüberliegende Behältergruppe übergegangen, indem der Sicherungsschalter KRAFTSTOFFPUMPE auf Seite des nichtarbeitenden Triebwerkes sowie die KRAFTSTOFFRINGLEITUNG nach Punkt b) betätigt wird.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Notwendige Tätigkeiten
Aufleuchten des Leuchtfeldes MINIMALER KRAFTSTOFFVORRAT - auf einer Seite - auf beiden Seiten	Der Kraftstoff für beide arbeitenden Triebwerke wird von der Behältergruppe entnommen, auf der das Leuchtfeld nicht aufleuchtete. Die weitere Reihenfolge der Handlungen entspricht dem Absatz Kraftstoffringleitung unter a). Im Moment des Aufleuchtens des Leuchtfeldes auf der anderen Seite ist die Kraftstoffringleitung auszuschalten. Im Moment des Aufleuchtens reicht der Kraftstoffvorrat für 30 min Flugzeit bei Leistungsstufe Nennleistung. (Handlungen nach FBH 5.3.4.)
Kraftstoffzuführung aus dem Rumpfbehälter (siehe Zeichnung 4.1.3/2) (Gilt nur für Flugzeuge mit Rumpfbehälter)	Bei Verringerung des Kraftstoffvorrates in jedem Teilsystem des Hauptkraftstoffsystems unter 450 kg. An der Deckenschalttafel: - Sicherungsschalter RUMPFBEHÄLTER (am Boden oder in der Luft möglich) einschalten Auf der mittleren Gerätetafel: - Knopf RUMPFBEHÄLTER-UMPUMPEN EIN drücken An der Deckenschalttafel: - Sicherungsschalter KRAFTSTOFFRINGLEITUNG einschalten - Sicherungsschalter KRAFTSTOFFPUMPEN (LINKS, RECHTS) ausschalten Achtung: Der minimale Kraftstoffvorrat in beiden Seiten des Hauptsystems, bei dem die Besatzung die Kraftstoffzuführung aus dem Rumpfbehälter einschalten darf, beträgt je 150 kg. Es ist zulässig, die Zuführung des Kraftstoffes aus dem Rumpfbehälter beim Steigflug, im Horizontalflug und beim Wechsel der Flughöhen einzuschalten und zu nutzen. Die maximale Einsatzhöhe beträgt 4250 m STD (FL 140). Die Arbeit der Kraftstoffpumpe des Rumpfbehälters wird durch Aufleuchten der grünen Signallampe unter dem Schriftzug RUMPFBEHÄLTER-UMPUMPEN angezeigt. Die vollständige Entnahme des Kraftstoffes aus dem Rumpfbehälter zeigt sich im Sinken des Kraftstoffdruckes im Hauptsystem und die Leuchtfelder KRAFTSTOFFDRUCK leuchten auf. Nach vollständiger Entnahme des Kraftstoffes aus dem Rumpfbehälter wird die normale Zuführung des Kraftstoffes wiederhergestellt: - Sicherungsschalter KRAFTSTOFFPUMPEN (LINKS, RECHTS) einschalten - Sicherungsschalter KRAFTSTOFFRINGLEITUNG ausschalten - Knopf RUMPFBEHÄLTER-UMPUMPEN AUS drücken Das Abschalten der Pumpe wird durch verlöschen der grünen Signallampe angezeigt. Die Pumpe des Rumpfbehälters schaltet sich in folgenden Fällen automatisch ab: - bei zeitweiligem Sinken des Druckes des umzupumpenden Kraftstoffes länger als 5 Sekunden, was durch negative Beschleunigung des Flugzeuges hervorgerufen wurde, - bei Sinken des Druckes nach Entnahme des Kraftstoffes aus dem Rumpfbehälter und nicht durch den Knopf RUMPFBEHÄLTER-UMPUMPEN AUS abgeschalteter Pumpe.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Notwendige Tätigkeiten
Beendigung und Wiederaufnahme der Kraftstoffzuführung aus dem Rumpfbehälter	Zur Beendigung der Kraftstoffzuführung Auf der mittleren Gerätetafel: - Knopf RUMPFBEHÄLTER-UMPUMPEN AUS drücken Zur Wiederaufnahme der Kraftstoffzuführung nach Abschalten der Pumpe mit dem Knopf RUMPFBEHÄLTER-UMPUMPEN AUS: - Knopf RUMPFBEHÄLTER-UMPUMPEN EIN drücken Zur Wiederherstellung der Kraftstoffzuführung nach automati- scher Abschaltung der Pumpe: - Sicherungsschalter RUMPFBEHÄLTER ausschalten und wieder ein- schalten - Knopf RUMPFBEHÄLTER-UMPUMPEN EIN drücken
Nach Stillstand an der Abstelllinie	Siehe Abschnitt 4.1.2.3. Abstellen des Triebwerkes am Boden.

4.1.3.4. Defekte

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Aufleuchten des Leuchtfeldes FILTER VERSTOPFT - eines Leuchtfeldes - zweier Leuchtfelder	a) Bei normaler Triebwerksarbeit wird der Flug ohne weitere Maßnahmen fortgesetzt. Nach der Landung ist der Fehler in die technische Dokumentation des Flugzeuges einzutragen. b) Wenn das Triebwerk abgestellt wird - mit einem Triebwerk weiterfliegen - siehe Abschnitt 4.1.2.4. "Triebwerksausfall im Flug". a) Bei normaler Arbeit der Triebwerke wird der Flug mit besonderer Beachtung des Kraftstoffdruckes und der t_4 fortgesetzt. b) Wenn eines der Triebwerke zeitweise aussetzt, eine Notlandung auf einem geeigneten Landeplatz durchführen - siehe Abschnitt 3.2.3.
Ansprechen des Leuchtfeldes KRAFTSTOFFDRUCK (gilt nur für Flugzeuge mit Rumpfbehälter)	- Kontrolle der Einschaltung des entsprechenden Sicherungsschalters KRAFTSTOFFPUMPE an der Deckenschalttafel. - Kontrolle der Signalisation MINIMALER KRAFTSTOFFVORRAT. - Kontrolle des Kraftstoffvorrates an dem entsprechenden Anzeigergerät prüfen. Bei Bedarf Kraftstoffringleitung einschalten. - Kraftstoffdruck am Dreizeigergerät prüfen. Der Zeiger muß sich im grünen Bereich befinden. Wenn nach den Kontrollen und entsprechenden Maßnahmen das Triebwerk normal arbeitet, ist der Flug fortzusetzen, wobei besondere Aufmerksamkeit auf die Parameter des defekten Triebwerkes zu richten ist. <u>Anmerkung:</u> Bei ungleichmäßiger Kraftstoffverteilung ist ein kurzzeitiger Abfall des Kraftstoffdruckes im Triebwerk statthaft. Bei kurzzeitigem Druckabfall spricht das Leuchtfeld KRAFTSTOFFDRUCK an, ohne daß ein Defekt vorhanden ist. Wenn das Triebwerk nicht sichtbar auf entsprechende Maßnahmen reagiert und mit Unterbrechungen arbeitet, ist es abzustellen. - Kontrolle des Kraftstoffvorrates im Rumpfbehälter am gesonderten Anzeigergerät auf der mittleren Gerätafel. Wenn sich im Rumpfbehälter Kraftstoff befindet, wird einmal versucht, die Pumpe des Behälters einzuschalten. Wenn es nicht gelingt, die Kraftstoffzuführung aus dem Rumpfbehälter wiederaufzunehmen, so ist wieder auf die normale Kraftstoffversorgung aus dem Hauptsystem überzugehen. <u>Anmerkung:</u> Kurzzeitiges (nicht über 5 Sekunden) Aufleuchten des Leuchtfeldes KRAFTSTOFFDRUCK beim umpumpen des Kraftstoffes aus dem Rumpfbehälter ist kein Defekt, wenn es durch negative Beschleunigung des Flugzeuges hervorgerufen wurde.
Ausfall der Kraftstoffvorratsmesser - eines - zweier	Weitere Ausfälle - siehe Abschnitt 4.1.3.1.5 a) Kraftstoffvorrat Handlung nach dem intakten Kraftstoffvorratsmesser Kraftstoffvorrat nach der Steuermannsberechnung überprüfen; Nutzung der Tabelle im Abschnitt 5.7.2.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Nicht auftauchende Signalisation MINIMALER KRAFTSTOFFVORRAT bei Kraftstoffvorrat unter 80 kg	a) Bei Erkennen des Defektes bis zum Stillstand des Triebwerkes: - Nutzung der Kraftstoffringleitung - siehe Abschnitt 4.1.3.3. b) Bei Stillstand des Triebwerkes: - siehe Abschnitt 4.1.2.4. "Triebwerksausfall im Fluge" Wenn die Ursache des Triebwerkstillstandes eine unzureichende Kraftstoffförderung war, ist ein Anlassen des Triebwerkes im Fluge nach den Bestimmungen des Abschnittes 4.1.2.3. möglich. Achtung! Während des Anlassens ist der Sicherungsschalter KRAFTSTOFFRINGLEITUNG an der Deckenschalttafel unbedingt einzuschalten.
Ausfließen von Kraftstoff im Fluge	Anmerkung: Ursache des Ausfließens von Kraftstoff im Fluge ist eine fehlerhafte Befestigung des Deckels des Einfüllstutzens am Kraftstoffbehälter oder des Lukendeckels über dem Einfüllstutzen. Kennzeichen des Ausfließens ist die Bildung von Kraftstoffnebel an der Hinterkante des Tragflügels und eine im Vergleich zur anderen Seite schnellere Änderung der Anzeige des Kraftstoffvorratsmessers auf Seite der Undichtheit des Verschlusses. Der Kraftstoffnebel kann nur durch die hinteren Fenster der Passagierkabine beobachtet werden.
a) bei der Feststellung kurz nach dem Start b) bei Feststellung während des Fluges	Es wird auf dem Startausweichflugplatz gelandet. Die Kraftstoffringleitung wird nicht benutzt. - Meldung an den Flugleiter (Flugsicherungsdienst) - Überprüfung des Kraftstoffvorrates - Berücksichtigung des erhöhten Kraftstoffverbrauchs Entscheidung zum Anflug des nahegelegenen Flugplatzes oder Durchführung einer Notlandung auf einem geeigneten Landeplatz; - Kraftstoffentnahme aus der undichten Behältergruppe für beide Triebwerke nach den Festlegungen des Abschnittes 4.1.3.3. Inbetriebnahme der Kraftstoffringleitung lt. Punkt a). - Bei Kraftstoffentnahme von der Seite der Undichtheit, sofort nach dem Aufleuchten der Signalisation "Minimaler Kraftstoffvorrat", sind die Anzeige des KS-Vorratsmessers und die Parameter des Triebwerkes besonders aufmerksam zu kontrollieren. Wenn der Zeiger des KS-Vorratsmessers etwa einen Teilstrich vor Null steht oder das Triebwerk beginnt unregelmäßig zu arbeiten, so ist die KS-Versorgung in der entgegengesetzten Richtung anzuwenden. Anmerkung: Ungleichgewicht des Kraftstoffes in der linken und rechten Tragfläche bei Kraftstoffausfluß ist nicht berücksichtigt.
Kraftstoffdruck Null (nach Dreizeigergerät)	Kontrolle der Triebwerkparameter: a) Wenn sich die Parameter der Triebwerke nicht verändern, so ist der Flug unter erhöhter Beachtung der Parameter des Triebwerkes, bei dem der KS-Druck Null angezeigt wird, fortzusetzen. b) Wenn die Parameter des Triebwerkes (n_{TV}, M_D, TMT) sich wesentlich ändern oder wenn eine unregelmäßige Arbeit des Triebwerkes beobachtet wird, so sind die Handlungen entsprechend Pkt. 4.1.2.4. "Triebwerksausfall im Fluge" auszuführen und der Flug mit einem Triebwerk fortzusetzen.

Schema der Anlage des Kraftstoffzusatzbehälters

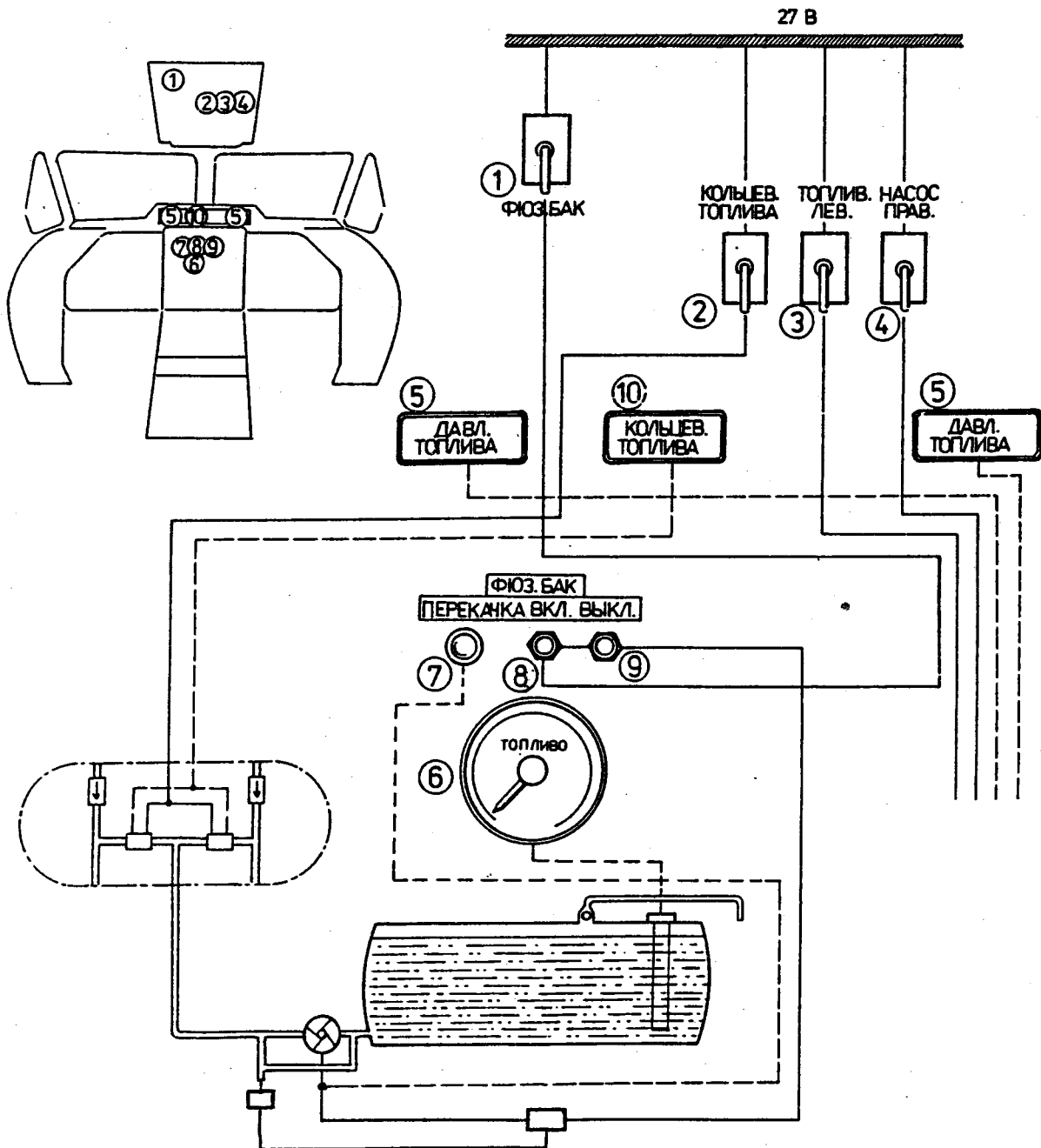


Abb. 4.1.3/2

Gilt nur für Flugzeuge mit Zusatzbehälter

4.1.4. Schmierstoffsystem

4.1.4.1. Beschreibung

Das Schmierstoffsystem ist zur Schmierung des Triebwerkes, zur Versorgung des Hydrauliksystems, zur Verstellung der Luftschraubenblätter und des Drehmomentengebers bestimmt.

Das Schmierstoffsystem ist im Triebwerk vor dem Brandspant angeordnet und besteht aus einem Schmierstoffbehälter (der Bestandteil des Triebwerkes ist), einem Schmierstoffkühler, einer Segelstellungspumpe und einem Kontrollsystem der Betriebsparameter (Druck und Temperatur des Schmierstoffes und Signalisation des minimalen Druckes).

Der Druck und die Temperatur des Schmierstoffes werden von dem Dreizeigergerät LUN 1538-8 an der mittleren Gerätetafel angezeigt. Der minimale Schmierstoffdruck wird durch das Aufleuchten eines gelben Leuchtfeldes SCHMIERSTOFFDRUCK auf der Signaltafel des entsprechenden Triebwerkes angezeigt. Temperatur und Druck des Schmierstoffes werden automatisch mit dem kombinierten Thermostat und dem Sicherheitsventil TPV 1 (7) geregelt. Die Regulierung der Temperatur des Schmierstoffkühlers erfolgt durch eine Klappe hinter dem Schmierstoffkühler, die in Abhängigkeit von der Lufttemperatur am Boden in eine der beiden Stellungen eingestellt wird:

- bei Lufttemperaturen unter $+30 \pm 2$ °C befindet sich der Klappenverstellhebel in vorderster Stellung;
- bei Lufttemperaturen höher $+30 \pm 2$ °C befindet sich der Klappenverstellhebel in hinterster Verstellung.

(1013 →)

Im Flugzeug ist eine Spänesignalisation eingebaut, deren Wirkung auf zwei parallel geschalteten Magnetstopfen (eingebaut im Schmierstoffbehälter und im Untersetzungsgetriebe) beruht.

Wenn durch Metallspäne an einem Magnetstopfen stromleitende Überbrückungen entstehen, wird der Signalisationsstromkreis geschlossen und am Tableau (Triebwerk linkes/rechtes) leuchtet ein gelbes Leuchtfeld "Späne".

4.1.4.2. Betriebsbegrenzungen

Siehe Abschnitt 2.9.1.

Für die Schmierung des Triebwerkes kann nur der Schmierstoff B-3V verwendet werden.

4.1.4.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Nach dem Anlassen des Triebwerkes	An der Signaltafel müssen die Leuchtfelder SCHMIERSTOFFDRUCK verloschen sein.

4.1.4.4. Defekte

Außere Erscheinung des Fehlers	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Das Leuchtfeld SCHMIERSTOFFDRUCK auf der Signaltafel leuchtet	Abfall des Schmierstoffdruckes unter 0,12 MPa (1,2 kp/cm ²)	Triebwerk abstellen
Das Leuchtfeld "Späne" auf der Signaltafel leuchtet	Vorhandensein von Metallspänen im Schmierstoff	a) Wenn bei Leuchten des Leuchtfeldes "Späne" die maximal zulässigen TW-Parameter überschritten werden oder die Parameter instabil sind, so ist in allen Etappen des Fluges (außer beim Start) auf Normalwerte zu verringern. Wenn die TW-Parameter trotzdem überschritten werden oder weiterhin instabil bleiben, so ist das TW abzustellen. - Beim Start ist das TW nicht abzustellen!

**Äußere Erscheinung
des Fehlers**

Mögliche Ursachen

Methode der Beseitigung

- b) Beim Flug mit einem arbeitenden TW oder bei besonderen Bedingungen, besonders unter Vereisungsbedingungen, bei Gewitter, in bergigem Gelände u. a. das TW nicht abstellen und so ein Regime einstellen, daß die Hauptparameter (SS-Druck, n_{TV} , n_{LS} nicht die festgelegten Beschränkungen überschreiten (s. Pkt. 4.1.2.1.1.). Im Falle, daß mit Verringerung des Regimes keine stabile Arbeit des TW in den festgesetzten Grenzen aufrechterhalten werden kann, ist das TW abzustellen und folgendes durchzuführen:
- Notlandung
entsprechend Pkt. 3.2.3.,
wenn Flug mit einem TW erfolgte
 - Landung auf einem Ausweichplatz, wenn Flug mit beiden TW erfolgte.

4.1.5. Wassereinspritzsystem

4.1.5.1. Beschreibung

1. Allgemeines

Die Wassereinspritzung in den Turboverdichter des Triebwerkes dient zur Aufrechterhaltung der Startleistung bei höheren Lufttemperaturen. Es wird vom zweiten Flugzeugführer in Betrieb genommen.

2. Nutzung

Das Wassereinspritzsystem (siehe Abb. 4.1.5/2) wird durch Einschalten des Sicherungsschalters WASSEREINSPRITZUNG (2) an der Deckenschalttafel in Bereitschaft gebracht. Das Einschalten erfolgt durch Druck auf den Knopf WASSEREINSPRITZUNG am Zentralpult. Der Knopf ist bis zum Aufleuchten des gelben Leuchtfeldes WASSEREINSPRITZUNG (3) auf der Signaltafel zu drücken. Mit Aufleuchten des Leuchtfeldes ist der erforderliche Arbeitsdruck im System vorhanden.

Anmerkung: Das Leuchtfeld WASSEREINSPRITZUNG leuchtet nur bei eingeschaltetem Sicherungsschalter SIGNALTAFEL/ZELLE (1) an der Deckenschalttafel. Bei richtiger Einstellung der Einspritzstufe wird die zulässige Anwendungszeit nicht überschritten. Nach Druckabfall infolge Beendigung der Wasserzuführung aus dem System wird die Pumpe automatisch abgeschaltet und das Leuchtfeld WASSEREINSPRITZUNG verlischt.

Wenn aus beliebigem Grund bei Anwendung der Wassereinspritzung die Leistungsstufe unter Startleistung verringert wird, muß vorher die Wassereinspritzung abgeschaltet werden.

Bei Nichteinhaltung kann das eingespritzte Wasser zum Ausfall der Triebwerke führen. In diesem Fall ist das Wassereinspritzsystem durch Drücken des Knopfes AUSSCHALTEN unter der Klappe WASSEREINSPRITZUNG (4) auf der rechten Seite des Zentralpultes auszuschalten.

→ 0940

Beim Übergang von maximaler Startleistung auf eine niedrigere Leistungsstufe wird bei der Verstellung des Drosselhebels unter $n_{TV} = 89\%$ (93 %) die Wassereinspritzung automatisch abgeschaltet. Die Wassereinspritzung kann aber auch durch Drücken des Knopfes "abschalten" unter der Klappe "Wassereinspritzung" (4) am vorderen Bedienpult abgeschaltet werden.

1001 →

Unverzüglich nach Beendigung des Starts ist das im System verbliebene Wasser durch Einschalten des Schalters WASSER ABLASSEN (5) auf dem rechten Bedienpult abzulassen.

Gilt für alle Serien!

Achtung! Nach Beendigung der Wassereinspritzung tritt eine Erhöhung von TMT ein. Es ist deshalb erforderlich, die Leistungsstufe der Triebwerke so zu verringern, daß die maximal zulässige TMT nicht überschritten wird.

3. Einstellen der Einspritzstufe

Die Einspritzstufe wird vor dem Start durch das ingenieur-technische Personal nach dem atmosphärischen Druck und der Lufttemperatur entsprechend der Abb. 4.1.5/1 festgelegt. Entsprechend der ermittelten Einspritzstufe wird in dem Wasserbehälter (rechte Fahrwerks-gondel) destilliertes Wasser nach der folgenden Tabelle aufgetankt:

Einspritzstufe	Menge in l
I	3,3
II	6,7
III	10,0

Die Auffüllung ist anhand des Meßstabes im Behälter zu kontrollieren. Des weiteren ist an der Pumpe die entsprechende Stufe (I, II oder III) einzustellen. Bei richtiger Einstellung arbeitet die Wassereinspritzung eine Minute.

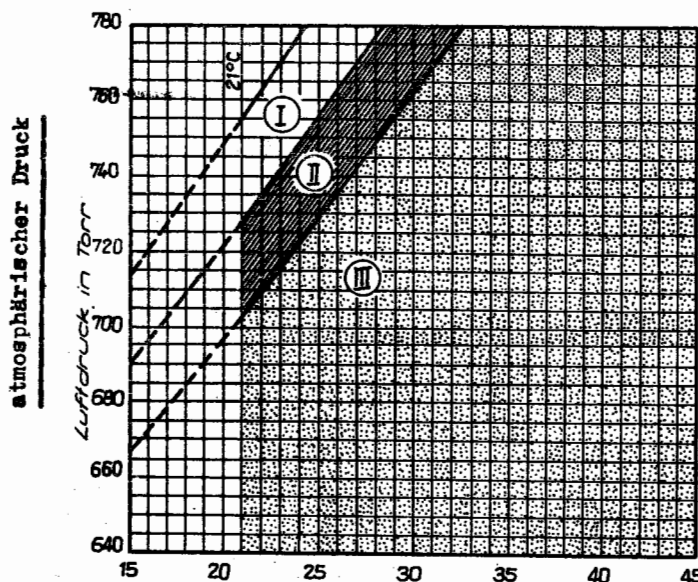
4.1.5.2. Betriebsbegrenzungen

Siehe Abschnitt 2.9.1.

4.1.5.3. Inbetriebnahme

Siehe Abschnitt 4.2.5.3. "Start mit Nutzung Wassereinspritzung"

→ 1012



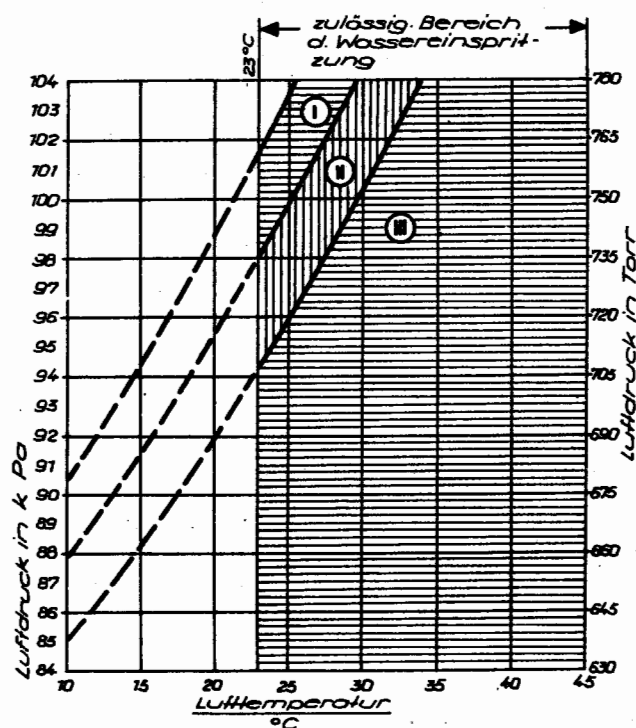
Bei atmosphärischen Drücken unter den in der Grafik dargestellten ist die Einspritzstufe III zu verwenden.

Abb. 4.1.5/1

4.1.5.4. Defekte

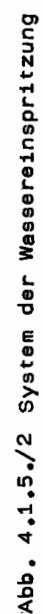
Äußere Erscheinung des Fehlers	Mögliche Ursache	Methode der Beseitigung
Nichtaufleuchten des Leuchtfeldes EINSPRITZUNG im Laufe von 5 s vom Moment des Drückens des Knopfes WASSEREINSPRITZUNG in der Startetappe bis v_1 .	Ausfall eines der Aggregate des Systems einschließlich Durchbrennen der Lampe im Leuchtfeld.	Start abbrechen
Ausgehen des Triebwerkes (der Triebwerke) nach dem Ansprechen der Wassereinspritzung	Löschen der Flamme infolge einer zu geringen Drehzahl des Turboverdichters.	Start abbrechen
Verlöschen des Signals EINSPRITZUNG in der Startetappe bei $v_G > v_1$	Ausfall eines der Aggregate des Systems einschließlich der Lampe im Leuchtfeld.	Start fortsetzen, bei Notwendigkeit vermindert der zweite Flugzeugführer die t_4

1013 →



Bei atmosphärischen Drücken unter den in der Grafik dargestellten ist die Einspritzstufe III zu verwenden.

Abb. 4.1.5/1



1013 →

4.1.6. Begrenzersystem

4.1.6.1. Beschreibung

Das Begrenzersystem, dessen Hauptbestandteil der zentrale elektronische Begrenzerblock (ZEBO) LUN 5260.02 ist, besitzt eine zweistufige Begrenzung, die zusammen mit dem Kraftstoffregler bei längerer Überschreitung der folgenden Parameter des Triebwerkes

- Drehzahl des Turboverdichters n_{TV}
- Luftschraubendrehzahl n_{LS}
- Gastemperatur zwischen den Turbinen TMT
- Drehmoment MD
- Anstiegsgeschwindigkeit der Gastemperatur beim Anlassen

eine Drosselung des Triebwerkes durch Verringerung der Kraftstoffzufuhr bis zur eingestellten Begrenzungsstufe vornimmt (auch bei Fehlansprechen des ZEBO), d. h.

- bei Begrenzungsstufe 1 bis MD 70 %
- bei Begrenzungsstufe 2 bis n_{TV} 60 %

Die Umschaltung des ZEBO von einer Begrenzungsstufe auf die andere erfolgt in einer Höhe von 700 m über Grund. Die Umschaltung erfolgt automatisch durch ein Signal vom Funkhöhenmesser, und zwar beim Steigflug von Begrenzungsstufe 1 auf Stufe 2 und beim Sinkflug von Stufe 2 auf Stufe 1. Die Eingangssignale in den ZEBO kommen von entsprechenden Gebern. Die elektrischen Ausgangssignale, deren Größe von der Größe und der Anzahl der überschrittenen Parameter abhängt, werden auf den Kraftstoffregler gegeben, der die Kraftstoffzufuhr zum Triebwerk begrenzt.

Die konstruktive Auslegung des ZEBO ermöglicht eine teilweise Überprüfung der Funktion des Teilsystems der Temperatur zwischen den Turbinen mittels eines Prüfknopfes an der Prüfschalttafel am linken Bedienpult. Das Begrenzungssystem wird vor dem Anlassen der Triebwerke durch die Sicherungsautomaten "ZEBO links, rechts" an der oberen Schalttafel eingeschaltet. Die Betriebsbereitschaft des ZEBO (bei eingeschaltetem Sicherungsautomaten) wird durch die Signallampen "Betriebsbereitschaft ZEBO links, rechts" angezeigt. Die angezeigte Betriebsbereitschaft dient am Boden als Kontrolle der eingeschalteten Begrenzungsstufe 1 (nach dem Anlassen der Triebwerke) und im Flug zusätzlich als Information über den Betrieb des Begrenzungssystems.

Die Signalisation erfolgt bei folgenden Bedingungen:

- bei eingeschalteter Begrenzungsstufe 1: wenn $M_D > 70 \%$
- bei eingeschalteter Begrenzungsstufe 2: ständig

Die Abschaltung des Begrenzungssystems wird durch Aufleuchten der Signalisation "ZEBO" an der Signalisationstafel des entsprechenden Triebwerkes angezeigt. Die Drosselung eines Triebwerkes durch Steuersignale vom ZEBO wird durch Aufleuchten der Signalisation "Ansprechen ZEBO" des entsprechenden Triebwerkes angezeigt.

Achtung! In Höhen unter 400 m über der Geländehöhe muß ZEBO ausgeschaltet sein!

→ 1012

4.1.6. Begrenzersystem

4.1.6.1. Beschreibung

Das Begrenzersystem mit dem Hauptteil der zentralen elektronischen Einheit der Begrenzer (ZEBO) garantiert zusammen mit dem Regler der Kraftstoffzufuhr die Drosselung des Triebwerkes durch Verringerung der Kraftstoffzufuhr bei Überschreitung eines oder mehrerer zu begrenzender Parameter der Triebwerksarbeit wie folgt:

- n_{TV} - Drehzahl des Turboverdichters
- n_{LS} - Drehzahl der Luftschraube
- T_4 - Temperatur zwischen den Turbinen
- M_D - Drehmoment
- $\frac{dT_4}{dt}$ - Geschwindigkeit der Zunahme der Temperatur zwischen den Turbinen (nur beim Anlassen)

Die Eingangssignale werden dem Block von den entsprechenden Gebern zugeführt. Der Ausgangsstrom, dessen Stärke von der Größe der Überschreitung und der Anzahl der überschrittenen Parameter abhängt, gelangt zum Kraftstoffregler, der die Kraftstoffzufuhr zum Triebwerk begrenzt.

→ 1012

Das Begrenzersystem erlaubt eine teilweise Prüfung der Arbeit eines Teilsystems, und zwar der Temperatur zwischen den Turbinen mit Hilfe der Knöpfe ZEB0 auf der Kontrolltafel am linken Bedienpult.

Das Begrenzersystem wird durch die Netzschutzautomaten ZEB0 LINKS/RECHTS an der Deckenschalttafel (in der Gruppe Triebwerke) ein- und ausgeschaltet. In der Etappe des Ausrollens nach der Bodenberührung schaltet sich das System automatisch, unabhängig von der Stellung der Sicherungsschalter ZEB0 LINKS/RECHTS, ein.

Das Ausschalten des Systems wird durch Aufleuchten des Leuchtfeldes ZEB0 auf der Signaltafel des entsprechenden Triebwerkes angezeigt. Die Drosselung des Triebwerkes durch den Begrenzerblock wird durch Aufleuchten des Leuchtfeldes ANSPRECHEN ZEB0 auf der Leuchttafel des entsprechenden Triebwerkes angezeigt.

Warnung! In Höhen unter 400 m über der Geländehöhe muß ZEB0 ausgeschaltet sein!

4.1.6.2. Betriebsbegrenzungen

Siehe Abschnitt 2.9.1.

4.1.6.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Kontrolle vor dem Flug	
Nach dem Anlassen der Triebwerke	Bedienung der Triebwerke: - DROSSELHEBEL
a) bei Außentemperaturen -10 °C und höher Kontrolle nach TMT	Ausgangszustand für die Beschleunigung Auf der Kontrolltafel am linken Bedienpult: - Knöpfe ZEB0 drücken und halten Bedienung der Triebwerke: - LUFTSCHRAUBENHEBEL kleine Steigung - DROSSELHEBEL in Stellung Maximal- drehzahl des Turbover- dichters Auf der Signaltafel müssen die Leuchtfelder ANSPRECHEN ZEB0 leuchten und die Temperatur zwischen den Turbinen darf nach der Anzeige der Meßgeräte 640 ± 30 °C nicht überschreiten. - DROSSELHEBEL auf den Ausgangszustand für die Beschleunigung zurücknehmen An der Kontrolltafel am linken Bedienpult: - Knöpfe ZEB0 lösen Bei richtiger Arbeit des Blockes erhöht sich die Drehzahl des Turboverdichters nach Erreichen der reduzierten Temperatur zwi- schen den Turbinen bei weiterer Verschiebung des Drosselhebels in Richtung Leistungserhöhung nicht.
	Achtung! Wenn sich die Temperatur zwischen den Turbinen über die zulässigen Werte (640 ± 30 °C) erhöht, ist der Drosselhebel sofort in die Ausgangsstellung zurück- zubringen und die Ursache des Fehlers zu klären.
	Anmerkung: 1. Bei der Prüfung sind Schwankungen der Drehzahl des Turboverdichters, der Luftschaube, der Temperatur zwischen den Turbinen und des Drehmomentes zuläs- sig. 2. Bei geringen Außentemperaturen wird empfohlen, zum schnelleren Erreichen der Temperatur zwischen den Turbinen (640 °C) die Heizung der Kabine und die Eisabscheider Lufteingangsteile der Triebwerke einzuschalten.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten	
1013 →	<u>Anmerkung:</u> Bei niedrigen Außentemperaturen, wenn das angegebene Verfahren kein Ansprechen des Begrenzungs-systems auslöst, ist die Kabinenheizung und die Enteisung der Triebwerkeinläufe einzuschalten.	
→ 1012		
b) bei Außentemperaturen unter -10°C (Kontrolle nach M_D)	- Drosselhebel	Leerlauf
	Auf der oberen Schalttafel:	
	- Segelstellung/AUK	ausschalten
Nach Warmlaufen der TW	Steuerung mit den Triebwerken:	
	- Schritthebel	Segelstellung
	- Drosselhebel	langsam Erhöhen der Turboverdichter-drehzahl bis zum Aufleuchten "Eingreifen ZEBO" auf dem Tableau
	M_D -Anzeigegerät	Ablesen des Wertes M_D
	Wenn der Wert für M_D sich in den Grenzen von 103 bis 105 % hält, so ist der Drehmomentengeber für den ZEBO richtig eingestellt.	
	- Drosselhebel	langsam verstellen in Richtung Vergrößerung n_{TV}
	Der ZEBO muß dabei die Verdichterdrehzahl auf einen Wert begrenzen, der einem Wert von höchstens $M_D = 110\%$ entspricht.	
	<u>Achtung!</u> Wenn sich M_D über den Maximalwert (110 %) erhöht, dann ist der Schritthebel sofort in die Ausgangsstellung zurückzuführen und die Ursache der Störung zu suchen.	
	<u>Anmerkung:</u> Zur Vermeidung einer übermäßigen Belastung des Triebwerkes wird die Kontrolle des ZEBO nach M_D durchgeführt nur nach: Montage des Triebwerkes in das Flugzeug, bei Wechsel des Kraftstoffreglers, des ZEBO und der M_D -Geber für den ZEBO und nach der 300 h-Kontrolle.	
	Drosselhebel	Leerlauf
	Auf dem Triebwerkstableau muß das Leuchtfeld "Eingreifen ZEBO" verlöschen.	
	- Schritthebel	kleine Steigung
1013 →		
b) bei Außentemperaturen unter -10°C (Kontrolle nach M_D)	- Drosselhebel	Leerlauf
	Auf der oberen Schalttafel:	
	- Segelstellung/AUK	ausschalten
Nach Warmlaufen der TW	Steuerung mit den Triebwerken:	
	- Schritthebel	Segelstellung
	- Drosselhebel	langsam Erhöhen der Turboverdichter-drehzahl bis zum Aufleuchten "Eingreifen ZEBO" auf dem Tableau
	M_D -Anzeigegerät	Ablesen des Wertes M_D

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
1013 →	M_D muß im Bereich 108 bis 111 % liegen, Anderenfalls ist die Ursache der Abweichung zu ermitteln. Achtung! Wenn $M_D > 112$ %, dann ist die Erhöhung der Drehzahl des Turboverdichters sofort zu unterbrechen und die Ursache der Störung zu beseitigen. - Drosselhebel Leerlauf Auf dem Triebwerkstableau muß das Leuchtfeld "Eingreifen ZEB0" verlöschen - Schritthebel kleine Steigung - Drosselhebel Drehzahl des Turboverdichters langsam bis zum Aufleuchten der Signalisation "Betriebsbereitschaft ZEB0" am rechten Bedienpult erhöhen Am M_D-Anzeigegerät M_D ablesen M_D muß im Bereich 65 bis 75 % liegen. Anderenfalls Ursache der Abweichung ermitteln.
c) Prüfung der Einschaltung der Begrenzungsstufe 1 (nach Warmlauf der Triebwerke)	
→ 1012	
Vor dem Rollen	Abschaltung der Sicherungsschalter ZEB0 LINKS/RECHTS an der Deckenschalttafel kontrollieren.
Nach dem Start In Höhe 400 m über der Geländehöhe	An der Deckenschalttafel: - ZEB0 LINKS, RECHTS einschalten Auf der Signaltafel müssen die Leuchtfelder ZEB0 verlöschen
1013 →	
	Auf der Signaltafel müssen die Leuchtfelder "ZEB0" verlöschen und am rechten Bedienpult müssen die Signallampen "Betriebsbereitschaft ZEB0 links/rechts" aufleuchten. Der 2. FF meldet: ZEB0 Betriebsbereit
→ 1012	
Vor dem Landeanflug In Höhe minimal 400 m über Geländehöhe	Auf der Deckenschalttafel: - ZEB0 LINKS, RECHTS ausschalten Auf der Signaltafel müssen die Leuchtfelder ZEB0 leuchten.
1013 →	
	Auf der Signaltafel müssen die Leuchtfelder "ZEB0" aufleuchten und am rechten Bedienpult müssen die Signallampen "Betriebsbereitschaft ZEB0 links/rechts" verlöschen. Der 2. FF meldet: ZEB0 aus der Bereitschaft

4.1.6.4. Defekte

Außere Erscheinung des Fehlers	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Ständiger Abfall aller kritischen Parameter des Triebwerkes	Ausfall des Begrenzersystems	1. Drosselhebel in Stellung Leerlauf. 2. Sicherungsschalter ZEBO des entsprechenden Triebwerkes ausschalten. 3. Bei aufmerksamer Prüfung der Betriebsparameter ist die Leistungsstufe wieder einzunehmen. Wenn der Fehler damit nicht beseitigt wurde: 4. Zur Steuerung mit Hilfe des Notsystems des Kraftstoffreglers übergehen - siehe Punkt 4.1.2.4.
Plötzlicher Abfall der Drehzahl des Turboverdichters	Falsches Ansprechen des Begrenzersystems	Siehe Abschnitt 4.1.2.4. - Plötzlicher Abfall der Drehzahl des Turboverdichters im Fluge b) in Höhe über 400 m über dem Gelände nur → 1012

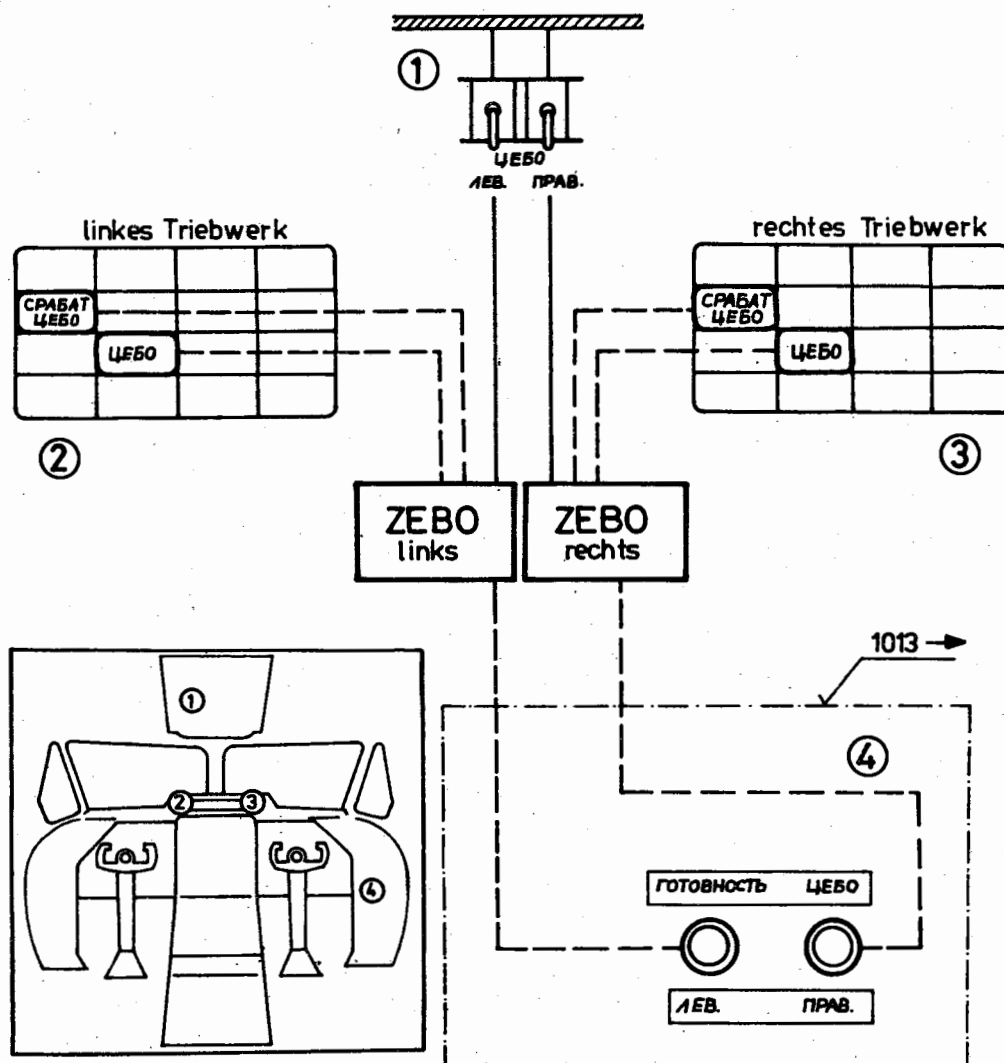


Abb. 4.1.6/1 Schema der Signalisation des Begrenzungssystems

4.1.7. Hydrauliksystem

4.1.7.1. Beschreibung

Das Hydrauliksystem des Flugzeuges besteht aus zwei selbständigen Systemen, dem Haupt- und Not-system.

Das Hydraulikhauptsystem gewährleistet:

- Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes,
- Aus- und Einfahren der Landeklappen,
- die Bugradlenkung,
- die Bremsung des Hauptfahrwerkes,
- Aus- und Einfahren der Landeinterzeptoren
- Aus- und Einfahren der Kompensationsinterzeptoren (AYK),
- den Antrieb der Scheibenwischer.

Den Hydraulikdruck erzeugen zwei Hydraulikpumpen (LUN 6102.01-8) und zwei Hydraulikakkumulatoren, von denen einer dem Hauptsystem und der andere dem Bremssystem angeschlossen ist. Jede Pumpe fördert 11 -0,5 l/min.

In jedem Triebwerk befindet sich eine Pumpe. Das System wird durch das Sicherheitsventil LUN 7548-8, das auf einen Druck von 16,2 MPa ($165 \pm 2 \text{ km/cm}^2$) eingeregelt ist, geschützt. Die Kontrolle der Arbeit des Systems erfolgt anhand der Anzeige des Zweizeigermanometers (zwei Satz DIM-240). In den Rückflußleitungen der Pumpen befinden sich die Temperatürgeber und die Signalgeber für das Leuchtfeld HYDRAULIKDRUCK (links/rechts) und für das Auftreten einer Temperatur über $85 \pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$. Mit Hilfe von elektromagnetischen Ventilen wird über die Rückflußleitung die Arbeit der Radbremsen und Scheibenwischer unterbrochen.

Die Radbremsung wird durch Bremsventile, die über Pedale betätigt werden, die Arbeit der Scheibenwischer über Handbetätigung durchgeführt.

Das Notsystem besitzt einen getrennten Hydraulikbehälter, der durch eine Rohrleitung mit der Rücklaufleitung der Radbremsen verbunden ist. Das Notausfahren des Fahrwerkes, der Landeklappen und die Notbetätigung der Standbremse erfolgt über handbetätigte Ventile, deren Betätigungsgriffe an der rechten Seite vor dem Sitz des 2. FF angeordnet sind.

Der erforderliche Hydraulikdruck im System wird mit der Hydraulikhandpumpe erzeugt (LUN 6100.02-8).

Das System hat einen Hydraulikbehälter, der vom Behälter des Hauptsystems gefüllt wird.

Das Blockschema des Hydrauliksystems - siehe Abb. 4.1.7/1.

4.1.7.2. Betriebsbegrenzungen

Benennung des Parameters	Maßeinheit	Größe des Parameters
Hydraulikölvorrat im Behälter des Haupthydrauliksystems	[l]	$8,5 \pm 0,5$ (bei leeren Druckspeichern)
Maximaler Druck im Hydrauliksystem	[kp/cm ²]	150
Ansprechdruck des Sicherheitsventils	[kp/cm ²]	165 ± 2
Ansprechtemperatur der Warntableaus	[°C]	85 ± 5
Maximaler Druck im Nothydrauliksystem	[kp/cm ²]	100

4.1.7.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Handlungen
Vor dem Anlassen der Triebwerke	Bodenpersonal zum Füllen des Haupthydraulikbehälters auffordern. Oberprüfen: a) Stellung des Hebels für Notausfahren des Fahrwerkes und der Landeklappen. Muß sich in Ausgangsstellung befinden und verplombt sein. b) Hydraulikölvorrat im Notbehälter (nach Schauglas an der rechten Seite des Behälters). Standbremsung der Räder durch Verstellen des Ventilgriffes der Standbremse in "Stop-Stellung" und mit der Handpumpe einen Druck von 40 bis 45 kp/cm² erzeugen.

**Arbeitsbedingungen
(Etappen)**
Erforderliche Handlungen

Funktion der Hydraulikpumpen prüfen:

- Druck in Hauptnetz-Druckspeichern durch Aus- und Einfahren der Landeklappen auf 100 kp/cm² verringern.
- Während des Anlassens der Triebwerke das Ansteigen des Druckes in den Druckspeichern überprüfen. Der Druck muß innerhalb von max. 60 s den Maximalwert erreichen.

Anmerkung: Die Funktionsprüfung der Pumpen am Flugtag erfolgt durch wechselweises Anlassen der Triebwerke (vgl. LH 4.1.2.3.)

Achtung! Es ist unzulässig, das Hauptbremsssystem zu betätigen (von den Bremspedalen), wenn die Räder durch die Standbremse gebremst sind.

Für Flugzeuge der 11. Serie:

Zur Schaffung optimaler Betriebsbedingungen für die Hydraulikpumpen erfolgt eine Druckbelüftung des Hydraulikhauptbehälters. Die Luft mit einem maximalen Oberdruck von 0,54 µPa (5,5 kp/cm²) wird vom Verdichter des Triebwerkes über eine Mischkammer (SKW) zugeführt. Rückschlagventile verhindern einen Luftaustritt aus dem Kreis nach Abstellen der Triebwerke. Im Druckluftkreis ist ein Hilfsbehälter als Druckluftspeicher zum Ausgleich von Druckverlusten durch Undichtigkeiten eingebaut.

Hinter dem Hilfsdruckluftbehälter ist ein Druckminderventil eingebaut, das den Druck auf 0,1 ± 0,02 µPa reduziert. Das Sicherheitsventil ist auf einen Druck von 0,2 ± 0,02 µPa (2 ± 0,2 kp/cm²) eingestellt.

Zur Überprüfung des Druckes im Hydraulikbehälter am Boden ist in der linken Triebwerksgondel ein Manometer MA-4 eingebaut. Der Druck im Hydraulikbehälter muß vor dem Anlassen mindestens 0,05 µPa (0,5 kp/cm²) betragen. Ist der Luftdruck niedriger, so ist aus einer Druckluftflasche nachzufüllen.

Anmerkung: Das Anlassen der Triebwerke ohne Druckluft im Hydraulikbehälter ist nur zulässig, wenn keine Bodendruckluftquelle vorhanden ist.

Nach dem Anlassen der Triebwerke

Druck in den Hydraulikdruckspeichern der Hauptanlage kontrollieren. Er muß in allen Leistungsstufen der Triebwerke 150-25 kp/cm² betragen.

Im Horizontalflug und vor dem Landeanflug

Funktion der Haupthydraulikanlage nach den Anzeigen des Manometers (Druck 150-25 kp/cm²) und anhand des Warntableaus "Hydraulik" kontrollieren.

4.1.7.4. Defekte

Anzeichen	Handlungen der Besatzung
Während des Einfahrens des Fahrwerkes nach dem Start fällt der Druck in der Haupthydraulikanlage auf 0	Fahrwerk und Landeklappe mit der Nothydraulikanlage ausfahren. Auf dem Startflughafen landen. Bei Druck im Hydraulikdruckspeicher der Bremsen über 110 kp/cm ² beim Ausrollen mit der Haupthydraulikanlage bei abgeschalteter Entbremsautomatik bremsen. Bei einem Druck im Hydraulikspeicher der Bremsen unter 110 kp/cm ² die Notbremsanlage benutzen.
Im Horizontalflug fällt der Druck in der Haupthydraulikanlage auf 0	<u>Achtung!</u> Scheibenwischer, Bugradlenkung, Interzeptoren und Querneigungskompensationsklappen sind nicht funktionsfähig. Flug fortsetzen. Bei der Landung entsprechend Punkt 1 handeln.

Anzeichen	Handlungen der Besatzung
Im Horizontalflug leuchtet das Warntableau "Hydraulik" (rechts/links) auf	Flug fortsetzen. Die Versorgung aller Verbraucher an der Hydraulikanlage erfolgt vom Haupthydrauliksystem. Nach der Landung Störung vom Bodenpersonal beseitigen lassen.
Druck in der Hydraulikanlage steigt bis auf 165 kp/cm ²	Flug fortsetzen. Die Versorgung aller Verbraucher an der Hydraulikanlage erfolgt von der Haupthydraulikanlage. Nach der Landung die Störung vom Bodenpersonal beheben lassen.
Hydraulikpumpe (rechts/links) erzeugt starke Geräusche während des Fluges	siehe oben
Hydraulikpumpe (rechts/links) erzeugt starke Geräusche am Boden	Triebwerk abstellen. Störung vom technischen Bodenpersonal beseitigen lassen.

4.1.8. Elektrosystem

4.1.8.1. Beschreibung

1. Stromversorgung

Die Hauptenergiequellen sind zwei Gleichstromgeneratoren mit einer Spannung von je 28 V und einer möglichen Leistung von je 5,6 kW. Als Gleichspannungsreservequelle dienen zwei Bordakkumulatoren von 24 V und einer Kapazität von je 25 Ah.

Unmittelbar von den Bordakkumulatoren werden versorgt:

vom Bordakku I

- System SARPP
- linker Feuerlöscher
- Notbeleuchtung

vom Bordakku II

- rechter Feuerlöscher.

Die Gleichspannungsversorgung des Flugzeuges L-410 UVP besteht aus zwei voneinander unabhängigen Netzen. Jedes Netz wird von einem Generator und einem Bordakku im Normalfall versorgt. Die Außenbordspannungsquelle ABQ versorgt beide Netze.

Jedes Netz besitzt eine Hauptschiene, an welcher der Generator mittels Differential-Minimal-Relais und der Bordakku mittels Schaltschutz und Sicherungsschalter (SA) zugeschaltet wird. Von der Hauptschiene werden über Sicherungsschalter drei Nebenschienen, von denen zwei untereinander umschaltbar sind, versorgt. Die Umschaltung auf eine andere Schiene erfolgt automatisch bei Generatorausfall und wird an der Signaltafel ELEKTRO durch das gelbe Leuchtfeld GENERATOR angezeigt oder bei Ausfall der Spannungsversorgung einer Schiene durch Schaltschütze.

Bei Ausfall eines Gleichstromgenerators werden beide Hauptschienen mittels eines Schaltschützes verbunden und vom intakten Generator versorgt. Eine der untereinander umschaltbaren Schienen jedes Netzes wird als Notschiene bezeichnet. An die Notschiene werden die Verbraucher geschaltet, die im Notfall für eine Rückkehr zum Platz bzw. zur Landung erforderlich sind. Die Speisung der Notschienen erfolgt vom entsprechenden Generator oder Bordakku.

Die Nutzung eines Generators mit einer Belastung von $I_{\max.} = 100 \text{ A}$ ist am Boden auf 30 Minuten begrenzt.

Von der Notschiene des linken Generators (Netzes) werden versorgt:

- Reserve AGB-2;
- Kompensationsinterzeptoren;
- Heizung des Pitodrohres;
- Kurssystem GMK-1GA;
- Brandsignalisation;
- Signaltafel ELEKTRO und TRIEBWERK rechts;
- Beleuchtung der Gerätetafel;
- Passagierkabinenbeleuchtung 1/3;
- linker Drehzahlanzeiger (n_{TV}).

0501-1040

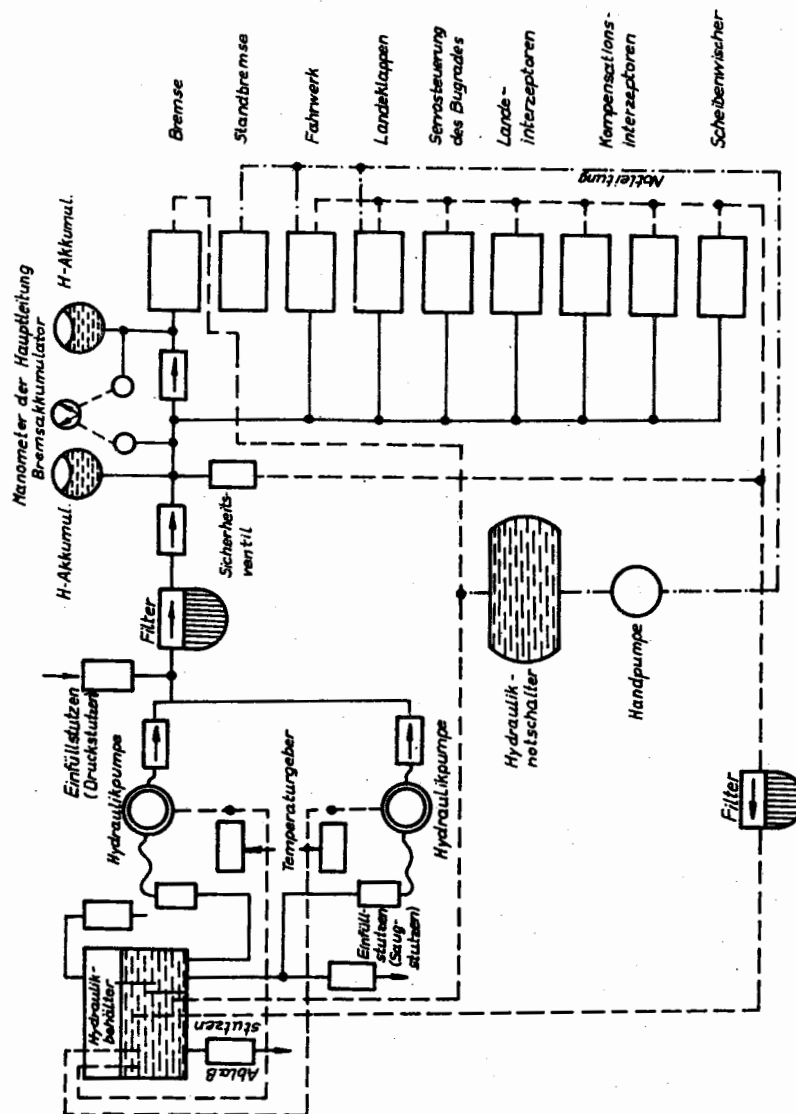


Abb. 4.1.7/1 Hydrauliksystem

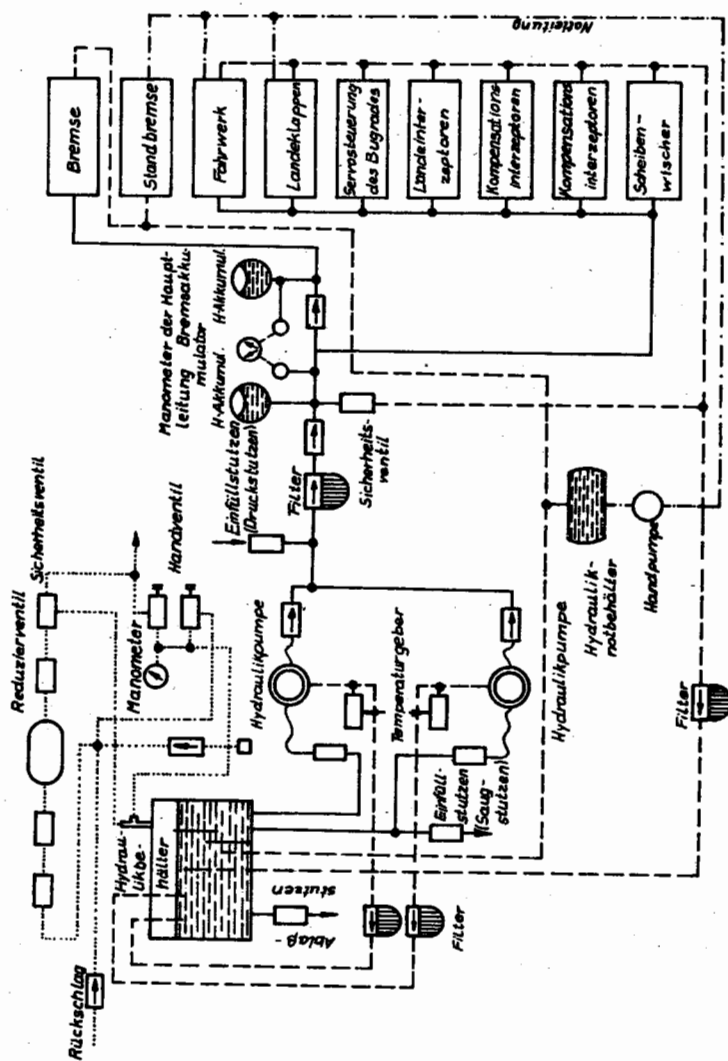


Abb. 4.1.7/1a Hydrauliksystem

Von der Notschiene des rechten Generators (Netzes) werden versorgt:

- Umformer 36 V I;
- rechter und linker AGB-2;
- rechter und linker Kraftstoffvorratsmesser;
- Dreizeigergeräte;
- Hydraulikmanometer;
- UKW-Station I;
- SPU-1;
- ARK-I;
- Scheinwerfer I;
- Signaltafel ZELLE und TRIEBWERK links;
- Cockpitbeleuchtung;
- Fahrwerk;
- Trimmer;
- mechanischer Vereisungsanzeiger;
- rechter Drehzahlanzeiger (n_{TV});
- Transparent der Passagierkabine.

Anmerkung: Die hier festgelegten Kurzschreibweisen werden im nachfolgenden Text verwandt:

- (ABQ - Außenbordspannungsquelle,
- SA - Sicherungsschalter und
- LF - Leuchtfeld).

Die Versorgung der Verbraucher im Flugzeug mit Dreiphasen-Wechselspannung 36 V, 400 Hz erfolgt von zwei Umformern PT-500Z.

Zur Versorgung des Reservehorizontes wurde ein PT-125Z (36 V, 400 Hz) [LUN 2458-8 (1001 →)] installiert. Die Versorgung der Geräte mit Einphasen-Wechselstrom 115 V, 400 Hz wird durch zwei Umformer PO-500 A gewährleistet, von denen einer ein Reserveumformer ist.

Alle Umformer werden vom Bordnetz mit einer Gleichspannung von 28 V versorgt.

Zur Versorgung des Bordnetzes am Boden ist eine Außenbordsteckdose vorhanden. An der Deckenschalttafel sind folgende Schalter der Energieversorgung vorhanden:

- GENERATOR LINKS, RECHTS
- AKKUMULATOR I, II
- UMFORMER 36 V I, II
- UMFORMER 115 V, II
- Reservehorizont.

Am rechten Bedienpult befindet sich die Spannungsschalttafel für die Wahl des Betriebszustandes der Umformer und der Umschalter der Spannungsmeßgeräte.

Ausführlicher darüber in den Abschnitten 4.1.8.3. und 4.1.8.4.

2. Lichttechnische Ausrüstung

a) Die lichttechnische Ausrüstung des Flugzeuges besteht aus:

- Positionsbeleuchtung
- Scheinwerfer SMF-5
- Majak MSL-3
- Beleuchtung des Cockpits
- Beleuchtung der Gerätetafel
- Beleuchtung der Passagierkabine
- Signaltafel in der Kabine
- Beleuchtung des Navigatortisches (des zweiten Flugzeugführers)
- Beleuchtung des Gepäckraumes
- Beleuchtung der Toilette
- Steckdosen für den Anschluß von Handlampen
- Notbeleuchtung.

- b) Die lichttechnische Ausrüstung wird an der Deckenschalttafel eingeschaltet (bei Nacht). Vor dem Flug muß der Sicherungsschalter BELEUCHTUNG eingeschaltet werden. Der SA BELEUCHTUNG ist der Gruppenschalter für die Beleuchtung des Tisches des Navigators, des Gepäckraumes und der Toilette sowie für die Steckdosen. Auf den entsprechenden Flugabschnitten werden die SA MAJAK und LEUCHTFELD in der Gruppe der BELEUCHTUNG eingeschaltet. (Betriebsdauer MAJAK am Boden max. 10 min).

Bei schwierigen Wetterbedingungen und nachts müssen die SA: FF-Kabine, Gerätetafel, Passagierkabine 1/3 und 2/3 und ANO eingeschaltet werden.

Beleuchtung Gerätetafel / Kreis I, II, III, Passagierkabine 1/3 und 2/3

ANO (1101 →)

1101 →

- c) Beleuchtung des Cockpits

Beim Einschalten der einzelnen Sicherungsautomaten "Beleuchtung Gerätetafel" werden folgende Beleuchtungen eingeschaltet:

- Vom Sicherungsautomaten "Kreis I":
 - . Leuchte am vertikalen Tunnel der Steuerung (Leuchte dient auch zur Notbeleuchtung der Gerätetafel; sie ist zu diesem Zweck mit einem schwenkbaren Schirm ausgerüstet)
- Vom Sicherungsautomaten "Kreis II":
 - . alle Lampen am vertikalen Steuerungstunnel
 - . Lampe zur Beleuchtung des Magnetkompasses
 - . Lampe zur Beleuchtung des Außenluftthermometers
- Vom Sicherungsautomaten "Kreis III":
 - . Lampen des anderen Beleuchtungskreises der Gerätetafel
 - . Lampen zur Beleuchtung des linken und rechten Bedienpultes.

Die Helligkeit der Beleuchtung der Geräte und Steuerorgane im Cockpit kann durch drei Regelwiderstände eingestellt werden, die sich an einer rechteckigen Schalttafel an der linken unteren Ecke der linken Gerätetafel befinden.

Die Aufschriften an den Regelwiderständen entsprechen den Aufschriften auf der oberen Schalttafel, d. h., die Helligkeit der entsprechenden Beleuchtungen des jeweiligen Kreises wird damit geregelt, mit Ausnahme im "Kreis II", wo die Helligkeit der Beleuchtung des Magnetkompasses und des Außenluftthermometers mit dem entsprechenden Regelwiderstand nicht einstellbar ist. Eine gleichmäßige Verteilung der Beleuchtung im Cockpit wird erzielt, wenn alle Regelwiderstände in die gleiche Richtung gedreht werden.

→ 1040

- c) Beleuchtung des Cockpits

Bei Einschaltung des Sicherungsautomaten "Cockpit" wird am vertikalen Steuerungstunnel ein Leuchtstoffkörper gezündet, der das Cockpit beleuchtet. Dieser Leuchtstoffkörper dient nur zur Notbeleuchtung der Tafel. Zu diesem Zweck ist der Leuchtstoffkörper mit einem beweglichen Spiegel ausgestattet.

Bei Einschaltung des Sicherungsautomaten "Gerätetafel" brennt das Lämpchen zur Beleuchtung der Gerätetafel, die Beleuchtungslampen des linken und rechten Steuerpultes, die Beleuchtungslampe der oberen Paneele des mittleren Steuerpultes, die Beleuchtung des Magnetkompasses und die Beleuchtung des Außenluftthermometers.

Die Beleuchtungshelligkeit der Gerätetafel kann man mit dem Potentiometer "Beleuchtung der Gerätetafel" in der linken unteren Ecke des linken Panels der Gerätetafel einregulieren.

- d) Einschaltung der Roll- und Landescheinwerfer

Die Bedingungen und Einschränkungen zum Einschalten der Scheinwerfer sind in der Flugbetriebsvorschrift der Zivilen Luftfahrt und in den Dispatcheranweisungen der Fluggdienste festgelegt.

Das Einschalten des Scheinwerfers erfolgt durch die Schalter

"Roll- und Landescheinwerfer I und II"

in der Schaltgruppe "Beleuchtung".

Bei Stellung des Schalters I in der Stellung "Rollen" brennt der mittlere Scheinwerfer mit einer Leistung 130 W und in der Stellung "Landen" brennt derselbe Scheinwerfer mit einer Leistung 200 W.

Bei Schaltung des Schalters II in die Stellung "Rollen" brennen die beiden äußeren Scheinwerfer mit einer Leistung 2 x 130 W und in der Stellung "Landen" brennen dieselben Scheinwerfer mit einer Leistung von 2 x 200 W.

e) Notbeleuchtung

Die Notbeleuchtung des Flugzeuges besteht aus 2 Tableaus der Notbeleuchtung mit der Aufschrift "Ausgang", die im Inneren der Passagierkabine rechts vom Notausstieg und über der Einstiegstür angebracht sind und aus 2 Projektoren auf der Außenoberfläche des Rumpfes am Notausstieg und an der Einstiegstür. Die Tableaus und die Projektoren beleuchten den Raum der Ausstiege bei Notfällen des Flugzeuges.

Die Notbeleuchtung ist mit dem Bordnetz über die Notschiene verbunden. Im Falle der Unterbrechung der Elektroversorgung vom Bordnetz ist die Speisung automatisch mit einer autonomen Spannungsquelle (Nickel-Kadmium-Batterie) verbunden.

Die Notbeleuchtung wird mit dem Schalter "Notbeleuchtung" am unteren Teil des linken Steuerpultes, nachdem man eine Schutzkappe geöffnet hat, eingeschaltet.

Die Notbeleuchtung kann man nur bei eingeschaltetem Schalter "Akku I oder II" am oberen Paneel einschalten.

Die weitere Arbeit der Notbeleuchtung ist von der Einschaltung der Akkus I und II unabhängig.

Ausschalten der Notbeleuchtung

Nach dem Einschalten Akku I/II, Signalisation Zelle/Elektro Notbeleuchtung ausschalten.

3. Signaltafel

Zum Elektrosystem des Luftfahrzeuges gehört eine Signaltafel, die aus vier Einheiten besteht (Triebwerk links, Zelle, Elektro, Triebwerk rechts) und oberhalb der mittleren Gerätetafel angeordnet ist.

Die Beleuchtung der einzelnen Felder ist in den einzelnen Systemen des Luftfahrzeuges angegeben.

Auf der Signaltafel wird der folgende Farbcode verwendet:

- a) rote Farbe - Notzustand
- b) gelbe Farbe - Zustand, der erhöhte Aufmerksamkeit der Besatzung erfordert
- c) grüne Farbe - Normalzustand
- d) farblos - Information, die keine Beziehung zur Flugzeugsteuerung hat.

Die Prüfung der Funktionstüchtigkeit der Signaltafeln erfolgt durch Druck auf den Knopf SIGNALTAFEL/TRIEBWERK, ZELLE, ELEKTRO, TRIEBWERK, am linken Bedienpult bei eingeschalteten Schaltern AKKUMULATOR I, II und SA SIGNALTAFEL/TRIEBWERK LINKS, ZELLE, ELEKTRO, TRIEBWERK RECHTS an der Deckenschalttafel.

4.1.B.2. Betriebsbegrenzungen

1. Stromversorgung

Benennung des Parameters	Maßeinheit	Wert des Parameters		
		min.	normal	max.
Netzversorgung mit Gleichstrom	[V]	24	27 - 29	31
Netzversorgung mit Wechselstrom				
- dreiphasen	[V]	31,5	34 - 36	41
- einphasen	[V]	100	115 - 119	129
Belastung eines Generators am Boden (für max. 30 min)	[A]	-	(200 im Flug)	100
			10': 250 A 30': 320 A 40': 300 A (beide Gen.!)	
Ausbau der Akkumulatoren bei Lufttemperaturen und längerer Standzeit (über 12 Stunden)	[°C]	-25°		

2. Lichttechnische Ausrüstung

Bezeichnung des Parameters	Maßeinheit	Wert des Parameters		
		min.	normal	max.
Betriebsdauer Majak (HSL-3) am Boden (Stillstand ohne laufende Triebwerke)	[min]	-	-	10
Betriebsdauer der Landescheinwerfer	[min]	-	-	5

4.1.8.3. Inbetriebnahme

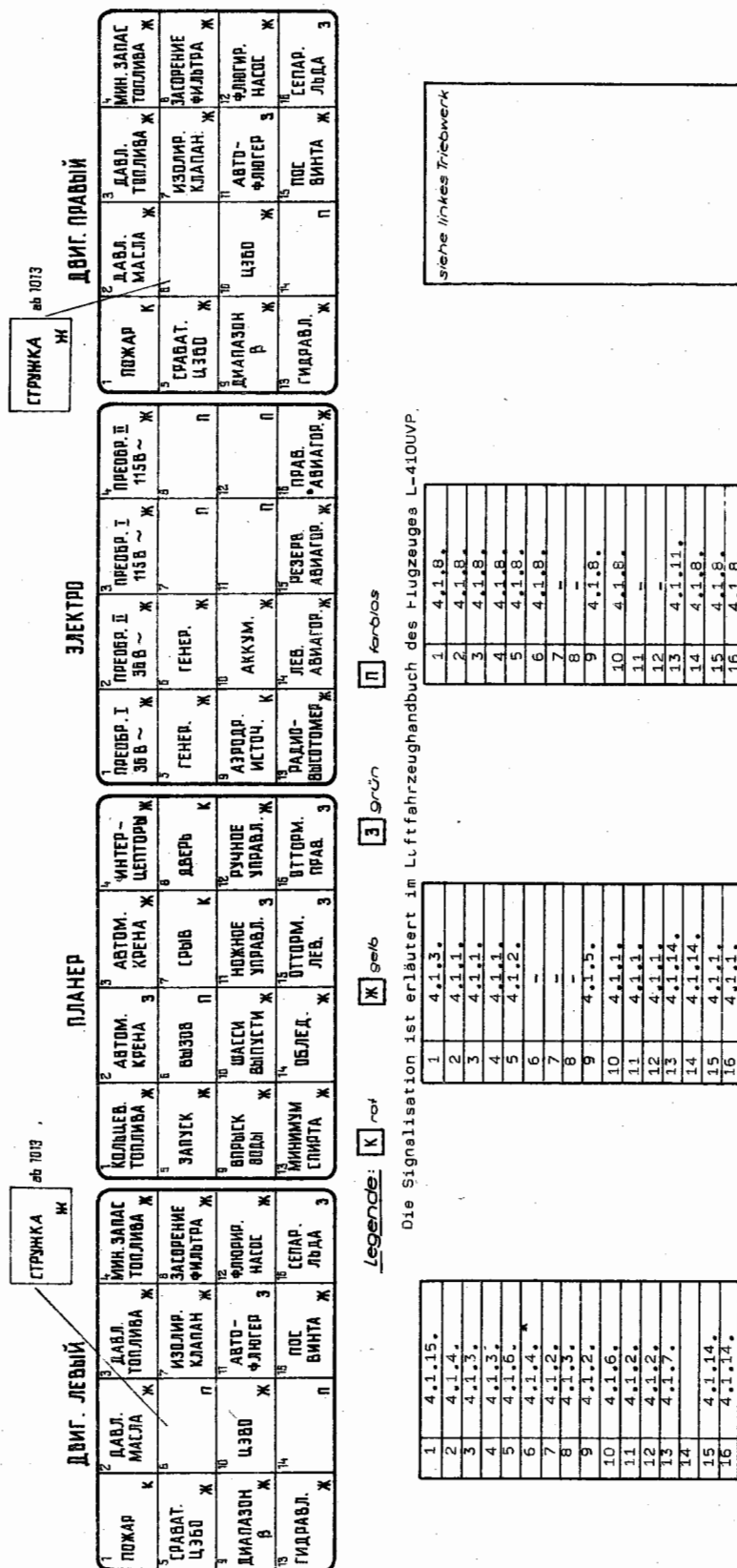
Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Kontrollen des Ladezustandes der Bordakkumulatoren	1. Alle Schalter aus! Für die Schaffung der Belastung von 50 A ist es nötig einzuschalten: a) für Akku I: - Enteisung Luftschraube I - Scheinwerfer II Landstellung - Majak . Wahlschalter am Bedienpult für die Stromversorgung auf Akku I . Einschalten Akku I für 3 bis 5 s $U_{\text{Akku}} \geq 24 \text{ V}$ 2. Alle Schalter aus! b) für Akku II: - Enteisung Luftschraube II - Scheinwerfer I Landstellung - Kraftstoffpumpen li/re . Wahlschalter am Bedienpult für die Stromversorgung auf Akku II . Einschalten Akku II für 3 bis 5 s $U_{\text{Akku}} \geq 24 \text{ V}$
Anschluß einer Außenbordspannungsquelle	Achtung! Die Außenbordspannungsquelle muß der GOST-Norm 19705-74 entsprechen. Bei Anschluß einer Außenbordspannungsquelle wird das Bordnetz automatisch abgeschaltet und auf der Signaltafel leuchtet das rote Leuchtfeld AUßENBORDSPANNUNGSQUELLE. An der Deckenschalttafel: - AKKUMULATOR I, II einschalten. Auf der Signaltafel muß das Leuchtfeld der beiden AKKUMULATOREN leuchten. An der Spannungsschalttafel am rechten Bedienpult: - Schalter VAM Stellung Notschiene I oder II Auf dem rechten Voltmeter muß eine Spannung von 27 bis 29 V angezeigt werden.
Entfernen der Außenbordspannungsquelle	An der Deckenschalttafel: - Generator links, rechts Einschaltung überprüfen danach - Kommando geben zum Entfernen der Außenbordspannungsquelle

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Anlassen der Triebwerke	Siehe Abschnitt 4.1.2.3.
Kontrolle der Signaltafel	An der Deckenschalttafel: - Signaltafel (4SA) einschalten An der Kontrolltafel am linken Bedienpult: - Kontrollknöpfe TRIEBWERK, ZELLE, ELEKTRO, TRIEBWERK drücken Auf der Signaltafel müssen alle LF aufleuchten und den entsprechenden Betriebszustand anzeigen.
Kontrolle nach dem Anlassen der Triebwerke	Auf der rechten Gerätetafel: - linkes und rechtes VAM müssen 27 bis 29 V anzeigen - linkes VM muß 34 bis 36 V anzeigen - rechtes VM muß 115 bis 119 V anzeigen. Auf der Signaltafel ELEKTRO: - kein LF, das sich auf eine Spannungsquelle bezieht, darf erleuchtet sein.
Kontrolle nach dem Anlassen der Triebwerke mit den Bordakkumulatoren	Auf der Spannungsschalttafel: - VAM nacheinander in die Stellung AKKUMULATOR I und AKKUMULATOR II schalten Auf der rechten VAM vom Ladestrom überzeugen. - Schalter VAM nach der Kontrolle in Ausgangsstellung (GENERATOR RECHTS).
Kontrolle im Flug	Die Summe der Netzbelastung wird am linken und rechten VAM angezeigt und darf 200 A nicht übersteigen. Die Durchführung periodischer Kontrollen der elektrischen Systeme nach den Bordgeräten erfolgt spätestens nach je 15 Minuten.

4.1.8.4. Defekte

Außere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursache	Methode der Beseitigung
Bei Kontrolle vor dem Flug leuchtet ein Leuchtfeld der Signaltafel nicht	Lampe defekt	Wechsel der defekten Lampe durch ITP
Bei Kontrolle vor dem Flug leuchtet eine Lampengruppe der Signaltafel nicht	Sicherung defekt	Die entsprechende Sicherung an der Sicherungstafel (rechte Bordseite) wechseln
Bei der Kontrolle nach dem Anlassen der Triebwerke zeigt ein VAM nicht den erforderlichen Wert an oder auf der Signaltafel leuchtet das Leuchtfeld für den Ausfall einer Stromquelle	Ausfall im System der Stromversorgung	Beseitigung durch ITP
<u>Im Flug:</u> Ansprechen des LF Generator. (links oder rechts)	Ausfall des entsprechenden Generators des Reglers bzw. Kurzschluß im Netz	1. Ausschalten des entsprechenden Generators an der Deckenschalttafel. 2. Die Belastung des intakten Generators kontrollieren, die 200 A nicht überschreiten darf. Danach SA PASSAGIERKABINE 2/3 ausschalten.

Äußere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursache	Methode der Beseitigung
Ansprechen beider LF GENERATOR	Ausfall beider Genera- toren	3. Schalter VAM der Spannungsschalttafel in Stellung AKKUMULATOR I, danach AKKUMULATOR II und kontrollieren, ob das rechte VAM eine Ladung der Bordakkumulatoren anzeigt. 1. Überprüfung der Schaltstellung GENERATOR (links, rechts) an der Deckenschalttafel. Bei Stellung AUSGESCHALTET ist ein einmaliges Einschalten erlaubt, leuchtet auch dann das LF eines oder beider Generatoren, Generator(en) ausschalten. Handlung wie bei Ausfall eines Generators 2. Wenn es nicht gelingt, einen der Generatoren einzuschalten, sind an der Deckenschalttafel alle Sicherungsschalter auszuschalten, die nicht mit einem gelben Streifen gekennzeichnet sind. In diesem Falle werden die Systeme, wie im Abschnitt 4.1.8.1. beschrieben, versorgt. 3. Danach ist der Entladestrom der Akkumulatoren zu überprüfen und eine Entscheidung über die Einschaltung weiterer Verbraucher zu treffen.
Ansprechen des Leuchtfeldes AKKUMULATOR	Ausfall der Akkumulatoren	<u>Achtung!</u> Die Kapazität der Akkumulatoren gewährleistet die Versorgung der Verbraucher, die mit einem gelben Streifen gekennzeichnet sind, für 30 Minuten. Die Landeklappen müssen vor der Landung notausgefahren werden - s. Abschnitt 4.1.1.2.4. - Kontrolle des Ladestromes beider Akkumulatoren und ausschalten des defekten Akkumulators.
Ansprechen des LF Umformer I 36 V oder Umformer II 36 V bei Umschalterstellung AUT.	Ausfall des entsprechenden Umformers	<u>Achtung!</u> Das LF AKKUMULATOR spricht nach Ausschalten des falschen AKKUMULATORS nicht an. SA des entsprechenden Umformers der Deckenschalttafel ausschalten. <u>Anmerkung:</u> Die Verbraucher des defekten Umformers werden automatisch an intakten Umformer geschaltet.
Ansprechen des Leuchtfeldes UMFORMER I 115 V bei Umschalterstellung AUT.	Ausfall des Umformers 115 V/ 400 Hz	SA des Umformers auf der Deckenschalttafel ausschalten. <u>Anmerkung:</u> Im Moment des Ausfalls wird der Reserveumformer automatisch eingeschaltet, der nach 2 bis 3 s die Versorgung der Funkhöhenmessers und der Anlage des Transponders wieder herstellt.
Abwechselndes Ansprechen der Leuchtfelder UMFORMER I 36 V oder UMFORMER II 36 V bei Umschalterstellung AUT.	Fehler in der automatischen Umschaltung oder ein Umformer ist defekt	Auf Handsteuerung übergehen, in dem der Umschalter des Umformers 36 V in Stellung I + II geschaltet wird. Nach Bestimmung des intakten Umformers (entsprechendes LF verlischt) wird der Umschalter in die Stellung des intakten Umformers gebracht. An der Deckenschalttafel wird der defekte Umformer ausgeschaltet.
Abwechselndes Ansprechen der Leuchtfelder UMFORMER I 115 V und UMFORMER II 115 V bei Umschalterstellung AUT.	Fehler in der automatischen Umschaltung oder ein Umformer ist defekt	Auf Handsteuerung übergehen, indem auf dem intakten Umformer 115 V I oder II geschaltet wird. Das jeweils erloschene LF zeigt bei Umschaltung den intakten Umformer an. Der defekte Umformer wird abgeschaltet.



ab 1013

Abb. 4.1.8./1

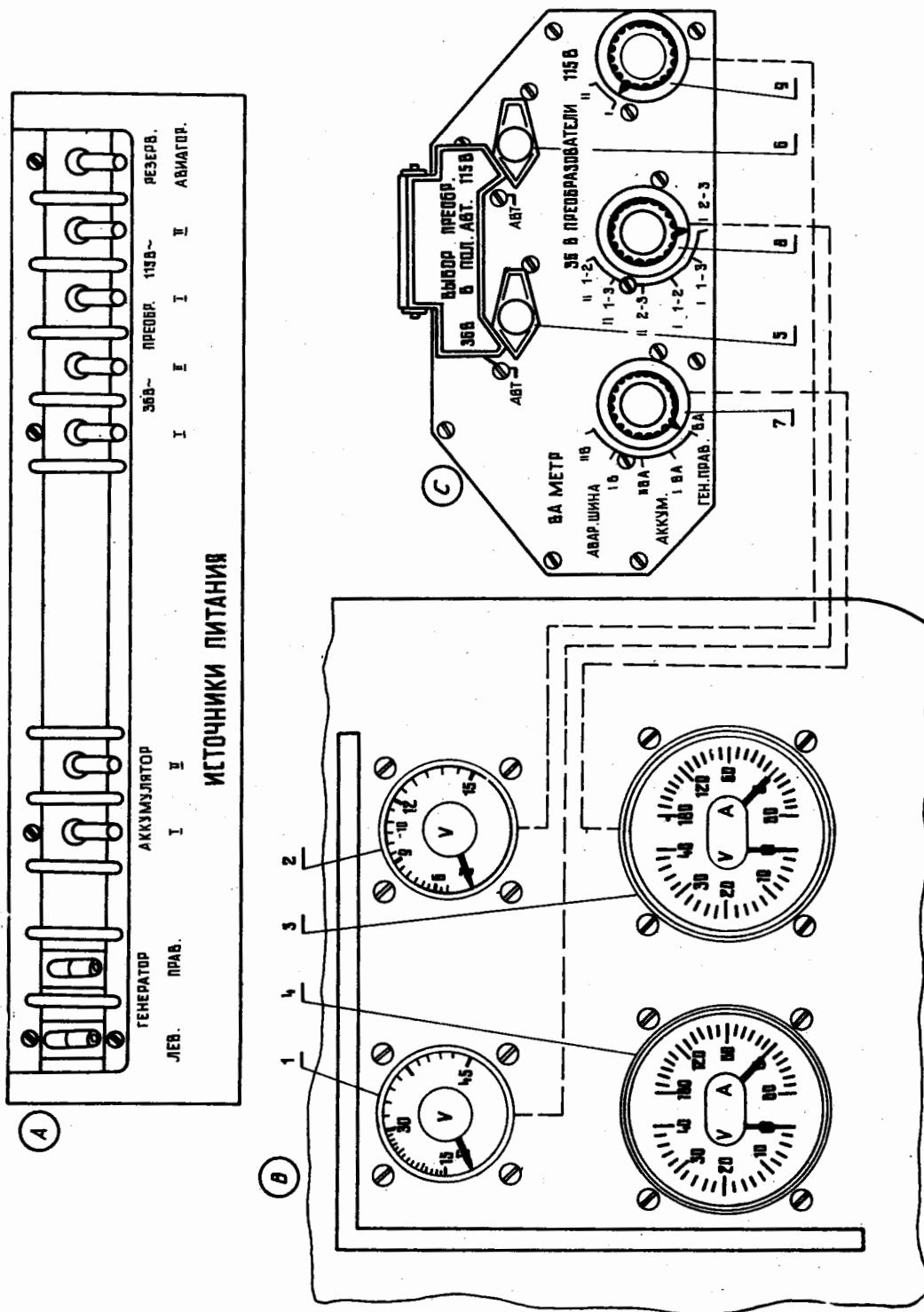
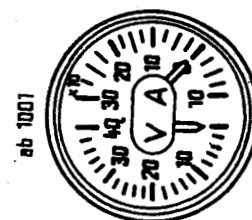


Abb. 4.8.1./2



4.1.9. Funksprechausrüstung

4.1.9.1. Beschreibung

Die Funksprechverbindung nach außen wird durch eine Funkstation LUN 3524.11 und durch eine Funkstation UKW LUN 3524.12 gewährleistet (bzw. LUN 3524.13 als Ablösetyp).

Die Reichweite der Funkstation beträgt mindestens 120 km bei einer Arbeitshöhe von 1000 m über dem Niveau der Bodenstation.

Die Funkstationen arbeiten im Frequenzbereich von 118,0 bis 135,975 MHz mit einem Kanalabstand von 25 kHz.

Die Bandbreite des Empfängers beträgt:

- Funkstation LUN 3524.11 - 25 kHz
- Funkstation LUN 3524.12 - 50 kHz

Die Anweisungen über das Einschalten und die Überprüfung der Funkstationen im Fluge sind im Abschnitt 4.1.9.3. angeführt.

Das Schaltschema der Funksprechanlage wird in der Abb. 4.1.9/1 gezeigt.

4.1.9.2. Betriebsbegrenzungen

Benennung der Parameter	phys. Einheit	Wert des Parameters		
		min.	normal	max.
Temperaturbereich der Funktionstüchtigkeit der UKW-Funkstation	°C	-40	-	+55
Temperaturbereich für den Schutz der UKW-Funkstation im betriebslosen Zustand oder Beschädigung	°C	-50	-	-
Arbeitsdauer der UKW-Funkstation im Regime "Senden"	min	-	-	2

4.1.9.3. Inbetriebnahme (s. Abb 4.1.9/1)

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Einschalten	UKW-Funkstation Nr. 1 am oberen Paneel - Schalter Akku I, II: einschalten - Sicherungsautomaten UKW I, SPU I/SPU II: einschalten links vom oberen Paneel - Stecker (12) der Teilnehnergarnitur: in den Anschluß (1) der Teilnehmerverbindung stecken Am Umschaltkasten der Arbeitsarten: - Schalter (6) in die Stellung UKW I stellen UKW-Funkstation Nr. 2 am oberen Paneel: - Schalter Akku I/II: einschalten - Sicherungsautomat UKW II: einschalten - Sicherungsautomat SPU I/SPU II: einschalten Am Umschaltkasten der Arbeitsarten: - Schalter (6) in die Stellung UKW II stellen. Achtung! UKW-Stationen der Typen LUN 3524.11 und 12 bleiben am Lautstärkeregler (7) eingeschaltet. Die UKW-Station LUN 3524.13 besitzt am Lautstärkeregler (7) keine Ausschaltstellung.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Kontrolle vor dem Flug	1. Prüfen, ob sich der Rauschbegrenzerschalter (10) in der Stellung AUS befindet. 2. Lautstärkeregler (7) aus der linken Endstellung in die rechte Endstellung bringen. Das Rauschen in den Hörern muß sich gleichmäßig vom Minimum zum Maximum verstärken. 3. Der Umschalter (6) am Bedienteil ist in die Stellung UKW I (UKW II) zu bringen. Beim Drücken des Umschalters (3) zur Seite, die mit einer Sinuslinie gekennzeichnet ist (= Sendung), muß das Rauschen in den Hörern aufhören. 4. Mit den Knöpfen (8) und (9) ist die Flugleitungsfrequenz einzustellen und eine zweiseitige Verbindung herzustellen. 5. Beim Senden ist die Mithörkontrolle zu prüfen. 6. Wird auf Frequenzen von 5 MHz Abstand zwischen UKW I und UKW II gearbeitet, sind Störungen durch Kopplung möglich.
Betrieb im Fluge	1. Die Einstellung der Frequenz erfolgt mit den Rastern MHz (8) und kHz (9). Die eingestellte Frequenz wird im Fenster (11) angezeigt. 2. Der Rauschbegrenzerschalter (10) wird in die Stellung RAUSCHEN gestellt, bei schwachen Signalen in die Stellung AUS. 3. Mit dem Lautstärkeregler (7) wird die erforderliche Lautstärke eingestellt. Der Lautstärkeregler der Bordsprechanlage (2) am Teilnehmerpult bleibt in der Stellung, die eingestellt wurde. <u>Anmerkung:</u> Beim Einschalten der Bordsprechanlage wird die Lautstärke des Empfangs vermindert. 4. Der Empfang ist am Bedienteil mit dem Schalter UKW I (4) oder UKW II (5) einzuschalten. 5. Die Wahl der Funkstation für das Senden erfolgt mit dem Schalter (6). <u>Achtung!</u> Ein Senden darf nicht gleichzeitig auf beiden Funkstationen erfolgen. Schalter (5) und Schalter (6) müssen immer auf die gleiche Station eingestellt sein, sonst ist kein Senden möglich.
Ausschalten	An der Deckenschalttafel: - Sicherungsschalter UKW I (UKW II) ausschalten - Sicherungsschalter SPU I (SPU II) ausschalten Wenn andere Geräte nicht versorgt werden müssen: - Schalter AKKUMULATOR I, II ausschalten.

4.1.9.4. Defekte

Außere Erscheinung des Fehlers	Mögliche Ursache	Methode der Beseitigung
Beim Arbeiten mit UKW I in der Betriebsart Senden ist kein Mithören möglich (wobei im Zustand "Empfang" normal gehört wird)	Senderausfall	1. Funkstation II einschalten (UKW II) - siehe 4.1.9.3. 2. Am Bedienteil beim Kommandanten den Schalter (6) in die Stellung UKW II bringen, den Schalter UKW I ausschalten und den Schalter UKW II einschalten. Wenn die Funkstation UKW I im weiteren nicht verwendet wird (z. B. zum Empfang von Wetterinformationen): 3. Sicherungsschalter UKW I auf der Deckenschalttafel ausschalten

Außere Erscheinung des Fehlers	Mögliche Ursache	Methode der Beseitigung
Beim Arbeiten mit UKW I in der Betriebsart "Empfang" kein Signal in den Kopfhörern	Ausfall des Empfängers	Operationen 1, 2, 3 wie beim Sen- derausfall ausführen (ohne Berück- sichtigung der Bedingung vor 3).

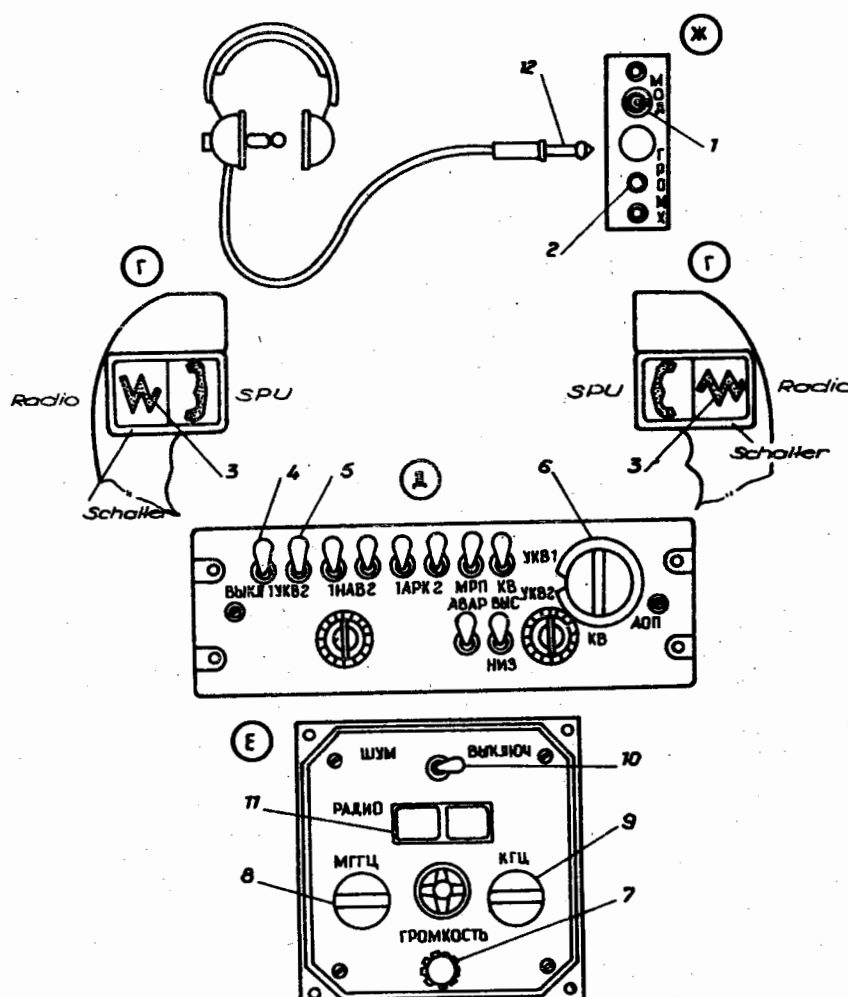


Abb. 4.1.9/1 Funksprechausrüstung

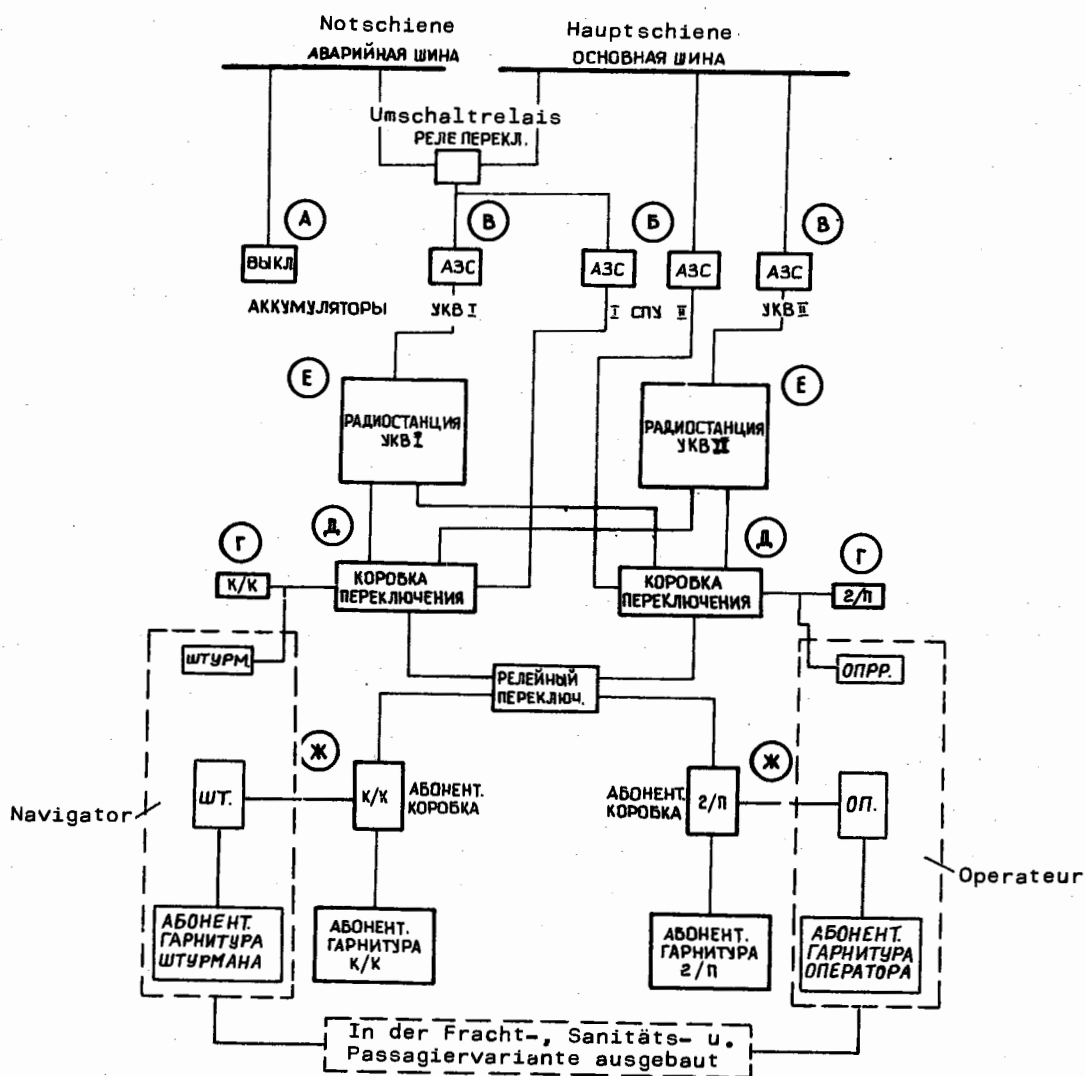


Abb. 4.1.9/1a

4.1.10. Eigenverständigungsanlage

4.1.10.1. Beschreibung

Die Eigenverständigungsanlage ist eine flugzeuggebundene Verständigungsanlage. Das System der Flugzeugeigenverständigungsanlage dient zur Aufrechterhaltung der Sprechverbindung zwischen dem Flugzeugkommandanten, dem 2. Piloten, dem Operateur und dem Navigator. Das System gewährleistet gleichzeitig den Anschluß des Kopfhörers an die Funksprech- und Funknavigationsausrüstung. Nach Einschaltung der Anlage wird die Verbindung hergestellt:

- a) mit den Pilotenplätzen: durch Druck (Verschieben) auf die mit einem Symbol (Telefon) gekennzeichnete Seite des hervorstehenden Schalters am linken oder rechten Steuerhorn
- b) mit den Plätzen des Operateurs und Navigators (gilt nur für Luftbildvariante) durch Druck auf einen Fußschalter.

Der Einbauort der beiden Schalter ("SPU Foto" und "SPU linker Pilot") befindet sich neben der rechten UKW-Station. Durch Betätigung des Schalters "SPU Foto" werden die Teilnehmerapparate des Navigators und Operateurs vom SPU-Netz ab- bzw. zugeschaltet. Durch die Betätigung des Schalters "SPU linker Pilot" schaltet sich der linke Pilot vom SPU-Netz ab oder zu. Die Verständigung der anderen Teilnehmer 2. Pilot, Navigator und Operateur bleibt untereinander gewährleistet.

Die Anlage zur Eigenverständigung ist in Abb. 4.1.9/1 gezeigt.

4.1.10.2. Betriebsbegrenzungen

Es gibt keine Einschränkungen.

4.1.10.3. Inbetriebnahme

1. Eigenverständigungsanlage (SPU)

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Handlungen
Einschaltung	Am oberen Paneel - Schalter AKKU I, II: einschalten - Sicherungsautomat SPU I/SPU II: einschalten Links und rechts vom oberen Paneel - Stecker der Sprechgarnituren: in den Anschluß für Sprechgarnitur stecken Am Steuerhorn: - SPU-Schalter: drücken Am SPU-Anschluß: - Lautsärkeregler: die erforderliche Lautstärke in den Kopfhörern regulieren
Oberprüfung vor dem Flug	Drücken auf den SPU-Schalter am Steuerhorn und sich vom Vorhandensein der gegenseitigen Sprechverbindung zwischen allen Teilnehmergarnituren überzeugen. Vom Operateur und Navigator die Überprüfung der SPU-Verbindung von ihren Arbeitsplätzen anfordern.
1. Überprüfung der SPU-Anlage selbst	- Einschalten des Schalters "SPU Foto" - Navigator und Operateur müssen vom SPU-Netz abgeschaltet sein. - Ausschalten des Schalters "SPU Foto". Navigator und Operateur sind wieder an das SPU-Netz angeschlossen. - Einschalten des Schalters "SPU li. Pilot". Linker Pilot hört nur das Eigengeräusch der SPU-Anlage. Kontrolle der SPU-Verbindung zwischen 2. Piloten, Navigator und Operateur. - Ausschalten des Schalters "SPU li. Pilot". Zwischen allen Teilnehmern ist wieder SPU-Verkehr möglich.
2. Überprüfung der Reserveanlage	1. Einschalten eines Bord-Funksystems (Bsp. ARK-1) 2. Ausschalten Sicherungsautomat SPU I am oberen Paneel 3. Einschalten des Schalters des gemäß Pkt. 1 ausgewählten Funksystems (Bsp. ARK-1) an der Anschlußstelle der Arbeitsarten 4. Einschalten des Notschalters am SPU-Bedienteil des Kommandanten. Dabei muß das Signal des ausgewählten Funksystems (Bsp. ARK 1), das zum SPU-Bedienteil gelangt, auch im Kopfhörer des Kommandanten zu hören sein.
Betrieb im Flug	Im Bedarfsfall ist die Eigenverständigung durch Drücken des SPU-Schalters am Steuerhorn herzustellen. Bei Notwendigkeit ist die Reserveanlage zu benutzen. Entsprechend den vorhergehenden Punkten (2) 1. bis 4. ist diese in Funktion zu nehmen. Dabei ist die Einschaltung des entsprechenden Funksystems durch einen der Schalter am SPU-Bedienteil vorzunehmen. Bei Notwendigkeit sind die Schalter "SPU Foto" und "SPU li. Pilot" entsprechend Beschreibung anzuwenden. Danach ist der Normalbetrieb der Anlage durch Ausschalten des entsprechenden Schalters wieder herzustellen. <u>Anmerkung:</u> Der Schalter NAV 2 und der Schalter WYS-NIS am SPU-Bedienteil ist nicht an das Netz angeschlossen.

4.1.10.4. Defekte

Siehe Abschnitt 3. Normalbetrieb, Punkt "Betrieb im Flug".

15.10.1987

Ausgabe: 2

4.1.11. Flugüberwachungsgeräte

4.1.11.1. Beschreibung

1. Allgemeine Angaben

Im Flugzeug sind die folgenden Flugüberwachungsgeräte installiert:

- a) 1 Fahrtmesser LUN 1110.02-8
- b) 1 Höhenmesser WD-10K
- c) 2 Variometer 1147.14-8
- d) 1 Wendezeiger LUN 1213.21
- e) 1 Magnetkompaß LUN 1221.1-8
- f) 3 künstliche Horizonte AGB-2
- g) 1 Funkhöhenmesser RW-5 mit Höhenanzeiger UW-5M
- h) 1 Höhenmesser B3M-72K
- i) 1 Fahrtmesser mit Signalisation Warngeschwindigkeit LUN 1108.06-8
- k) 1 Transponder CO-70
- l) 1 Geschwindigkeitsgeber LUN 1173.12-8
- m) 1 Barorelais IKDRa-830-470-0
- n) 1 Fußhöhenmesser 55-1

Die Geräte a) bis i) sind - mit Ausnahme des Magnetkompasses - auf der Gerätetafel installiert. Das Bedienteil des Transponders ist am mittleren Zentralpult installiert, der Geschwindigkeitsgeber befindet sich unter dem Steuerpult und das Barorelais am dritten Spant rechts.

Die Geräte, deren Arbeit auf Messung des Luftdruckes basieren, sind an das statisch-dynamische System angeschlossen, deren Schemata in Abb. 4.1.11/1 gezeigt sind.

2. Statisch-dynamisches System

- a) Das Gesamtdrucksystem besteht aus zwei voneinander unabhängigen Leitungen, die am Geber für Gesamtdruck des Typs LUN 1157.7 angeschlossen und symmetrisch zwischen dem 4. und 5. Spant angeordnet sind.
Die Wahl des Gebers für Gesamtdruck erfolgt mit dem Umschalter Gesamtdruck I, II am linken Bedienpult (I - linker Geber am linken Komplex, rechter Geber am rechten Komplex II - rechter Geber versorgt beide Komplexe).
- b) Das System des statischen Druckes hat zwei Hauptabnehmer des Typs LUN 1156.7, die auf beiden Seiten des vorderen Rumpfteils zwischen dem 1. und 2. Spant angeordnet sind und einen Notabnehmer unter der Bugverkleidung des Rumpfes. Die Geräte des Kommandanten und des zweiten Flugzeugführers werden voneinander unabhängig versorgt.
Der Anschluß der Versorgung der Geräte des Kommandanten an die Notleitung des statischen Druckes erfolgt mit dem Umschalter HAVARIE STAT. DRUCK, GESCHLOSSEN/OFFEN, am linken Bedienpult.
- c) Der Staudruckaufnehmer zur Warnung Abkippgeschwindigkeit befindet sich an der Vorderkante des linken Tragflügels.
- d) Heizung der statischen und dynamischen Druckabnehmer
Alle Druckabnehmer sind mit Heizelementen ausgestattet. Die Reihenfolge der Einschaltung der Heizung ist im Abschnitt 4.1.14.3. angegeben.
- e) Korrekturen der Geschwindigkeits- und Höhenmesser
Die aerodynamischen Korrekturen der Geschwindigkeitsmesser sind im Abschnitt 5.1.1.1. und der Höhenmesser im Abschnitt 5.1.1.2. angegeben.
Die Gerätekorrekturen der Geschwindigkeitsmessers und Höhenmesser sind in den Tabellen angegeben, welche hinter jedem Anzeigegerät befestigt sind.
Die Gerätekorrekturen der Geschwindigkeitsmesser sind für die Geschwindigkeiten 150, 200, 250, 300, 400 und 450 km/h erstellt.
Die Tabellen des Höhenmessers geben die Differenzwerte in den Höhen von 0 - 6000 m an.

3. Fahrtmesser - Signalisation Warngeschwindigkeit LUN 1108.06-8

Das Gerät ist an der linken Gerätetafel montiert.

Auf der Frontseite der Gerätetafel führt ein Knopf zur Einstellung der Signalisation der Warngeschwindigkeit. Bei normalem Betrieb ist der Knopf gesichert. Die Methode der Regulierung der Signalisation ist im Abschnitt 4.2.12. angegeben.

4. Geschwindigkeitsgeber LUN 1173.12-8

Das Gerät ist an das System des Gesamt- und des statischen Druckes angeschlossen und schaltet bei einer Gerätegeschwindigkeit von 205 km/h

- a) die optische und akustische Signalisation FAHRWERK AUSFAHREN bei Erfüllung weiterer Bedingungen ein,
- b) das System AYK aus,
- c) die Blockierung des Ausfahrens der Landeklappen auf 35° ein.

Das Gerät ist für die Besatzung im Fluge nicht zugänglich.

5. Barorelais IKDRDa. 830-470-0

Das Gerät ist an das System des statischen Druckes angeschlossen und gewährleistet ein automatisches Einschalten und Ausschalten des Funkhöhenmessers beim Durchfliegen der barometrischen Höhe $H = 3800 \text{ m}$.

Das Gerät ist für die Besatzung im Fluge nicht zugänglich.

6. Magnetkompaß LUN 1221.1-8

Der Magnetkompaß ist an der Frontscheibenstrebe angebracht.

Die Werte der Deviation werden bei eingeschalteter Funkanlage bestimmt. Bei Ausfall beider Generatoren gelten die Werte der Deviation, die auf der Rückseite der Tabelle angegeben sind.

Die Kompaßbeleuchtung wird mit dem Sicherungsschalter GERÄTETAFEL in der Gruppe BELEUCHTUNG an der Deckenschalttafel eingeschaltet.

Technische Angaben des Kompasses

- Anzeigefehler bei Normaltemperatur	$\pm 1^\circ$
- max. Neigung der Kompaßrose	20°
- max. Winkel bei Stillstand der Kompaßrose	5°
a) vor dem Abstimmen	1°
b) nach dem Abstimmen	0°

7. System der Lageanzeige des Flugzeuges

Das System zeigt die Lage des Flugzeuges um seine drei Achsen im Raum an und signalisiert die zulässige Schräglage (wenn eingebaut).

a) Künstlicher Horizont AGB-2

Im Flugzeug sind drei künstliche Horizonte installiert, davon zwei Haupthorizonte (links und rechts) sowie ein Reservehorizont (Abb. 4.1.11/3) zur Lagebestimmung, zur Bestimmung der Schräglage und Längsneigung. Jeder der Horizonte hat eine eigene Spannungsquelle, die mit 36 V/400 Hz arbeitet (Abb. 4.1.11/3).

Linker Horizont - vom Umformer PT-500 Z links

Rechter Horizont - vom Umformer PT-500 Z rechts

Reservehorizont - vom Umformer PT-125 Z

Bei Ausfall eines Umformers PT-500 Z erfolgt die Stromversorgung automatisch vom anderen intakten Umformer PT-500 Z.

b) Wendezeiger LUN 1213-21

Zur Kurvenanzeige ist im Flugzeug ein Wendezeiger installiert (Abb. 4.1.11/3). Der Anzeiger reagiert auf Drehungen, auf Winkelgeschwindigkeit und relativ bei Verlassen der Horizontallage.

Die Anzeige ist auf eine Fluggeschwindigkeit IAS = 300 km/h geeicht. Ein Teilstrich entspricht 15° .

Befindet sich das Flugzeug im Gleichgewichtszustand, steht der Anzeiger im Zentrum bzw. zeigt in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit die Schräglage an.

IAS [km/h]	Anzeige des Horizontes [Grad]	Anzeige des Wendezeigers [Grad]
300	15	15
	30	30
	45	45
200	15	23
	30	40
	45	außerhalb
170	15	30
	30	45
	45	außerhalb

Wenn der Anzeiger für die Schräglage auf Null steht und die Kugel sich im Zentrum befindet, ist die Schräglage des Flugzeuges Null.

Die Stromversorgung des Wendezeigers erfolgt vom Bordnetz 28 V (siehe Abb. 4.1.11/3).

Bei unterbrochener Stromversorgung des Wendezeigers befindet sich dieser in Nullstellung.

d) Ausschalter der Korrektur VK-53RE (8) AYM

Im Flugzeug sind drei Ausschalter installiert, die beim Kurvenflug die Schräglagekorrektur des künstlichen Horizontes und des Kurssystems ausschalten. Für den Reservehorizont schaltet neben dem VK-53 RB der Kreiselgeber 458 MKS die Korrektur ab. Bei Ausfall des Ausschalters und der Korrektur des Kreiselgebers entsteht eine ungenaue Anzeige.

Die Nutzung eines solchen Horizontes ist verboten.

0711 →

e) Funkhöhenmesser RW-5

Das Anzeigegerät UW-5M des Funkhöhenmessers RW-5 zeigt auf der linken Gerätetafel die Flughöhe über Grund an. Mit Hilfe des Handknopfes "Kontrolle/Einstellen der Höhe", der sich am linken Anzeigegerät befindet, kann man die Warnhöhe einstellen und die richtige Arbeit des Funkhöhenmessers überprüfen. Am rechten Anzeigegerät befindet sich die gelbe Signallampe "Warnhöhe" und gleichzeitig ertönt im Kopfhörer des linken Piloten ein Warnsignal.

Warnung! Bei Flügen in geringen Höhen (unter 50 m) über einer dicken Eis- oder Schneeschicht vergrößert sich der Fehler der Höhenmessung!

Bei Flügen über dem Arbeitsbereich des Funkhöhenmessers ist im Anzeigefenster des Gerätes eine schwarz-gelbe oder rote Flagge (Blinker) zu sehen, und der Zeiger befindet sich am Anschlag im dunklen Sektor der Skala.

Bei Ausfall ist im Anzeigefenster des Gerätes ein schwarz-gelber oder roter Blinker zu sehen (in Abhängigkeit von der Serie des Anzeigegerätes), und der Zeiger des Anzeigegerätes verbleibt an der Stelle, wo er sich im Moment des Ausrollens oder Abschaltens des Funkhöhenmessers befand. Gleichzeitig brennt am Signaltabelleau das Leuchtfeld "Funkhöhenmesser".

f) Höhenmesser B3M-72 K

Der Höhenmesser ist auf der rechten Gerätetafel eingebaut und an das System des statischen Druckes und der Stromversorgung 115 V angeschlossen.

Der Höhenmesser dient zur Eingabe des aktuellen Höhenwertes in den Transponder. Bei Ausfall des Höhenmessers leuchtet die rote Lampe am Gerät und es wird keine Höheninformation zum Transponder gegeben. Nach Aufleuchten der roten Lampe am Gerät ist der Höhenmesser auszuschalten.

Anmerkung: Der Höhenmesser ist nur im betriebsbereiten Zustand auf jeweils erforderlichen Druckwert einzustellen.

g) Transponder CO-70

Der Transponder arbeitet bei Vorhandensein einer bodenseitigen SSR-Anlage und sendet automatische Informationen über die zugewiesene Kennung und über die Flughöhe in Abhängigkeit vom Code des Abfragesignals.

Es ist eine Anlage CO-70 eingebaut. Die Anlage besteht aus:

- Sender/Empfänger
Chiffriator
Koppelblock
 - dem Bedienpult
 - der Antenne
- } auf einem gemeinsamen Dämpfungsrahmen
im vorderen Gepäckraum
- im mittleren Pult
- am Rumpf unten zw. Sp. 1 und 2

Die Absicherung der Anlage erfolgt für

27 V - durch 1X A3C-2 an der Deckenschalttafel

115 V ~ durch 1X SI-2 an der rechten Seite an der Decke zw. Sp. 10 und 11

Leuchtet die grüne Lampe im Betrieb bzw. nach dem Drücken des Knopfes "TEST" nicht, so ist die Anlage auszuschalten. (Lampe leuchtet periodisch entsprechend des Abfragezyklus der SSR-Bodenantenne)

4.1.11.2. Betriebsbegrenzungen

4.1.11.3. Inbetriebnahme

1. Statisch-dynamisches System

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Ausgangsstellung der Bedienelemente	Am linken Bedienpult: - STATISCHER DRUCK HAVARIE in die Stellung GESCHLOSSEN - GESAMTDRUCK in die Stellung I
Am Start	Heizung der Druckabnehmer nach den Angaben des Abschnittes 4.1.14.3. einschalten.
Im Fluge	Periodisch die Dichtheit des statisch-dynamischen Systems durch Vergleich der Anzeige des linken und des rechten Geschwindigkeitsmessers kontrollieren. Die Geschwindigkeitsdifferenz darf bei einer Fluggeschwindigkeit von IAS = 150 bis 350 km/h folgende Werte nicht übersteigen: - bei Umgebungstemperatur 20 °C IAS = 5 km/h - bei Umgebungstemperatur -45 °C IAS = 10 km/h

2. Magnetkompaß

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Bei allen Flugbedingungen	Die Richtigkeit der Anzeige und die Ablesbarkeit ist nur bei ausgeschaltetem und nach oben verstelltem Ventilator gewährleistet.

3. System der Lageanzeige des Flugzeuges

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Vor dem Rollen: Einschalten der Horizonte und Wendezeiger	1. Die Einschaltung erfolgt nach dem Anlassen der Triebwerke. Die Umformer 36 V I und II müssen an der Deckenschalttafel eingeschaltet sein. Es ist zu beachten, daß sich das rote Schauzeichen in der Zone des Gerätefensters befindet. 2. Einschalten der Stromversorgung: - linker und rechter Haupthorizont mit den Schaltern auf der mittleren Gerätetafel, - Reservehorizont wird automatisch mit dem Sicherungsschalter auf der Deckenschalttafel eingeschaltet (in der Gruppe Stromversorgung). 3. Einschalten des Wendezeigers auf der mittleren Gerätetafel. <u>Anmerkung:</u> 1. Die Arretierung des Kreiselgebers erfolgt automatisch nach Einschaltung der Stromversorgung. 2. Bei Lufttemperaturen von +50 °C bis -30 °C ist die Bereitschaft der Horizonte nach minimal 3 min und bei -30 °C bis -60 °C nach minimal 6 min hergestellt. Beachte, daß sich das rote Schauzeichen nicht im Anzeigefenster befindet. Das Schauzeichen ist mit einer Rechtsdrehung des Knopfes aus dem Anzeigefenster zu entfernen. 3. Beachte, daß die Signalisation des Kreiselgebers nicht leuchtet.
Beim Rollen	1. Beachte, daß sich beim Kurvenrollen Schräglage und Längsneigung nicht ändern. Der Kurszeiger bewegt sich beim Kurven in Drehrichtung.

Am Start

Kontrolle, daß:

- Flugzeugzeichen mit Horizontzeichen übereinstimmen,
- bei Drehung des Flugzeugzeichens sich dieses zum Horizontzeichen verschiebt,
- die roten Schauzeichen abgeschaltet sind,
- die Lichtsignalisation für Horizonte (links und rechts) nicht leuchtet.

Achtung! 1. Wenn die Bedingungen bei einem Gerät nicht erfüllt sind, ist der Start verboten.

2. Der Start ist nur nach Ablauf der entsprechenden Bereitschaftszeit erlaubt.

1. Nach dem Start und dem Einfahren der Landeklappen in 120 m und vor Einflug in die Wolken wird die Anzeige der Horizonte mit Schräglage bis zu 5° überprüft. Der Horizont muß ohne Verzögerung auf die Lageänderung reagieren, und die Abweichung darf 4° nicht überschreiten.
2. Der Kommandant muß bei Steuerung des Flugzeuges nach Geräten, besonders bei Änderungen des Flugzustandes, die Anzeige des Haupt- mit dem Reservehorizont und dem Wendezeiger vergleichen. Er muß sich ständig vergewissern, daß die Anzeige des Haupt- vom Reservehorizont und Wendezeiger nicht abweicht.
3. Der zweite Flugzeugführer überprüft die Anzeige des Haupt- mit dem Reservehorizont, dem Wendezeiger und Variometer. Bei Abweichungen meldet er diese unverzüglich dem Kommandanten.

Achtung! 1. Ein Vergleichen der Anzeigen der künstlichen Horizonte mit dem Wendezeiger ist zulässig, wenn kein Schieben vorhanden ist (Kugel in der Mitte). Es erfolgt qualitativ anhand der Richtung der Schräglage, da sich bei abnehmender Geschwindigkeit die Ausschläge des Wendezeigers in der Kurve bei der gleichen Schräglage vergrößern.

**Arbeitsbedingungen
(Etappen)**
Erforderliche Tätigkeiten

noch

Achtung! 2. Bei Steuerung des Flugzeuges nach dem Kurvenanzeiger muß das Ein- und Ausleiten der Kurven fließend sein.
Bei Turbulenz ist das Ablesen der Geräte erschwert. Auf kurzzeitige Abweichungen am Kurvenanzeiger ist nicht zu reagieren, weil das Gleichgewichts- und Stabilitätsverhalten sonst gestört wird und das Flugzeug die Störung vergrößert.

Nach der Landung:
Ausschalten der Horizonte

An den Anzeigegeräten

Schalter HORIZONT (links und rechts)

ausschalten

RESERVEHORIZONT

ausschalten

Arretierknopf nach links drehen.

4. Funkhöhenmesser RW-5 (siehe Abb. 4.1.11/2)

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Einschalten	Auf der Deckenschalttafel: - AKKUMULATOR I, II einschalten - Umformer 115 V I, II einschalten - SPU I, RW einschalten Nach dem Einschalten geht der Zeiger des Höhenanzeigers (I) auf Maximalausschlag und kehrt dann auf den Nullpunkt zurück.
Kontrolle vor dem Flug	1. Mit Hilfe des Knopfes EINSTELLUNG DER HÖHE (5) ist die Marke der zulässigen Höhe (2) auf 10 bis 15 m zu stellen. 2. Es ist auf den Knopf KONTROLLE (3) zu drücken. Der Zeiger des Höhenanzeigers muß auf $15 \pm 1,5$ m ausschlagen. 3. Der Knopf KONTROLLE ist loszulassen. Der Zeiger des Höhenanzeigers muß auf den Nullpunkt zurückkehren. Im Moment des Durchlaufs der zulässigen Höhe ertönt in den Kopfhörern des Kommandanten (LP) ein Warnsignal mit einer Dauer von 3 bis 9 s, und die gelbe Signallampe (8) muß aufleuchten.
Beim Flug	Die Marke der zulässigen Höhe muß auf die erforderliche Höhe eingestellt werden. Das Unterfliegen der zulässigen Höhe, die am Anzeigegerät eingestellt ist, wird durch ein akustisches Warnsignal signalisiert, das in den Hörern des Kommandanten 3 bis 9 s zu hören ist, und die gelbe Signallampe leuchtet auf.
Ausschalten:	An der Deckenschalttafel: - SPU I, RW, Umformer 115 V I, II ausschalten - AKKUMULATOR I, II ausschalten

5. Höhenmesser B3M-72K (siehe Abb. 4.1.11./3)

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Einschalten	Auf der Deckenschalttafel: - Akkumulator I, II einschalten - Umformer 115 V I, II einschalten - B3M-72K einschalten
Kontrolle vor dem Flug	Kontrollknopf am Anzeiger drücken (Das Aufleuchten der roten Lampe und das Auslenken des Zeigers zeugen von der Funktionstüchtigkeit der Ausfallsignalisation und der Stromversorgung)
Beim Flug	Der Druckwert ist auf den jeweils erforderlichen Druck wie die barometrischen Höhenmesser einzustellen.
Ausschalten	An der Deckenschalttafel: - B3M-72K ausschalten - Umformer 115 V I, II ausschalten - Akkumulator I, II ausschalten

6. Transponder CO-70

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Einschalten	An der Deckenschalttafel einschalten: - Akkumulator I, II - Umformer 115 V I, II (nach dem Anlassen) - CO-70 und B3M (nach dem Anlassen) Am Bedienpult der Anlage einstellen: - Schalter "AR ON-OFF" auf "ON" - Schalter "ON-OFF" auf "ON" - Schalter 1-2 auf 1 (Anlage ist nicht dupliert) - Code einstellen (wird von Flusi vergeben) - Wahlschalter auf Modus "A" (beim Start) vorher "Sby"
Oberprüfung der Betriebs- bereitschaft	- am Bedienteil: Knopf "TEST" drücken Das Aufleuchten der grünen Lampe während des Betriebes bzw. nach dem Drücken des Knopfes zeigt die Funktions- tüchtigkeit an. (ohne Aussenden der Kennung bzw. der Höhe) Abschalten der Höhengabe (Transponder arbeitet nur im Modus A) - am Bedienteil Schalter "AR ON-OFF" auf "OFF" bzw. durch Abschalten des Höhenmessers B3M Abgabe des Signals "IDENT" - nur auf Anforderung der Bodenstelle kurzzeitig den Knopf "IDENT" drücken (Selbsthaltung 15 - 20 s) Abschalten der Antwortsignale - Wahlschalter auf "Sby" (Gerät bleibt in Bereitschaft) Abschalten der Anlage (nach dem Aufsetzen) - Schalter "ON-OFF" auf "OFF" schalten

4.1.11.4. Defekte

1. Statisch-dynamisches System

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Stehenbleiben des Zeigers des Variometers in Nullstellung und Fehlen der Reaktion des Variometers auf eine Höhenänderung	a) Wenn der Fehler an den Instrumenten des Kommandanten (LP) auftritt: - Umschalter am linken Bedienpult in die Stellung OFFEN bringen. - Folgende Korrekturen der Anzeigen des Fahrtmessers und Höhenmessers sind zu berücksichtigen: Fahrtmesser IAS +10 km/h Höhenmesser s. Pkt. 5.1.1.2.2. Vom Moment der Noteinschaltung des statischen Druckes an werden alle charakteristischen Geschwindigkeiten um IAS = 10 km/h vergrößert. b) Wenn der Fehler an den Instrumenten des zweiten Flugzeugführers (RP) auftritt: - Flug fortsetzen, ohne Maßnahmen zu ergreifen. Warnung! Bei Ausfall des statischen Systems des zweiten Flugzeugführers arbeitet die Licht- und akustische Signalisation "Fahrwerk ausfahren" nicht! Ebenfalls arbeitet die automatische Abschaltung und Einschaltung des Funkhöhenmessers in einer Höhe von H = 3800 m nicht.
Die Geschwindigkeitsanzeige reagiert nicht auf eine Änderung der Fluggeschwindigkeit im Horizontalflug	a) Wenn der Fehler am Gerät des Kommandanten (LP) entstand: - Umschalter am linken Bedienpult in die Stellung II schalten. b) Wenn der Fehler am Gerät des zweiten Flugzeugführers (RP) auftritt: - Der Flug ist fortzusetzen, ohne irgendwelche Maßnahmen zu ergreifen. Warnung! Bei Ausfall des Systems des Gesamtdruckes für die Geräte des zweiten Piloten arbeitet die akustische und Lichtsignalisation "Fahrwerk ausfahren" nicht!
Weitere schnelle Änderung der Geschwindigkeits- und Höhenanzeige nach durchgeführter Geschwindigkeits- und Höhenänderung	a) Wenn der Fehler am Gerät des Kommandanten (LP) entstand: - Umschalter am linken Bedienpult in die Stellung II schalten. b) Wenn der Fehler am Gerät des zweiten Flugzeugführers (RP) auftritt: - Der Flug ist fortzusetzen, ohne irgendwelche Maßnahmen zu ergreifen. Warnung! Bei Ausfall des Systems des Gesamtdruckes für die Geräte des zweiten Flugzeugführers arbeitet die akustische und Lichtsignalisation "Fahrwerk ausfahren" nicht!

2. System der Anzeige der räumlichen Lage des Flugzeuges

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Allgemeines und Kennzeichen für Ausfälle	Ausfälle der künstlichen Horizonte können in folgenden Formen auftreten: - Stehenbleiben der Anzeigeelemente in einer beliebigen Stellung - Anzeige der Schräglage und des Längsneigungswinkels mit Fehlern, darunter auch mit Anzeige einer zu kleinen Schräglage, - Abkippen der Anzeigeelemente mit geringer (2 bis 3°/min), mittlerer (1 bis 3°/s) und großer (über 10°/s) Geschwindigkeit, - Aufleuchten der Signalisation links/rechts/Reserve.

Arbeitsbedingungen (Etappen)

Erforderliche Tätigkeiten

Am gefährlichsten ist ein Stehenbleiben der Anzeigeelemente in einer beliebigen Stellung oder ein Abkippen mit mittlerer Geschwindigkeit, da diese Ausfälle nicht erkennbar und schwer zu bestimmen sind und ihr Erkennen spezielle Fertigkeiten erfordert. Bei einem verspäteten Erkennen einer falschen Schräglageanzeige der Horizonte kann das Flugzeug in eine Spirale mit beträchtlicher Schräglage übergehen. Das erste Merkmal für eine unkontrollierte Schräglage über 30° ist eine vertikale Sinkgeschwindigkeit, die sich bei Anziehen des Steuerknüppels nicht wesentlich verringert, da das Flugzeug in eine Spirale übergeht. Bei diesem Kennzeichen ist zuerst die tatsächliche Richtung der Schräglage zu bestimmen.

Der steuernde Pilot muß die Steuersäule und die Pedale freigeben (um nicht unbeabsichtigt die Querruder und das Seitenruder nach der Seite der Schräglage auszuschlagen).

Die tatsächliche Schräglage ist durch Vergleichen der Anzeigen der Horizonte und des Wendezeigers zu bestimmen. Erst danach, wenn die tatsächliche Richtung der Schräglage bestimmt wurde, ist diese durch koordiniertes Betätigen der Querruder und des Seitenruders zu beseitigen (Kugel in die Mitte). Nach dem Beseitigen der Schräglage ist durch Betätigen des Höhenruders der Horizontalflugzustand einzunehmen.

Beim Ausfall der künstlichen Horizonte in geringer Höhe darf der Steuerknüppel nur kurzzeitig freigegeben werden (wenn es die vorhandene Höhe erlaubt)!

Nach dem Erkennen und Bestimmen eines Ausfalls im System der Anzeige der räumlichen Lage des Flugzeuges hat der Kommandant das defekte Gerät auszuschalten, den Ausgangsflugzustand (Höhe, Geschwindigkeit, Kurs) wieder einzunehmen (wenn eine Abweichung erfolgt), dem Flugsicherungsdienst Meldung zu erstatten und bei Notwendigkeit die Genehmigung zum Verändern der Staffelhöhe einzuholen, um die Bedingungen für die Sichtorientierung und die Landung auf einem Ausweichflugplatz unter den günstigsten Bedingungen durchzuführen.

- Achtung!** 1. Damit nicht unbeabsichtigt der intakte künstliche Horizont oder Wendezeiger abgeschaltet wird, ist die Wahl des richtigen Schalters zu kontrollieren.
2. Nach dem Abschalten des defekten künstlichen Horizontes ist dieser zu arretieren, d. h., in die äußere linke fixierte Stellung zu bringen und zu kontrollieren, daß der rote Blinker in der Öffnung erscheint.

Die Anzeigen des künstlichen Haupt- und Reservehorizonts des Kommandanten stimmen nicht überein

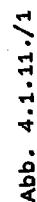
Der Kommandat hat

- dem 2. FF das Kommando zu geben, nach seinen Geräten zu steuern,
- die Anzeigen seines künstlichen Horizontes mit den Anzeigen des Wendezeigers, des Variometers und des künstlichen Horizontes des 2. FF zu vergleichen. Der künstliche Horizont ist intakt, wenn seine Anzeigen mit denen des 2. FF, des Wendezeigers und Variometers übereinstimmen,
- den defekten künstlichen Horizont auszuschalten,
- mit erhöhter Aufmerksamkeit nach dem intakten Gerät zu steuern und bei Notwendigkeit die Steuerung an den 2. FF zu übergeben.

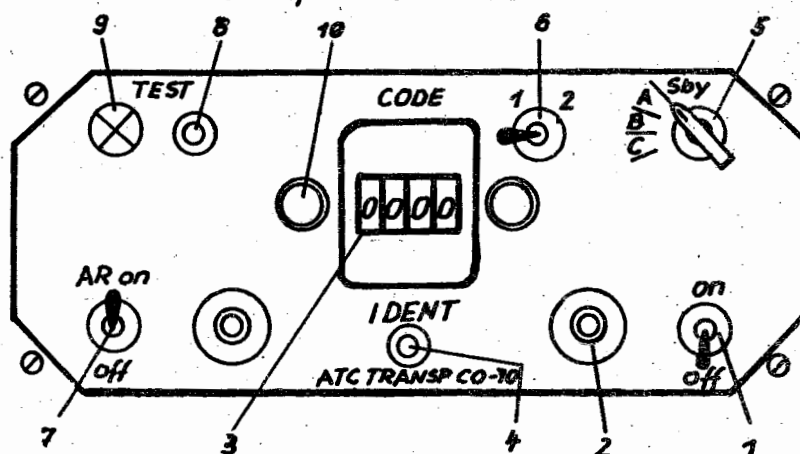
Nichtübereinstimmung der Anzeigen des künstlichen Horizontes des 2. FF mit dem linken bzw. dem Reservehorizont

Der 2. FF hat

- den Ausfall dem Kommandanten zu melden,
- die Anzeigen seiner Geräte mit denen des Kommandanten zu vergleichen. Das Gerät ist intakt, wenn seine Anzeigen mit den Anzeigen der künstlichen Horizonte des 1. FF übereinstimmen,
- dem 1. FF die Ergebnisse der Kontrolle zu melden,
- den defekten künstlichen Horizont abzuschalten,
- mit erhöhter Aufmerksamkeit nach den intakten Geräten zu steuern.



Bedienteil des Transponders CO-70



- 1 Ein- und Ausschalter
- 2 Code- Einstellung
- 3 Digitale Codeanzeige
- 4 Knopf „IDENT“
- 5 Modus-Wahlschalter
- 6 Umschalter für Transponder 2
(nicht eingebaut)
- 7 Abschaltung Höhengsignal
- 8 Testknopf
- 9 grüne Lampe
- 10 Sicherung

Abb. 4.1.11./2

Arbeitsbedingungen (Etappen)

Erforderliche Tätigkeiten

Aufleuchten der Leuchtfelder

LINKER HORIZONT
RECHTER HORIZONT oder
RESERVEHORIZONT

Nichtübereinstimmung der
Anzeigen der Schräglagenan-
zeigegeräte

- Zum Steuern nach den intakten Geräten übergehen.
- Mit dem entsprechenden Schalter den Horizont abschalten:
 - a) linker und rechter (Haupthorizont - am Mittelteil des Gerätebrettes,
 - b) Reservehorizont - an der Deckenschalttafel
- Im weiteren nicht nach den Anzeigen des künstlichen Horizontes orientieren und mit erhöhter Aufmerksamkeit nach den intakten Geräten steuern.
- Der Kommandant hat die Anzeigen des künstlichen Haupt- und Reservehorizontes mit den Anzeigen des Wendezeigers zu vergleichen.
- Der 2. Flugzeugführer hat die Anzeigen des künstlichen Horizontes und des Wendezeigers mit den Geräten des Kommandanten und dem Anzeiger des Kurssystems zu vergleichen.
- Die Geräte sind intakt, wenn ihre Anzeigen übereinstimmen.
- Das defekte Gerät abschalten.
- Die richtige Funktion der übrigen Geräte kontrollieren.
- Mit erhöhter Aufmerksamkeit nach den intakten Geräten steuern.

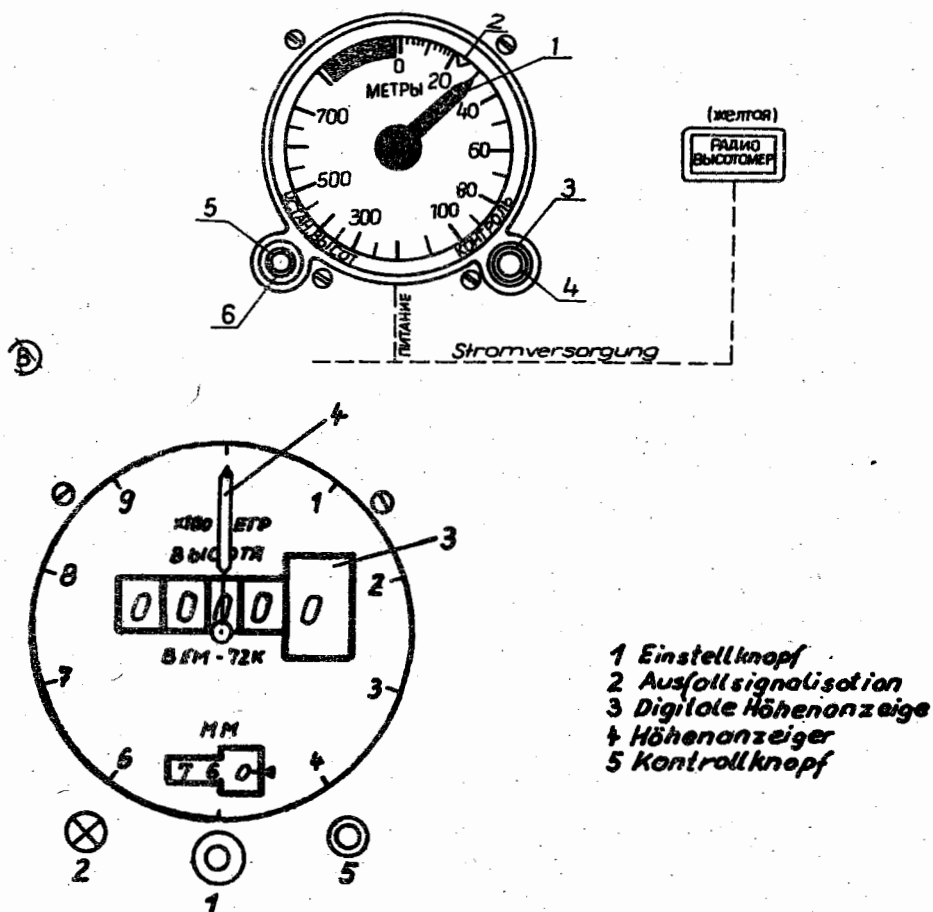


Abb. 4.1.11./3 Funkhöhenmesser und
Höhenmesser BSM-72K

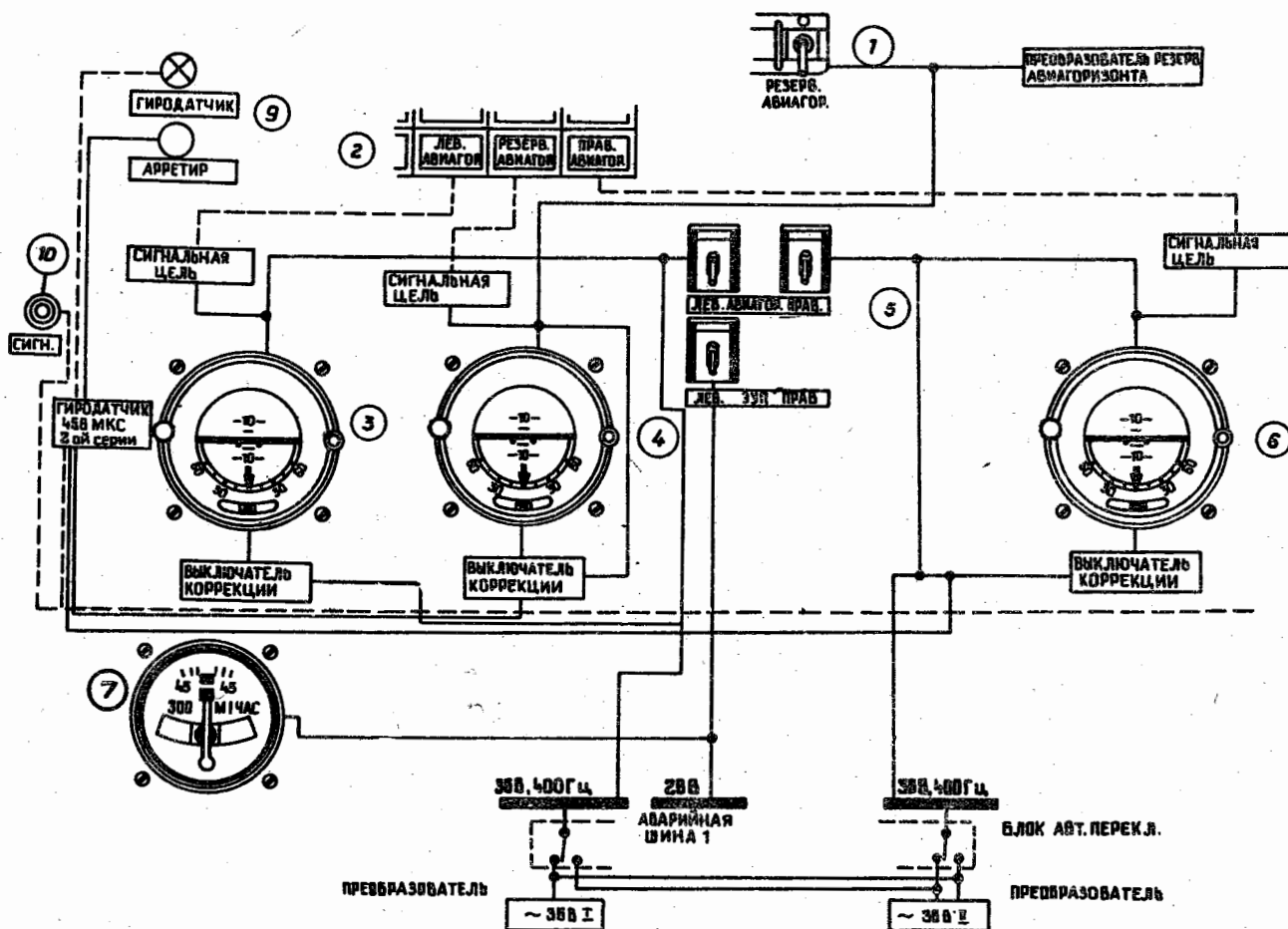


Abb. 4.1.11/4 System der Anzeige der räumlichen Lage des Flugzeuges

4.1.12. Navigationssystem

4.1.12.1. Beschreibung

1. Allgemeines

Im Flugzeug sind folgende Navigationssysteme installiert:

- 1 Kurssystem GMK-1GA;
- 1 Navigationsanlage SP-50/ILS;
- 2 Funkkomпасе ARK-15M.

2. Kurssystem GMK-1GA

Das System dient der Bestimmung des Kreiselmagnetkurses, des geographischen und orthodromen Kurses sowie zur Einhaltung des Kursweges im Flug.

Es kann im Betriebszustand als Kreiselhalbkompaß oder als Magnetkorrektor arbeiten. Die Kurse werden an den Anzeigegeräten UGR-4UK und IKU-1A angezeigt. Am Anzeigegerät UGR-4UK wird der Magnet- oder der orthodrome Kurs in Abhängigkeit von der Stellung des Umschalters MK/GPK (4) am Bedienpult des GMK-1GA angezeigt.

Am Anzeigegerät IKU-1A wird stets der Magnetkurs angezeigt.

Das Ablesen der Kursanzeige an beiden Anzeigegeräten erfolgt unter der Ablesemarkierung (11) auf der Anzeigeskala (12). Die mechanische Einstellung des beabsichtigten Kurses wird mittels Verstellknopf (13) über den Kursvorgabeanzeiger (14) am Anzeigegerät UGR-4UK vorgenommen (Abb. 4.1.12/1).

Die Korrektureinrichtung KM-8 auf der rechten Gerätetafel ermöglicht:

- a) das Ablesen des Magnetkurses am Anzeiger (9) auf der Skala, bei der ein Teilstrich 2° entspricht;
- b) die Vorgabe der Magnetdeklinaton mittels Verstellknopf (8) über den Anzeiger (10) an der inneren Gradeinteilung im Einstellbereich $\pm 15^{\circ}$ nach $\pm \Delta M$

3. Navigationsanlage SP-50/ILS

Die Navigationsanlage SP-50/ILS gewährleistet die Führung des Flugzeuges im Landeanflug auf der Kurs- und Gleitwegachse.

Die Lage zur Achse des Kurs- und Gleitweges wird auf zwei Anzeigegeräten auf der linken und rechten Gerätetafel parallel angezeigt.

Die Reichweite des Kurskanals beträgt bei einer Flughöhe von 600 m minimal 45 km und des Gleitkanals in einer Flughöhe von 300 m mindestens 18 km.

Die Signalisationsdauer des Funkmarkierungsempfängers in der Einstellung für geringe Empfindlichkeit beträgt:

- bei Überflug des OM 12 ± 4 s;
- bei Überflug des MM 6 ± 2 s.

4. Funkkompaß ARK-15M

Der automatische Funkkompaß dient zur Bestimmung des Flugzeugstandortes und der Richtung des Flugzeuges zu Funkfeuern und Radiosendern sowie zum Aufbau des Landesystems nach NDB mittels KWF und MPF. Im Frequenzbereich 150 bis 1799,5 kHz können Funksignale entsprechender Funkstationen empfangen werden. Im Flugzeug sind zwei Anlagen ARK-15M installiert.

Der Funkkompaß gibt die Steuersignale an die Anzeiger der Geräte UGR-4UK und an zwei Anzeiger der Geräte IKU-1A, wobei die Signale des linken Funkkompasses am linken UGR-4UK und des rechten Funkkompasses am rechten UGR-4UK zur Anzeige kommen.

Das Anzeigegerät IKU-1A informiert über die Richtung des Flugzeuges gegenüber zweier Funkstationen mittels Kurswinkel, die an einer festen Skala gegenüber der Nullmarke an zwei Zeigern abgelesen werden (Zeiger I schmal, Zeiger II breit). Die Zeigerstellung gegenüber der festen Skala gibt die Richtung zu den Bodenfunkstationen an.

Die Reichweite des ARK-15M beträgt in einer Flughöhe von 1000 m minimal 180 km und in einer Flughöhe von 5000 m minimal 250 km.

4.1.12.2. Betriebsbegrenzungen

- nicht festgestellt -

4.1.12.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Inbetriebnahme	An der Deckenschalttafel: - AKKUMULATOR I, II einschalten - UMFORMER 36 V I, II einschalten - Signaltafel ELEKTRO einschalten - Schalter GMK-1GA einschalten - SCHALTER ARK 1, 2 einschalten Nach dem Einschalten wird das Bedienpult indirekt beleuchtet, und auf den Kursanzeigegeräten wird der Magnetkurs angezeigt. Das Kurssystem ist betriebsbereit nach a) 3 min in der Betriebsart MK b) 5 min in der Betriebsart GPK
Kontrolle vor dem Flug	1. Umschalter (1) am Bedienpult auf die Halbkugel für den Aufenthaltsort des Flugzeuges stellen (NORD oder SÜD), mittels Breitengradkorrektor (2) die Skala exakt auf die Breite des Standortes einstellen. 2. Den Verbraucherumschalter (3) auf dem Bedienpult in die Stellung HAUPT und Betriebsartenumschalter (4) in die Stellung MK einstellen. 3. Umschalter "0 KONTROLLE 300" (6) am Bedienpult in die Stellung 0 schalten. Die Anzeigegeräte müssen einen Kurs von $0^\circ \pm 10^\circ$ anzeigen. Umschalter (6) in die Stellung 300 schalten. Die Anzeigegeräte müssen einen Kurs von $300^\circ \pm 10^\circ$ anzeigen. Befindet sich der Umschalter "0 KONTROLLE 300" auf "0" oder "300", müssen die Lampen (7) leuchten. Bei Umschalterstellung "0 KONTROLLE 300" in Mittelstellung muß der Korrekturmechanismus auf der rechten Gerätetafel und das Anzeigegerät IKU-1A den Differenzwinkel beseitigen und den magnetischen Standkurs des Flugzeuges anzeigen. 4. Der Umschalter 3K (5) am Bedienpult in eine beliebige Endstellung bringen. Die Anzeigegeräte UGR-4UK müssen mit hoher Geschwindigkeit den magnetischen Standkurs des Flugzeuges anzeigen. 5. Den Verbraucherumschalter (3) in Stellung RESERVE schalten und die Kontrollen Pkt. 3. und 4. wiederholen. 6. Den Betriebsartenumschalter (4) auf dem Bedienpult in Stellung GPK schalten und den Verbraucherumschalter (3) in die Stellung HAUPT. Der Umschalter 3K (5) ist in die rechte Endstellung zu bringen. Die Anzeigegeräte UGR-4UK müssen eine Kursverringerung anzeigen. Die Geschwindigkeit der Kursänderung beträgt mindestens $2^\circ/\text{s}$. Die Kontrolle ist bei Einstellung der Umschalter ZK (5) in die linke Endstellung zu wiederholen. Dabei müssen die Anzeigegeräte UGR-4UK eine Kursvergrößerung anzeigen. Die Geschwindigkeit der Kursänderung beträgt mindestens $2^\circ/\text{s}$. 7. Die Kontrolle nach Punkt 6. ist mit dem Verbraucherumschalter (3) in der Stellung RESERVE zu wiederholen. Nach der Kontrolle des Betriebsartenumschalters (4) in der Stellung GPK den Verbraucherumschalter (3) in Stellung Haupt schalten. Die Anzeigegeräte UGR-4UK müssen den orthodromen Standkurs des Flugzeuges anzeigen.
Am Start	a) Im Betriebszustand GPK (Kreiselhalbkompaß) - die mechanische Korrekturereinrichtung KM-8 muß Null anzeigen. Auf dem Bedienpult: - die Einstellung der Breite muß mit der Breite des Startflugplatzes übereinstimmen;

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten															
Streckenflug	- Betriebsartenumschalter auf GPK; - Verbraucherumschalter Haupt; - bei Übereinstimmung der Flugzeuglängsachse mit der SLB-Achse ist der angezeigte Kurs mit dem magnetischen Startkurs (MK_{Start}) zu vergleichen. Bei Nichtübereinstimmung ist mittels Umschalter ZK am Kursanzeiger der MK_{Start} einzustellen. Damit wird der orthodrome Magnetkurs (OMK) entsprechend dem Meridian des Startflugplatzes angezeigt.															
	b) Im Betriebszustand MK (Magnetkorrektor) - Die mechanische Korrekturereinrichtung KM-8 muß Null anzeigen. Auf dem Bedienpult: - Betriebsartenumschalter auf MK; - Verbraucherumschalter HAUPT; - die Einstellung der Breite muß mit der Breite des Startflugplatzes übereinstimmen. a) Im Betriebszustand GPK (Kreiselhalbkompas) - Start und Anflug des ersten Wendepunktes mit OMK = $OWW \pm AW$; - vor Einkurven zum zweiten Wendepunkt ist der Kurswinkel nach der Formel: $KW = OWW_1 - OWW_2$ zu bestimmen. Bei Kurswinkeln mit dem Vorzeichen "Plus" ist nach rechts und bei Kurswinkeln mit dem Vorzeichen "Minus" ist nach links zu kurven. Zur Einhaltung der Flugstrecke wird: - periodisch mittels Breitenkorrektor die mittlere Breite der Flugetappe eingestellt; - die nächste Kurskorrektur nach der Formel a) für den Abflug eines Flugplatzes $M_b \text{ Abflug} = (\lambda_0 - \lambda_1) \sin \varphi - \Delta M_0 + \Delta M_1$ b) für den Landeflugplatz $M_b \text{ Landung} = (\lambda_0 - \lambda_1) \sin \varphi - \Delta M_0 + \Delta M_1$ bestimmt. <u>Anmerkung:</u> <table> <tr> <td>ΔM_b</td><td>- bedingte Deklination</td></tr> <tr> <td>λ_0</td><td>- Meridian des Startflugplatzes</td></tr> <tr> <td>λ_1</td><td>- Meridian im Punkt der Kurskorrektur bzw. des Landeflugplatzes</td></tr> <tr> <td>φ</td><td>- Breite</td></tr> <tr> <td>ΔM_0</td><td>- Magnetdeklination des Startflugplatzes</td></tr> <tr> <td>ΔM_1</td><td>- Magnetdeklination im Punkt der Kurskorrektur bzw. des Landeflugplatzes</td></tr> <tr> <td>ΔBK</td><td>- bedingter Kurs $BK = MK + \Delta M_b$</td></tr> <tr> <td>ΔBWW</td><td>- bedingter Wegwinkel $BWW = MWW + \Delta M_b$</td></tr> </table>	ΔM_b	- bedingte Deklination	λ_0	- Meridian des Startflugplatzes	λ_1	- Meridian im Punkt der Kurskorrektur bzw. des Landeflugplatzes	φ	- Breite	ΔM_0	- Magnetdeklination des Startflugplatzes	ΔM_1	- Magnetdeklination im Punkt der Kurskorrektur bzw. des Landeflugplatzes	ΔBK	- bedingter Kurs $BK = MK + \Delta M_b$	ΔBWW
ΔM_b	- bedingte Deklination															
λ_0	- Meridian des Startflugplatzes															
λ_1	- Meridian im Punkt der Kurskorrektur bzw. des Landeflugplatzes															
φ	- Breite															
ΔM_0	- Magnetdeklination des Startflugplatzes															
ΔM_1	- Magnetdeklination im Punkt der Kurskorrektur bzw. des Landeflugplatzes															
ΔBK	- bedingter Kurs $BK = MK + \Delta M_b$															
ΔBWW	- bedingter Wegwinkel $BWW = MWW + \Delta M_b$															

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
	b) Im Betriebszustand Magnetkorrektor (MK) - nach dem Start Anflug des APS; - nach Erreichen des APS Einnahme des Kurses zum 1. WP; - Flugdurchführung mit diesem Kurs bei sorgfältiger Richtungskontrolle zur Ermittlung des AW; - nach Anflug zu weiteren Wendepunkten der Flugstrecke unter Beachtung der jeweiligen AW und nach dieser Methode während des gesamten Streckenfluges zu verfahren.
Ausschalten	Auf der Deckenschalttafel: - GMK ausschalten
2. Navigationsanlage SP 50/ILS (vgl. Abb. 4.1.12/2)	

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Einschalten	Auf der Deckenschalttafel: - AKKUMULATOR I, II einschalten - SP 50, MKR einschalten Am Navigationsempfänger auf der linken Gerätetafel leuchtet der Frequenzanzeiger (1) auf. - SPU I (SPU II) einschalten Am Bedienpult (2) leuchtet die Aufschrift auf der Frontplatte auf. Am Bedienteil: - NAV I (3) und MRP (4) einschalten Am Navigationsempfänger: - mittels Regler LAUTSTÄRKE (5) Empfänger einschalten und auf die erforderliche Lautstärke einstellen.
Kontrolle vor dem Flug	1. Durch Drehung des Reglers LAUTSTÄRKE (5) wird der Betrieb des Empfängers geprüft. In den Kopfhörern muß die Änderung der Lautstärke, des Empfängerrauschens geprüft werden.
Im Flug	1. Mit dem Schalter SP-50/ILS (7) auf der Frontplatte des Empfängers wird das Navigationssystem für den Landeanflug gewählt (SP-50 oder ILS). 2. Mit der Frequenzeinstellung MHz (8) und kHz (9) wird das System SP-50 oder ILS, das entsprechend dem vorangegangenen Punkt gewählt wurde, auf die Frequenz des Kurswegsenders eingestellt. Dabei wird automatisch die Frequenz des Empfängers des Gleitwegsenders eingestellt. 3. Der Schalter (6) auf dem linken Anzeigegerät ist in die Stellung GERING oder HOCH (geringe oder hohe Empfindlichkeit des Empfängers) zu stellen. 4. Befindet sich das Flugzeug auf der Achse des Landesystems, müssen die Zeiger der Nullindikatoren (10), (11) das Zentrum des Anzeigers schneiden. Bei Abweichungen ist das Flugzeug in die Richtung der Zeigerauslenkung zu steuern. 5. Wenn das rote Signalfähnchen KURS (12) am Anzeigegerät zu sehen ist, ist die Nutzung der Anzeige des Kurswegempfängers verboten.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
	6. Analog ist die Nutzung der Anzeigen des Gleitwegempfängers verboten, wenn das rote Signalfähnchen GLEITWEG (13) zu sehen ist. 7. Das Überfliegen der Marker wird durch Signallampen angezeigt, die auf der Frontplatte des Anzeigegegerätes SP-50/ILS angeordnet sind: a) Im Betriebszustand ILS (blau) (14) - Außenmarker mit einer Modulationsfrequenz von 400 Hz; (gelb) (15) - Mittelmarker mit einer Modulationsfrequenz von 1300 Hz; (weiß) (16) - Innenmarker mit einer Modulationsfrequenz von 3000 Hz. b) Im Betriebszustand SP-50 (weiß) (16) - Außen- und Innenmarker mit einer Modulationsfrequenz von 3000 Hz. <u>Anmerkung:</u> Im Bereich der maximalen Entfernung vom Kurswegsender ist bei Sendebetrieb mit den Funkstationen I und II eine Störung im Kurswegempfänger der Navigationsanlage SP-50/ILS auf einzelnen Frequenzen möglich.

Ausschalten

Am Navigationsempfänger:

- Regler LAUTSTARKE (5) ausschalten
(in die linke Endstellung)

Am Bedienteil

- NAV I (3) und MRP ausschalten

Auf der Deckenschalttafel:

- SP-50, SPU I (SPU II) ausschalten

3. Automatischer Funkkompaß ARK-15M (vgl. Abb. 4.1.12/3)

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Einschalten	Auf der Deckenschalttafel: - AKKUMULATOR I, II einschalten - Umformer 36 V I, II einschalten - ARK I (ARK II), GMK einschalten - SPU I (SPU II) einschalten An den Anzeigegegeräten IKU-1A: - Schalter (11) und (12) ARK 1, ARK 2 (die übrigen Stellungen sind nicht angeschlossen) Am Fernbedienteil des Funkkompasses: - Betriebsartenumschalter (8) in die Stellung "KOM" Dabei müssen die Lampen zur Beleuchtung der Skalen der Frequenzeinstellung auf der Frontplatte des Fernbedienteils aufleuchten, die Zeiger der Anzeigegegeräte UGR-4UK und IKU-1A müssen sich drehen. Am Bedienteil: - ARK I (9), ARK 2 (10) einschalten Am Fernbedienteil des Funkkompasses: - durch Drehen am Regler LAUTSTARKE (2) ist die Empfangsqualität zu regulieren. <u>Anmerkung:</u> Bei Nichteinschaltung des Schalters GMK erfolgt keine ARK-Anzeige auf dem Anzeigegerät IKU-1A.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Kontrolle vor dem Flug	1. Funkkompaß einschalten (vgl. Einschalten). Nach Einstellen des Betriebsartenumschalters (6) am Fernbedienteil in die Stellungen KOM, ANT oder RAM müssen bei intaktem Zustand des Bordnetzanschlusses die Beleuchtungslampen aufleuchten. Beim Einschalten muß in den Kopfhörern ein Rauschen auftreten (Stellung des Reglers LAUTSTARKE (2) am rechten Anschlag). 2. Der Betriebsartenumschalter (6) in die Stellung ANT und der Schalter KANAL in Stellung 1 schalten. Am linken Fernbedienteil ist die Frequenz des Fern- oder Nahfunkfeuers abzustimmen. 3. Betriebsartenumschalter (6) in Stellung KOM schalten. Die Zeiger der Anzeigegeräte müssen den MPF/KWF zum jeweiligen Sender anzeigen. 4. Die Einsatzbereitschaft des Schalters TLF-TLG (Telephonie - Telegrafie) (3) wird nach dem Empfang eines modulierten Signals in Stellung TLF sowie seinem Ausbleiben in der Stellung TLG überprüft. 5. Durch Drehen des Reglers LAUTSTARKE (2) am Fernbedienteil wird die Regelbarkeit in den Schalterstellungen (6) für ANT, RAM und KOM kontrolliert. 6. Die Drehung der Zeiger des Anzeigegerätes in allen Betriebszuständen bei Druck auf den Knopf RAHMEN (1) am Fernbedienteil ist zu kontrollieren. <u>Anmerkung:</u> Die Kontrolle des Funkkompasses erfolgt getrennt an beiden Fernbedienteilen. Wegen gemeinsamer Anordnung der Fernbedienteile sind die Knöpfe UPR (5) nicht angeschlossen. 7. Die Kontrolle nach den Punkten 1. bis 6. ist am rechten Fernbedienteil mit der Stellung des Schalters KANAL 2 auf einer anderen Frequenz zu wiederholen. <u>Anmerkung:</u> Die am Fernbedienteil vorabgestimmten Frequenzen ermöglichen im Flug mittels Kanalwahlstellung 1 oder 2 die Nutzung beider Frequenzen ohne nochmalige Empfängerabstimmung.

4.1.12.4. Defekte

1. Kurssystem GMK-1GA

Außere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Aufleuchten der Signallampen "SABOTAGE" auf dem Bedienpult GMK-1GA	Abkippen des Kreisels	Der Umschalter der Verbraucher ist in die Stellung RESERVE zu schalten. In der Betriebsart MK wird der Kurs an allen Anzeigegeräten und in der Betriebsart GPK nur an den Anzeigegeräten UGR-4UK angezeigt.
In der Betriebszeit MK ist der angezeigte Kurs nicht an allen Anzeigegeräten gleich; bei Kursänderungen bleibt die bewegliche Skala des Anzeigegerätes stehen	a) Ausfall der Zuführung des Kurssignals b) Ausfall im Verstärker des Anzeigegerätes	1. Der angezeigte Kurs ist mit der Anzeige des Magnetkompasses zu vergleichen. 2. Die Arbeit des Kurssystems ist im Betriebszustand MK zu kontrollieren und der Flug fortzusetzen, wobei dem Anzeigegerät zu folgen ist, dessen intakte Anzeige durch die Kontrolle bestätigt wurde.

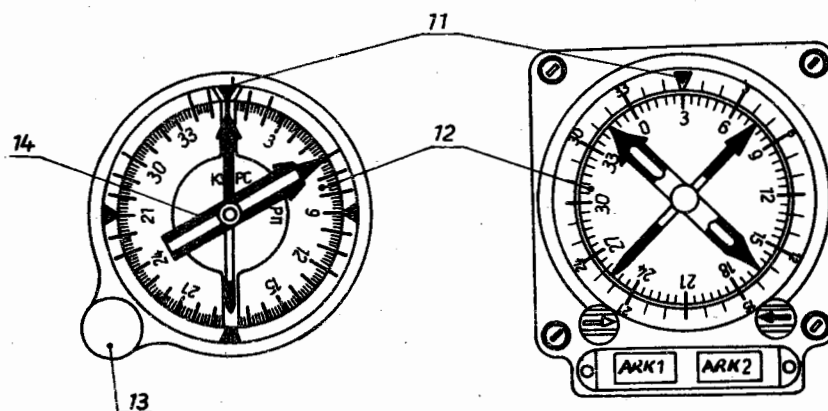
Außere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Der angezeigte Kurs stimmt im Betriebszustand MK nicht mit dem Flugplan und der Anzeige des Magnetkompasses überein. Bei Kursänderungen bleibt die bewegliche Skala aller Geräte stehen.	a) Ausfall der Wechselstromversorgung	1. Die Ausgangsspannung der Umformer (sie muß 36 V betragen) am Voltmeter prüfen. 2. Stimmt die Ausgangsspannung, sind die Sicherungen des Kurssystems im Verteilerkasten am rechten Bedienpult auszutauschen. 3. Die Anzeige des Kurssystems ist in der Betriebsart MK und GPK zu kontrollieren. Wenn der Fehler nicht durch Sicherungswechsel beseitigt werden kann, ist der Kurs nach dem Magnet- und Funkkompaß zu bestimmen.
Der angezeigte Kurs in der Betriebsart MK stimmt an allen Anzeigegeräten nicht mit dem Flugplan und der Anzeige des Magnetkompasses überein. Bei Kursänderungen drehen sich die beweglichen Anzeigegeräte	a) Falsche Eingabe von ΔM am KM-8 b) Eine Phase der Wechselstromversorgung fehlt c) Ausfall des Gebers des Magnetkurses im Kurssystem GMK-1GÄ d) Ausfall des Korrekturmechanismus KM-8	1. Kontrolle der eingegebenen Magnetdeklination 2. Die Ausgangsspannung der Umformer (sie muß 36 V betragen) am Voltmeter kontrollieren. 3. Die Arbeit des Kurssystems der Betriebsarten MK und GPK kontrollieren. Bei fehlerfreier Arbeit GPK ist der Flug in der Betriebsart GPK fortzusetzen. 4. Der Magnetkurs ist nach dem Magnetkompaß zu bestimmen, siehe 4.1.11.1.6. .
Die an den Anzeigegeräten angezeigten Kurse in der Betriebsart MK weichen voneinander ab. Die beweglichen Skalen der Anzeigegeräte drehen sich bei einer Kursänderung	a) Ausfall im Verstärker des Anzeigegerätes b) Ausfall der Zuführung des Kurssignals	1. Der angezeigte Kurs ist mit der Anzeige des Magnetkompasses und des KM-8 zu vergleichen. Bei dem Vergleich mit dem KM-8 ist ΔM zu beachten. 2. Die Arbeit des Kurssystems in der Betriebsart MK und GPK kontrollieren und im weiteren den Anzeigegeräten folgen, deren intakte Anzeige durch die Kontrolle bestätigt wurde bzw. die Betriebsart GPK nutzen.
Die Anzeige am UGR-4UK unterscheidet sich plötzlich von den Anzeigen am IKU-1A. Der angezeigte Kurs am UGR-4UK in der Betriebsart GPK ist fehlerhaft.	a) Ausfall im Kanal MK des Kurssystems b) Ausfall im Kanal GPK des Kurssystems c) Ausfall im Verstärker des Anzeigegerätes	1. Nutzung Anzeige der Geräte RMI (IKU-1A) 2. Kontrolle des Kurssystems der Betriebsart GPK. Bei intakter Arbeit ist diese Betriebsart zu nutzen. 3. Die Arbeit des Kurssystems der Betriebsart MK und GPK kontrollieren und die intakte Betriebsart nutzen.

2. Navigationsanlage SP-50/ILS

Äußere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Die Kurswegfahne erscheint im Fenster des Anzeigege- rätes	1. Große Entfernung (größer 35 km) zur SLB-Schwelle 2. Fehlerhafte Anzeige	Die Kursweganzeige ist bis zu einer Entfernung von 35 km zur SLB- Schwelle doublierend nutzbar. Bei fehlerhafter Anzeige ist für den Anflug die an Bord befindliche Funknavigationsausrüstung zu ver- wenden.
Die Gleitwegfahne erscheint im Fenster des Anzeigege- rätes	1. Große Entfernung (größer 18 km) zur SLB-Schwelle 2. Fehlerhafte Anzeige	Der Gleitweganzeiger ist bis zu einer Entfernung von 18 km zur SLB-Schwelle doublierend nutzbar. Bei fehlerhafter Anzeige ist für den Anflug die an Bord befindliche Funknavigationsausrüstung zu ver- wenden.

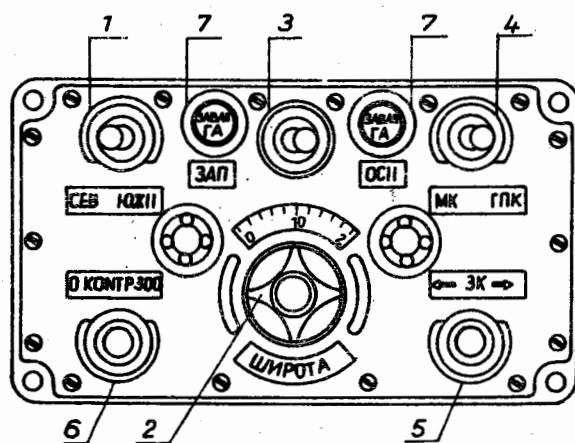
3. Funkkompaß ARK-15M

Äußere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Kein Signal im Empfänger hörbar	Fehlerhafte Schalterstel- lung am Bedienteil, die Abhören nicht gestattet.	Kontrolle der Schalterstellung am Bedienteil
Fehlerhafte Anzeige am Anzeigegerät des Funk- kompasses	Fehlerhafte Frequenzein- stellung des Senders am Fernbedienteil oder Aus- fall ARK-15M	Kontrolle der Frequenzeinstellung am Fernbedienteil ARK-15M und Ab- hören der Sendersignale. Den zweiten ARK auf gleicher Fre- quenz einstellen, und die Anzeige nach RMI (IKU-1A) vergleichen. Wenn bei gleicher Frequenzeinstel- lung ein Defekt am ARK I sowie die Intaktheit des ARK II bestätigt wurde, ist mit dem ARK II im wei- teren zu arbeiten. Defekten ARK abschalten.

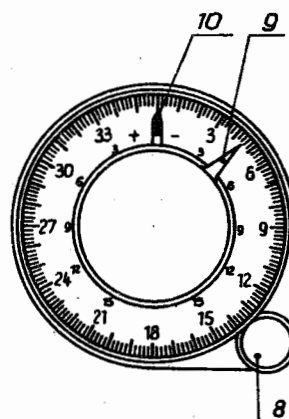


UGR-4UK

IKU-1A



Bedienteil GMK-1GA



KM-8

Abb. 4.1.12/1 Kurssystem GMK-1GA

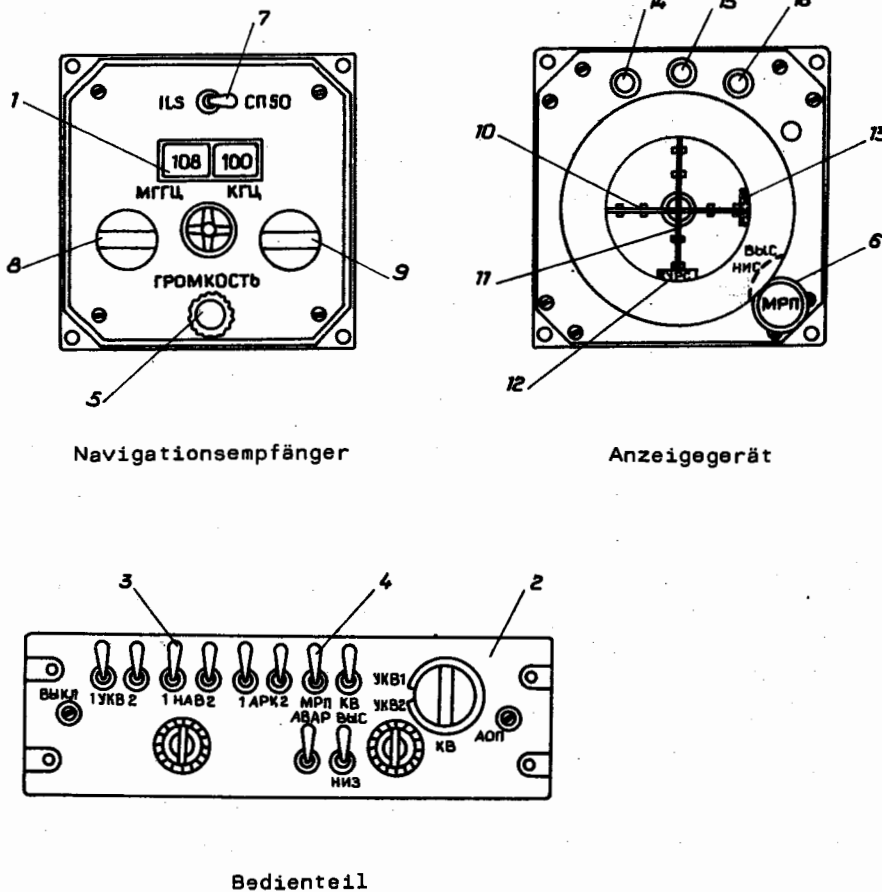
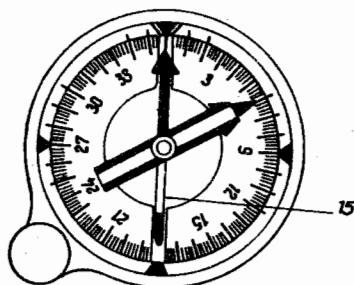
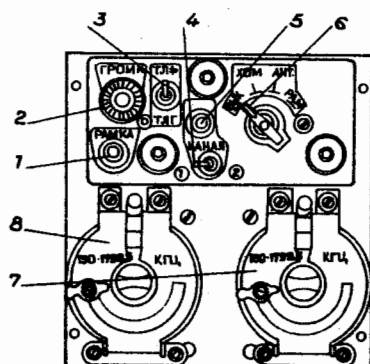
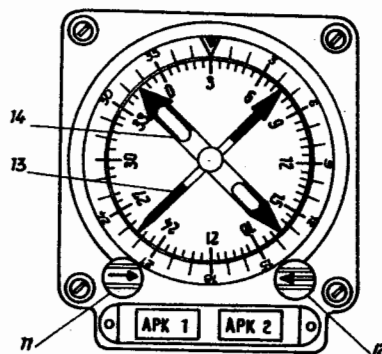


Abb. 4.1.12/2 Landenavigationssystem nach SP50/ILS

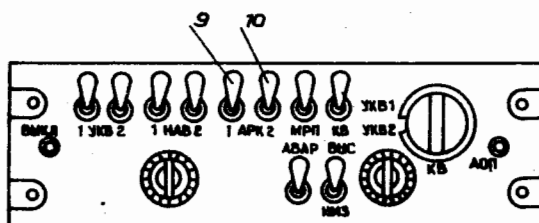
Anzeigegerät UGR-4UK



Anzeigegerät IKU-1A



Fernbedienteil des ARK



Bedienteil

Abb. 4.1.12/3 Funkkompaß ARK-15M

4.1.13. Heizungs- und Belüftungssystem

4.1.13.1. Beschreibung

1. Das System dient zur Gewährleistung des notwendigen Wärmekomforts für die Passagiere und die Besatzung sowie in der Fotovariante zur Heizung des Raumes der Fotoluken. Die erforderliche Heißluft wird den Turboverdichtern, die Kaltluft der Atmosphäre entnommen.
2. Die Anlage wird mittels der Hebel BELÜFTUNG und REGULIERUNG DER BELÜFTUNG COCKPIT am linken Bedienpult geregelt. Mittels Hebel BELÜFTUNG wird die Zufuhr von Atmosphärenluft zur Kabine reguliert.
Mittels Hebel HEIZUNG wird die Heißluftzufuhr reguliert. Die Verstellung des Hebels HEIZUNG ist durch einen klappbaren Anschlag mit der Aufschrift über -10°C begrenzt, bei Temperaturen unter -10°C kann der Anschlag abgekippt werden.
Mit den Hebeln REGULIERUNG DER BELÜFTUNG COCKPIT wird die Warmluft an die Frontscheiben oder den Fußraum der Kabine geleitet.
3. Die Lufttemperatur in der Anlage zeigt das Zweizeigeranzeigergerät der Heizungstemperatur an, das auf der mittleren Gerätetafel angeordnet ist. Auf der oberen Skala des Gerätes wird die Temperatur in der Passagierkabine und auf der unteren die Temperatur in den Kanälen der Heizungsanlage angezeigt.
In den Flugzeugen mit Rumpfkraftstoffbehälter ist das Anzeigergerät für die Heizungstemperatur auf dem linken Bedienpult angeordnet.

4.1.13.2. Betriebsbegrenzungen

Benennung des Parameters	Maßeinheit	Wert des Parameters		
		min.	normal	max.
Temperatur in den Kanälen der Heizungsanlage	$^{\circ}\text{C}$	10	-	80
Temperatur in der Passagierkabine	$^{\circ}\text{C}$	17	20	25

4.1.13.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Heizung der Passagierkabine Inbetriebnahme während des Starts (Durchstarten) verboten!	1. Hebel BELÜFTUNG und HEIZUNG so einstellen, daß die Temperatur im Heizkanal 80°C nicht überschreitet. 2. Nach Erreichen einer Temperatur in der Passagierkabine von $20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$ beide Hebel so einstellen, daß diese Temperatur konstant bleibt.
Heizung des Cockpits Inbetriebnahme während des Starts (Durchstarten) verboten!	<u>Achtung!</u> Die Frontscheiben und Fußraumheizung ist nur bei geöffneten Hebeln Belüftung - Heizung erlaubt (nach oben). Wird nur der Hebel Heizung geöffnet, kommt es zu einem unzulässigen Temperaturanstieg im Heizkanal. Hebel zur Regulierung Belüftung Cockpit 1. Linker oben 2. Rechter - für die Fußraumbelüftung unten - für Frontscheibenbelüftung oben - für Fußraum- und Frontscheibenbelüftung Mittelstellung
Kontrolle vor dem Flug (nach dem Anlassen der Triebwerke)	1. Hebel Regulierung Belüftung Cockpit - Linker oben - Rechter Mittelstellung 2. Hebel Heizung oben 3. In dieser Stellung per Hand die Warmluftabgabe an die Stutzen für die Fußraum- und Frontscheibenheizung des Cockpits prüfen. 4. Alle Bedienhebel nach unten

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Belüftung der seitlichen Sichtkuppeln des Cockpits (bei Beschlägen der Sichtkuppel)	Achtung! Die Belüftung der seitlichen Sichtkuppeln arbeitet nur, wenn einer der Handgriffe "Belüftung - Heizung" sich in der geöffneten Stellung befindet. Die Luftduschen der individuellen Belüftung in den Sichtkuppeln sind zu öffnen und der Luftstrom ist so einzustellen, daß der maximale Belüftungseffekt erreicht wird.
Beheizung der Kameraluken	Öffnen der am Heizkanal angebrachten Hebel
4.1.13.4. Defekte	

Äußere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursachen	Methoden zur Beseitigung
Verringerung der Intensität der Heizung bei normaler Arbeit des Triebwerkes	Die Verschlußklappe ist ungenügend geöffnet oder ihre geschlossene Stellung ist falsch eingestellt	Im Fluge kann der Defekt nicht beseitigt werden. Er muß durch den Bodendienst beseitigt werden. Je nach Notwendigkeit ist der Flugsicherungsdienst zu bitten, eine Genehmigung zur Verringerung der Reiseflughöhe zu geben.
Bei geschlossener Klappe gelangt in die Kabine Heißluft	Erhöhter Verschleiß der Abdichtungsfläche der Verschlußklappe	Der Handgriff "Belüftung" ist vollständig zu öffnen, danach ist seine Stellung so einzuregulieren, daß die Temperatur im Heizungskanal +80 °C nicht übersteigt. Nach der Landung ist der Startdienst über den Defekt zu informieren.
Zu hohe Kraftanstrengung am Handgriff "Heizung"	Festsitz der Verschlußklappe oder des Bedienungsgestänges	Der Defekt muß durch das technische Personal beseitigt werden.

4.1.14. Enteisungssystem

4.1.14.1. Beschreibung

1. Enteisungssystem der Zelle (Abb. 4.1.14/1)

Zur Enteisung der Vorderkanten des Tragflügels und des Leitwerkes dient ein pneumatisches System, das auf der mechanischen Wirkung von Gummiprotektoren beruht, die an die Vorderkanten des Tragflügels und des Leitwerkes angeklebt sind. Die Kammern der Protektoren werden mit Luft aus den Turboverdichtern gefüllt. Mittels schneller Formänderung der Protektoren, durch Füllung ihrer Kammern mit Luft, platzt das angelagerte Eis ab und wird vom Luftstrom mitgenommen.

Das Enteisungssystem der Zelle wird durch Einschalten des Sicherungsschalters EINTEISUNGSANLAGE/ZELLE an der Deckenschalttafel in Bereitschaft gebracht. Das Einschalten selbst erfolgt mit dem Hauptschalter AUS/EIN (5) auf der linken Seite des Steuerpultes. Beim Einschalten leuchten am Steuerpult drei Beleuchtungslampen (1) auf.

Befindet sich der Betriebsartenumschalter (7) in der Stellung AUTOMAT., erfolgt die zyklische Füllung der einzelnen Sektionen des Systems automatisch mit Hilfe eines Zeitrelais. Die Geschwindigkeit des Zyklus hängt von der Stellung des Umschalters der Geschwindigkeit der zyklischen Füllung SCHNELL/LANGSAM (6) ab. Die Dauer eines Zyklus beträgt 1 Minute, wenn sich der Umschalter in der Stellung SCHNELL befindet und 3 Minuten in der Stellung LANGSAM. Die Stellung SCHNELL ist bei mäßiger Vereisung und die Stellung LANGSAM bei schwacher Vereisung zu schalten.

Wenn der automatische Zyklus nicht dem Erfordernis der Enteisung entspricht oder der Automat zur zyklischen Füllung defekt ist, wird auf Handsteuerung übergegangen, indem der Betriebsartenumschalter (7) in die Stellung HAND geschaltet wird durch Verschieben des Schalters (8, 9). Das fehlerfreie Arbeiten des Automaten der zyklischen Füllung (Zeitrelais) wird am Aufleuchten der Kontrolllampen A, B, C (10, 11, 12) am Steuerpult kontrolliert.

Die Kontrolle der Einsatzbereitschaft der Lampen A, B, C erfolgt bei eingeschaltetem Sicherungsschalter EINTEISUNGSANLAGE/ZELLE durch Drücken des Knopfes "Kontrolle A B C" (14).

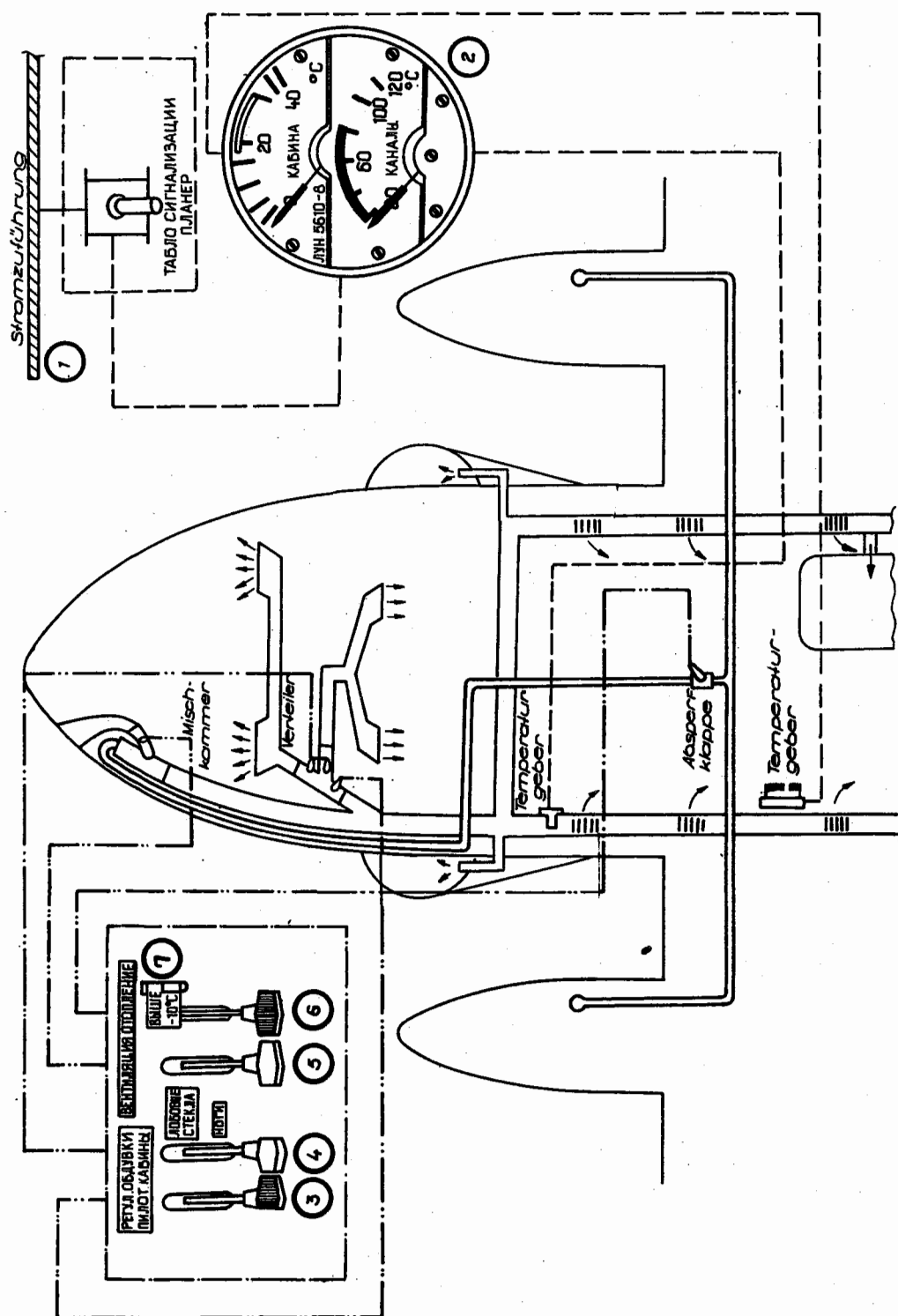


Abb. 4.1.13./1

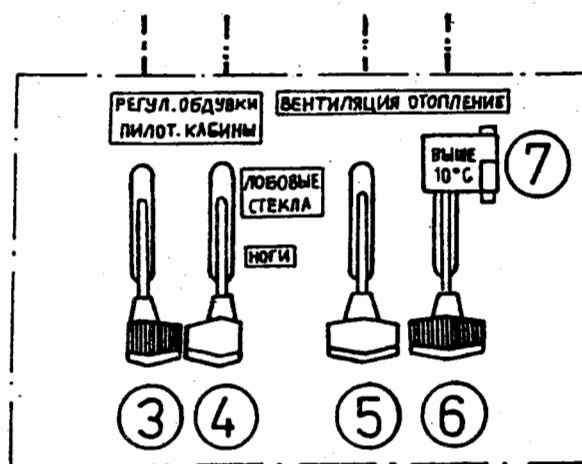
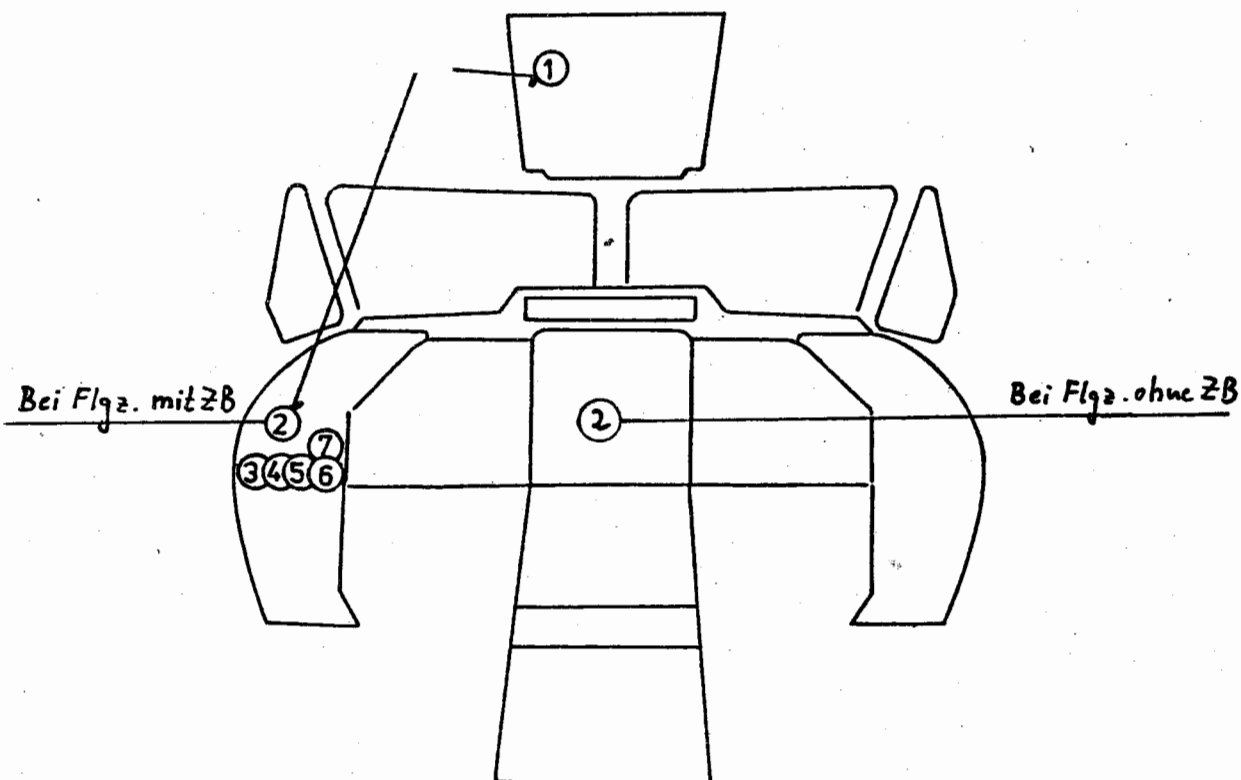


Abb. 4.1.13/2

2. Enteisungssystem der Eingangsteile der Triebwerke

Die Vorderkanten der Eingangsteile der Triebwerke werden mit Heißluft beheizt, die der letzten Stufe der Turboverdichter entnommen wird. Gleichzeitig werden damit die Vorderkanten der Lufteinläufe der Kühlanlage des Starter-Generators geheizt. Die Steuerung der Heißluftzufuhr hängt kinematisch mit der Steuerung der Eisabscheider in den Lufteingangsteilen und den Klappen vor und hinter dem Schmierstoffkühler zusammen. Die Enteisungsanlage der Eingangsteile wird durch Einschalten des Sicherungsschalters EISABSCHIEDER LINKS, RECHTS an der Deckenschalttafel in Bereitschaft gebracht. Mit Einschalten der Schalter EISABSCHIEDER LINKS, RECHTS in der Gruppe ENTEISUNG in die Stellung EIN wird das System in Funktion gesetzt.

Die Elektromechanismen MP-100 MT in den Triebwerksgondeln sprechen an, und es werden:

- a) die Eisabscheider in Arbeitsstellung (nach unten) ausgefahren;
- b) die Klappen vor und hinter dem Schmierstoffkühler geöffnet;
- c) die Absperrhähne der Heißluftzufuhr geöffnet.

Die Verstellung der Eisabscheider in die Arbeitsstellung bzw. aus Arbeits- in Ausgangsstellung wird durch Aufleuchten der Leuchtfelder EISABSCHIEDER auf der Signaltafel angezeigt. Während des Aus- bzw. Einfahrens der Klappen leuchten die Leuchtfelder rhythmisch auf, im ausgefahrenen Zustand leuchten sie ständig, im eingefahrenen Zustand verlöschen die Leuchtfelder.

Die Aus- bzw. Einfahrzeit beträgt etwa 20 Sekunden.

3. Enteisung der Drucksonden

Die Gesamtdruck- (LUN 1157), die statischen Drucksonden (LUN 1156) sowie die Staudrucksonde (LUN 1155) haben eine eigene elektrische Heizung.

Die Enteisungsanlage der Drucksonden wird durch Einschalten der Sicherungsschalter ENTEISUNG/PWD I, PWD II und PSN in der Gruppe Sicherungsschalter an der Deckenschalttafel in Bereitschaft gebracht.

Das Einschalten erfolgt durch Drücken von fünf Knöpfen mit grünem Lichtfilter auf der Tafel der Heizung am rechten Steuerpult.

Knopf	entspricht
PSN	Staudrucksonde am linken Tragflügel (Sonde der Oberziehwarnanlage)
STAT. DRUCK I	statische Drucksonde an der linken Rumpfseite
STAT. DRUCK II	statische Drucksonde an der rechten Rumpfseite
GESAMTD RUCK I	Gesamtdrucksonde auf der linken Rumpfseite
GESAMTD RUCK II	Gesamtdrucksonde an der rechten Rumpfseite

Bei intakter Heizung leuchtet die Lampe im Schaltknopf. Das Erlöschen der Lampe signalisiert den Ausfall des Heizstromkreises.

Die Heizung wird mit einem kleinen rechteckigen Knopf unterhalb des Schaltknopfes ausgeschaltet.

4. Enteisungssystem der Frontscheiben des Cockpits

Die Enteisungsanlage der Frontscheiben des Cockpits arbeitet mit Alkohol bzw. Spiritus, der aus einem Behälter mit Hilfe einer Alkoholpumpe über zwei Sprühdüsen (links und rechts) auf die Frontscheiben gelangt. Unter der Wirkung des Alkohols lösen sich Reif, Schnee oder Eis (mit einer Dicke bis zu 0,5 mm) und werden mittels Scheibenwischer entfernt, die hydraulisch angetrieben werden. Das System kann auch zur Reinigung der Frontscheiben von Staub und anderen Verschmutzungen genutzt werden.

Das Gesamtvolumen des Alkoholbehälters umfaßt 25 Minuten Pumpenbetrieb. Eine Verringerung des Alkoholvorrates auf eine Füllung für 5 Minuten Pumpenbetrieb wird durch Aufleuchten eines gelben Leuchtfeldes ALKOHOLMINIMUM auf der Signaltafel angezeigt.

Die Alkoholführung wird durch den Sicherungsschalter SPRÜHDOSE an der Deckenschalttafel eingeschaltet.

Die Scheibenwischer werden durch Öffnen des Drosselventils SCHEIBENWISCHER am linken Bedienpult in Betrieb genommen.

Die Frequenz der Scheibenwischerbewegung ist vom Grad des Öffnens des Drosselventils (Hand-einstellventils) abhängig.

5. Enteisungsanlage der Luftschrauben

Die Blätter der Luftschrauben werden zum Schutz vor Vereisung mit Heizelementen geheizt, die vom Gleichstromnetz versorgt werden. Das Heizungssystem wird mittels eines Automaten zur zyklischen Umschaltung (Timer), der ein aufeinanderfolgendes Einschalten der Elektroversorgung der Heizelemente an der rechten und der linken Luftschraube in Intervallen von 40 s gewährleistet, gesteuert.

Zur Erhöhung der Funktionszuverlässigkeit sind zwei Timer eingebaut, die bei Bedarf einen Übergang auf das Reservesystem gestatten.

Die Einschaltung erfolgt mit dem Schalter TIMER DER LUFTSCHRAUBEN I - 0 - II (Stellung I = Hauptsystem, II = Reservesystem).
Ein Ausfall des Enteisungssystems der Luftschrauben wird durch Aufleuchten des gelben Leuchtfeldes ENTEISUNGSSYSTEM DER LUFTSCHRAUBEN des entsprechenden Triebwerkes auf der Signaltafel angezeigt.
Die Einsatzbereitschaft des Automaten der zyklischen Umschaltung wird mittels Knopf PRÜFUNG ENTEISUNGSANLAGE DER LUFTSCHRAUBEN am rechten Bedienpult kontrolliert.
Die zyklische Umschaltung wird bei der Kontrolle wesentlich beschleunigt und beträgt etwa 3 s.

6. Vereisungssignalisation

Eine Vereisung der Flugzeugoberfläche wird durch Aufleuchten des gelben Leuchtfeldes VEREISUNG auf der Signaltafel angezeigt.
Die Signalisation erfolgt durch einen Drehgeber, der auf der rechten Seite der Bugverkleidung des Rumpfes angebracht ist.
Die Vereisungsintensität wird nach dem statischen Anzeiger beurteilt, der am linken Seitenfenster der Flugzeugführerkabine angeordnet ist.
Das Warnsystem wird mit dem Schalter DREHENDER VEREISUNGSANZEIGER an der Deckenschalttafel eingeschaltet. Der daneben angeordnete Sicherungsschalter STATISCHER ANZEIGER wird nur für die Zeit eingeschaltet, die zu seiner Enteisung notwendig ist (nach dem Verlassen der Vereisungszone oder beim Flug in Vereisungszone zum Ermitteln der Vereisungsintensität).

4.1.14.2. Begrenzungen

Benennung des Parameters	Maßeinheit	Werte des Parameters		
		min.	normal	max.
Druck im pneumatischen Enteisungssystem außerhalb des Arbeitszyklus	MPa (kp/cm ²)	0,12 (1,2)	-	-
Zeit der Einschaltung der Heizung des PPD, PSD und PSN am Boden	min	-	-	1 (3) ¹⁾
Lufttemperatur zur Nutzung des pneumatischen Enteisungssystems	°C	-30	-	-

1) 1 min bei positiven und 3 min bei negativen Lufttemperaturen

4.1.14.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Ausgangsstellung der Bedienelemente des Enteisungssystems	Vor dem Anlassen der Triebwerke sind an der Deckenschalttafel in der Gruppe der Sicherungsschalter einzuschalten und während des Fluges im eingeschalteten Zustand zu belassen: EISABSCHNEIDER - LINKS, RECHTS; ENTEISUNGSSYSTEM - ZELLE, PWD I, PWD II, PSN.
Kontrolle der Einsatzbereitschaft des Enteisungssystems der Zelle vor dem Flug bei Vereisungsgefahr	Am Steuerpult des Enteisungssystems der Zelle - Hauptschalter EIN Die 3 Lampen am Pult müssen aufleuchten. - Betriebsartenumschalter HAND - Schalter an den Kontrollampen nacheinander in die Stellungen A, B, C mit einer Verzögerung von 1 - 2 s. Die entsprechende Lampe muß aufleuchten. Danach - Hauptschalter AUS

**Arbeitsbedingungen
(Etappen)**
Erforderliche Tätigkeiten

Prüfung der Einsatzbereitschaft des Enteisungssystems der Luftschrauben vor einem Flug bei Vereisungsgefahr

An der Deckenschalttafel:

- Schalter TIMER DER LUFTSCHRAUBEN in die Stellung I

Auf der Signaltafel müssen beide Leuchtfelder ENTEISUNGSSYSTEM LUFTSCHRAUBEN aufleuchten, wonach sofort am rechten Bedienpult:

- der Knopf PRÜFUNG DES ENTEISUNGSSYSTEMS DER LUFTSCHRAUBEN zu drücken und zu halten ist. Nach der ersten Umschaltung erlischt ein Leuchtfeld ENTEISUNG DER LUFTSCHRAUBE. Bei weiteren Umschaltungen leuchten im Wechsel die Leuchtfelder ENTEISUNG DER LUFTSCHRAUBE LINKS bzw. RECHTS auf.

Nach 2 bis 4 Zyklen:

- Lösen des Knopfes PRÜFUNG DES ENTEISUNGSSYSTEMS DER LUFTSCHRAUBEN.

Es darf kein Leuchtfeld (ENTEISUNG DER LUFTSCHRAUBE) leuchten.

Die Kontrolle ist mit dem Schalter TIMER DER LUFTSCHRAUBEN in Stellung II zu wiederholen.

Anmerkung: Bei der Kontrolle am Boden mit nicht arbeitenden Triebwerken ist die Kontrollzeit so zu verkürzen, daß eine Überhitzung der Heizelemente an den Luftschraubenblättern ausgeschlossen ist.

Am Start

Unabhängig von den Wetterbedingungen maximal 1 min vor dem Start bei positiven und max. 3 min bei negativen Lufttemperaturen

Auf dem rechten Bedienpult:

- Knöpfe PSN, STATISCHER DRUCK - I/II, GESAMTDRUCK I/II drücken

Auf der Deckenschalttafel:

- DREHENDER VEREISUNGSANZEIGER einschalten

Anmerkung: Bei Lufttemperaturen am Boden von +5 °C und tiefer, bei vorhandenen Wolken, Nebel, Schneefall, Regen oder Niesel ist das Enteisungssystem der Drucksonden 3 min vor dem Start einzuschalten.

Im Flug

Vor dem Einflug in Zonen möglicher Vereisung (Lufttemperatur +5 °C und tiefer, bei vorhandenen Wolken, Nebel, Schneefall, Regen und Niesel)

An der Deckenschalttafel:

- Schalter EISABSCHIEDER in Stellung LINKS/RECHTS (in der Gruppe Enteisung) EINGESCHALTET (zurück)

Auf der Signaltafel muß das Leuchtfeld der EISABSCHIEDER leuchten (während des Ausfahrens rhythmisch, danach ununterbrochen).

Nach Aufleuchten des Leuchtfeldes VEREISUNG oder bei visuellem Feststellen der Vereisung am statischen Anzeiger, an den Scheibenwischern und Tragflügeln

An der Deckenschalttafel:

- Schalter TIMER DER LUFTSCHRAUBEN in Stellung I

Am Steuerpult des Enteisungssystems der Zelle:

- Hauptschalter EIN
- 3 Lampen leuchten am Steuerpult nacheinander auf.
- Manometer außerhalb des Arbeitszyklus muß ein Druck von minimal 0,12 MPa (1,2 kp/cm²) angezeigt werden
- Betriebsartenschalter AUTOM.
- Zeitschalter Schnell oder langsam in Abhängigkeit von der Vereisungsintensität

Die Einsatzbereitschaft der Automaten für die periodische Füllung der Sektionen des Enteisungssystems wird am Leuchten der Lampen A, B und C am Steuerpult kontrolliert.

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Nach dem Verlassen der Vereisungszone	Die Dauer einer Periode muß der Stellung des Zeitschalters entsprechen (SCHNELL - 1 min, LANGSAM - 3 min). Bei notwendigem Sichtkontakt nach vorn An der Deckenschalttafel: - SPRÜHDÖSE einschalten Am linken Bedienpult: - Handventil SCHEIBENWISCHER öffnen und Frequenz einstellen
	Am linken Bedienpult: - Handventil SCHEIBENWISCHER schließen An der Deckenschalttafel: - SPRÜHDÖSE ausschalten - STATISCHEN EISANZEIGER einschalten (bis das Eis entfernt wurde) - Schalter TIMER LUFTSCHRAUBEN in Stellung 0 - Schalter EISSEPERATOREN LINKS/RECHTS ausschalten (nach vorn) An der Leuchtttafel müssen die Leuchtfelder EISSEPERATOREN erlöschen. Am Steuerpult der Zellenenteisung: - Hauptschalter ausschalten
<u>Nach der Landung</u> Spätestens 2 min nach der Landung	Am rechten Bedienpult: - Knöpfe PSN, STAT. DRUCK I/II, GESAMTDRUCK I/II ausschalten Auf der Deckenschalttafel: - DREHENDER EISANZEIGER ausschalten

4.1.14.4. Defekte

Äußere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Erlöschen aller oder einiger Lampen A, B, C am Steuerpult des Enteisungssystems der Zelle	Lampe durchgebrannt Ausfall des Automaten der periodischen Füllung der Dektionen des Enteisungssystems	Auf den Lichtfilter der Lampe drücken, um sich vom Durchbrennen zu überzeugen. Der Betriebsartenschalter in Stellung Hand. Die Schalter an den Kontrolllampen nacheinander in die Stellungen A, B, C. Beim Einschalten muß die entsprechende Lampe aufleuchten. Das Halten in den einzelnen Stellungen sowie die Gesamtdauer der Periode richtet sich nach der Vereisungsintensität.
Das Manometer am Steuerpult des Enteisungssystems Zelle zeigt einen zu hohen oder zu niedrigen Druck an	Gesamtausfall des pneumatischen Enteisungssystems	Den Hauptschalter am Schalterkasten der Enteisungsanlage in Stellung "abgeschaltet" umschalten und nach Möglichkeit schnell aus der Vereisungszone herausfliegen oder die Flughöhe ändern. +)

Äußere Erscheinung des Defektes	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Erlöschen der grünen Signalisation im Knopf zum Einschalten der Heizung eines der Drucksonden	Ausfall des Heizelementes der entsprechenden Drucksonde	Unter Vereisungsbedingungen ist lt. Anweisungen des Abschnittes 4.1.11.4. für den Betrieb der Drucksonden im Falle ihrer Verstopfung zu handeln.
Aufleuchten des Leuchtfeldes des ENTEISUNGSSYSTEM DER LUFTSCHRAUBE auf der Signaltafel bei Stellung I TIMER DER LUFTSCHRAUBEN	Ausfall des Hauptstromkreises des Automaten der periodischen Umschaltung zur Heizung der Luftschraubenblätter	Der Schalter TIMER DER LUFTSCHRAUBEN an der Deckenschalttafel ist in Stellung II umzuschalten (Reservekreis)
Druckabfall am Manometer des Steuerpultes ENTEISUNGSSYSTEM ZELLE bei Arbeit entsprechender Sektionen A, B, C	Ausfall der entsprechenden Sektion	Kontrolle, ob bei einer eingeschalteten Sektion die t_4 nicht bzw. mehr als 30 °C über Ausgangswert ansteigt. Bei Stellung des Betriebsartenumschalters HAND die defekte Sektion nicht nutzen und nach Möglichkeit die Vereisungszone verlassen.
Alle oder einige Kontrolllampen in den Knöpfen zum Einschalten der Beheizung der Drucksonden verlöschen, wobei die Knöpfe gleichzeitig in abgeschaltete Stellung zurückspringen	Kurzzeitiger Stromausfall im Enteisungssystem infolge des Ausfalls des rechten Triebwerkes oder des rechten Generators	Abgeschaltete Knöpfe wieder einschalten.

*) Alle charakteristischen Fluggeschwindigkeiten sind um 15 % zu erhöhen und große Anstellwinkel zu vermeiden.

4.1.15. Feuerlöschsystem

4.1.15.1. Beschreibung

1. Verwendung

Die Feuerlöschhausrüstung des Flugzeuges besteht aus zwei selbständigen und unabhängigen Systemen, die zur Feuerlöschung bestimmt sind:

- a) in den Triebwerksgondeln,
- b) in den Kabinen des Flugzeuges.

2. Löscher eines Brandes in den Triebwerksgondeln

Die Feuerlöschanlage in den Triebwerksgondeln besteht aus Feuerlöschern, die mit Freon gefüllt sind, einer Verteilerrohrleitung mit 5 Zerstäubern in jeder Gondel und einer elektrischen Leitung.

Beim Drücken auf den entsprechenden Knopf am Zentralpult in der Flugzeugführerkabine spricht der Pyromechanismus der Feuerlöscher an, und das Löschmittel gelangt aus dem Feuerlöscher über die Rohrleitung in die Zerstäuber und wird in den Triebwerksgondeln zerstäubt.

Die Anlage erlaubt sowohl eine direkte als auch eine Feuerlöschung aus dem Feuerlöschbehälter des anderen Triebwerkes. Für die direkte Löschung sind die Knöpfe LÖSCHEN - HAUPT und für die Löschung aus dem Feuerlöschbehälter des anderen Triebwerkes die Knöpfe LÖSCHEN - RESERVE bestimmt.

In den einzelnen Brandzonen der Triebwerksgondeln, die entgegen der Flugrichtung nummeriert sind 1,2,3 und 4 (die erste am nächsten der Luftschraube; die vierte hinter der Brand-schutzwand, sind die Geber DPS-1AG (→ 0804) oder DPS (0805 →) installiert, die bei Erwärmung über die Verstärker BI-2AU (→ 0804) oder BI-2A (0805 →) ein Signal zum Einschalten der Schall- und Lichtsignalisation (BRAND) auf der Signaltafel geben.

Die Geber sind in Gruppen installiert, die mit I, II und III nummeriert sind.

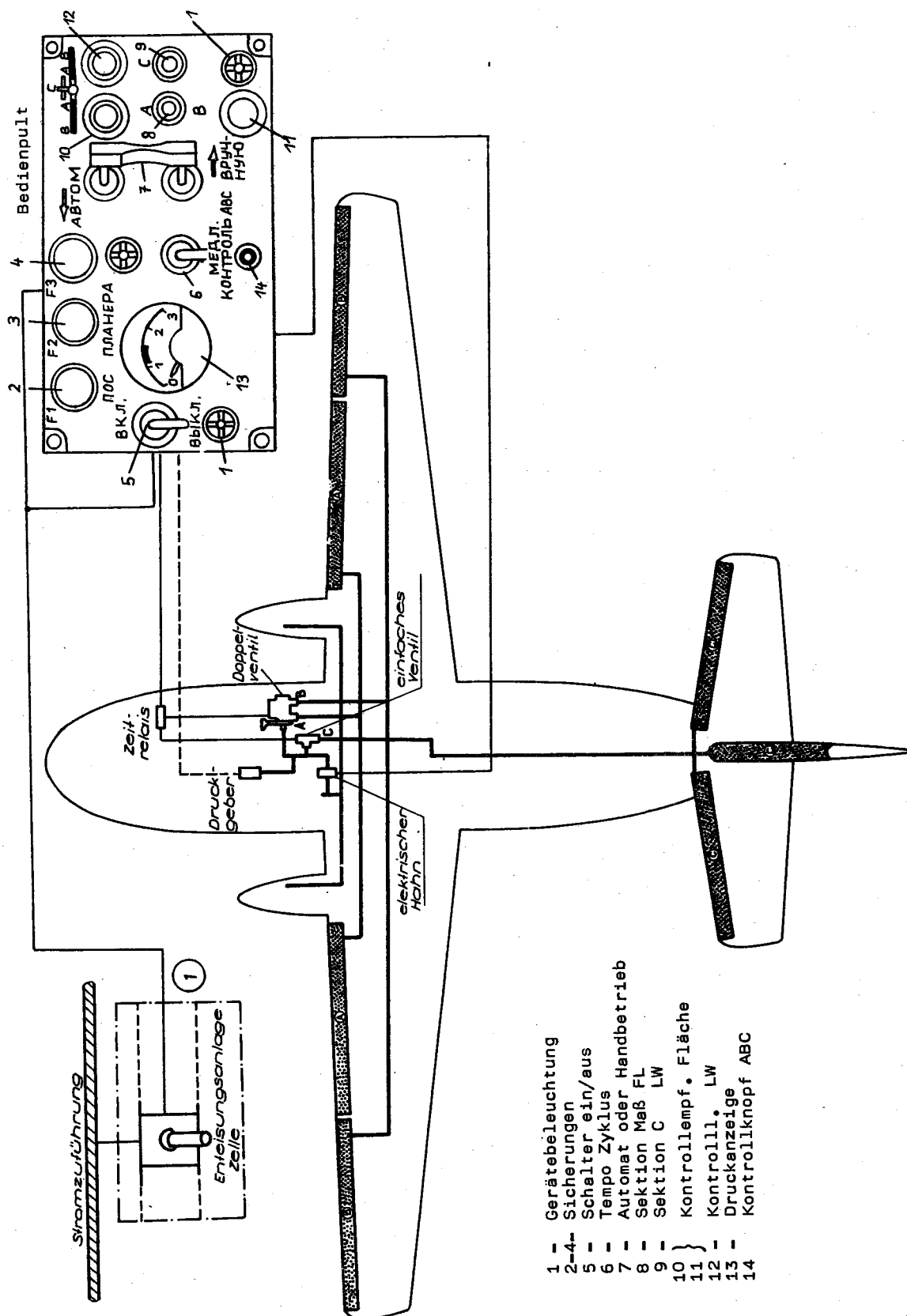
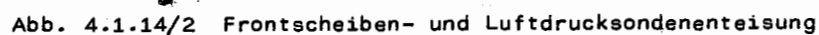
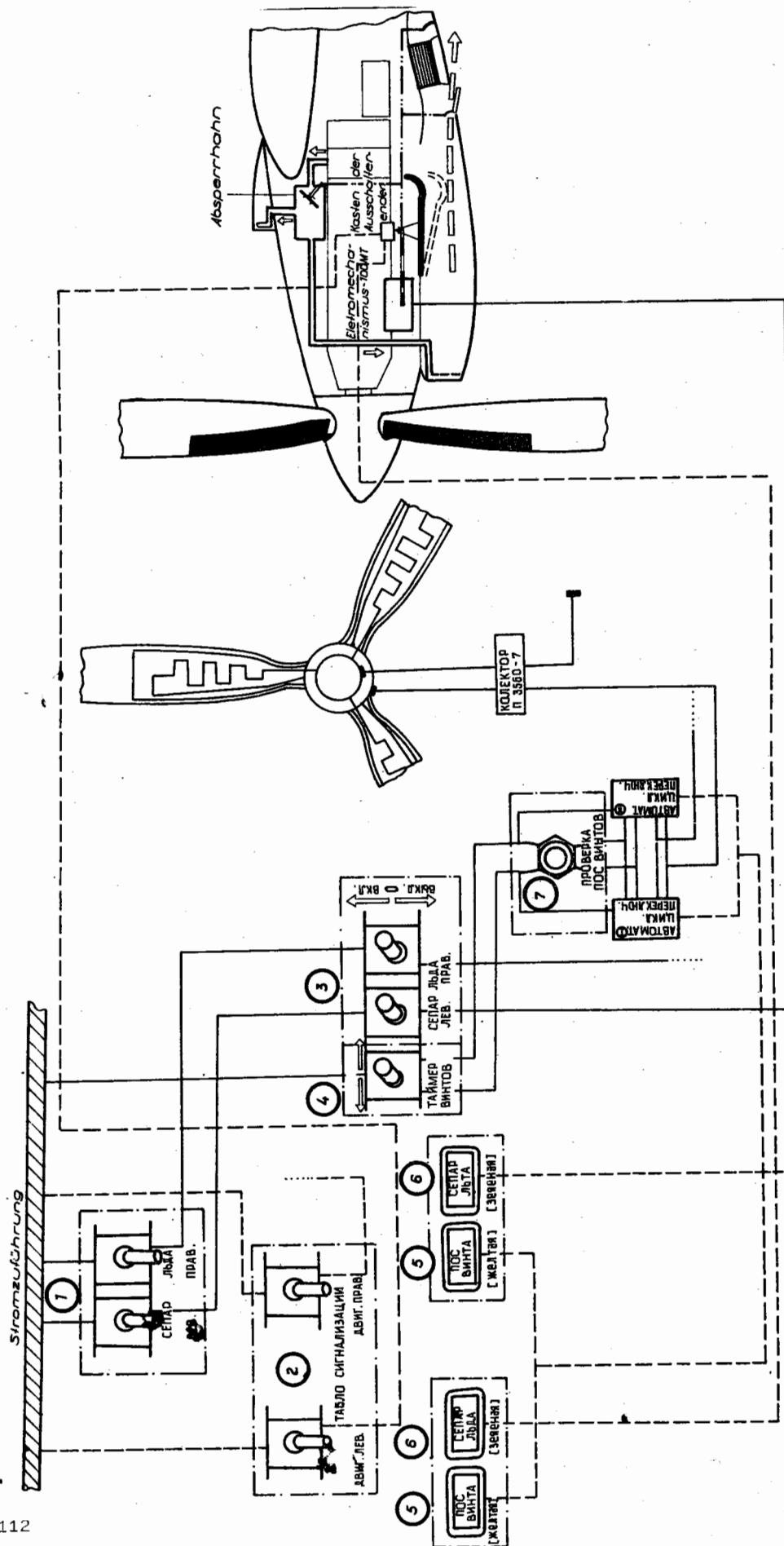


Abb. 4.1.14./1





Die Geber der I. Gruppe sind in den Signalzonen 1, 3 und 4 angeordnet, die Geber der II. Gruppe sind in den Zonen 1, 2 und 3 angeordnet und die Geber der III. Gruppe in den Zonen 1, 2 und 4. Die Arbeitsfähigkeit des Systems der Brandsignalisation wird mit Hilfe der Drucktaster BRANDSIGNALISIERUNG I, II, III auf der Kontrolltafel am linken Bedienpult kontrolliert. Beim Drücken auf den Knopf I (II, III) wird die entsprechende Gruppe der Geber gleichzeitig in beiden Triebwerken geprüft.

Auf der Kontrolltafel befindet sich ebenfalls ein Kontrollschalter mit der Aufschrift LÜSCHEN zur Prüfung der Intaktheit der Stromkreise der Pyropatronen in den Verschlüssen der Feuerlöscher.

Die Stellungen nach links entsprechen dem linken und nach rechts dem rechten Triebwerk. Die Einsatzbereitschaft des geprüften Kreises wird durch Aufleuchten der links vom Umschalter angeordneten grünen Signallampe angezeigt.

Die Kontrollschalter entsprechen in der Stellung I den Kreisen der direkten Feuerlöscher (HAUPT) und in der Stellung II den Kreisen der Überkreuzlöschung (RESERVE).

3. Feuerlöschen in den Kabinen des Flugzeuges

Siehe Beschreibung im Abschnitt 3.2.2.

4.1.15.2. Betriebsbegrenzungen

Wurden nicht festgestellt.

4.1.15.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Erforderliche Tätigkeiten
Kontrolle vor dem Flug	
Bereitschaft zur Kontrolle	Auf der Deckenschalttafel: - AKKUMULATOR I/II einschalten - SIGNALTAFEL (4 Sicherungsschalter) einschalten - BRANDSCHUTZSIGNALISIERUNG einschalten
Kontrolle der Einsatzbereitschaft Signalsystem	Auf der Kontrolltafel (linkes Bedienpult) - Drucktaster BRANDSIGNALISIERUNG I, II, III nacheinander drücken. Beim Drücken jedes Drucktasters müssen die Leuchtfelder BRAND auf der Signaltafel (TRIEBWERK LINKS, TRIEBWERK RECHTS) aufleuchten und ein akustisches Signal ertönen.
Prüfung der Einsatzbereitschaft der Stromkreise der Pyropatronen	Auf der Kontrolltafel (linkes Bedienpult): - Kontrollschalter LÜSCHEN nacheinander in die Stellungen I, II links und I, II rechts In jeder Stellung des Kontrollschalters (mit Ausnahme der Neutralstellung) muß die grüne Signallampe links aufleuchten.
Bei Brand	Siehe Abschnitt 3.2.1.

4.1.15.4. Defekte

Außere Erscheinung des Fehlers	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Nichtaufleuchten des Signals BRAND auf der Signaltafel bei der Kontrolle des Brandsignalsystems vor dem Flug	Ein Sicherungsschalter oder Schalter ist nicht eingeschaltet.	AKKUMULATOR I, II, SIGNALTAFEL (4 Sicherungsschalter), BRANDSIGNALISIERUNG auf der Deckenschalttafel sind einzuschalten.
	Signallampe durchgebrannt	Austausch der Lampe
	Leistungsdefekt oder Defekt eines Elementes des zu prüfenden Untersystems	Beseitigung des Defektes durch ITP
Nichtaufleuchten der Signallampe am Kontrollschalter LÜSCHEN auf der Kontrolltafel bei Kontrolle vor dem Flug	Signallampe durchgebrannt	Lampenwechsel durch ITP
	Leistungsdefekt oder Defekt eines der Elemente des Systems	Beseitigung des Defektes durch ITP

4.1.16. Transportable Sauerstoffanlage

4.1.16.1. Beschreibung

Die Anlage dient der Versorgung der Besatzung bei Luftaufnahmeflügen bis zu einer Höhe von 6000 m. Es handelt sich um tragbare Niederdruckanlagen mit einem Arbeitsdruck von 0,5 bis 3,0 MPa (5 bis 30 kp/cm²). In Abhängigkeit von der Flughöhe wird ab ca. 2000 m bei der Atmung über einen Lungenautomaten ein dosiertes Luft-/Sauerstoffgemisch zugeführt.

Die Anlage kann technisch bis 12 km Höhe eingesetzt werden und führt in der Betriebsart "Gemisch" ab 9000 m nur noch reinen Sauerstoff zu. Es ist möglich, die Atmung auch in niedrigen Höhen auf reinen Sauerstoff zu schalten. Im Notfall kann außerdem über ein Notventil auf kontinuierliche Sauerstoffzufuhr übergangen werden.

Hauptbestandteile der Anlage

- Vorratsbehälter (7,5 l)
- Sauerstoffgerät KP-19
 - mit . Absperrventil
 - . Umschaltventil "Gemisch"/"Sauerstoff"
 - . Notventil
 - . Manömeter
 - . Füllstutzen
- Verlängerungsschlauch
- Maske KM-32 AG mit Mikrofon.

4.1.16.2. Betriebsbegrenzungen

- Arbeitsdruck 0,5 bis 3,0 MPa (5 bis 30 kp/cm²)
- Benutzungsdauer in 6000 m 1:30 bis 1:50 Stunden
- Lufttemperatur +50 bis -50 °C
- relative Luftfeuchte max. 98 % bei +20 °C ± 5 °C
- Die Anlage ist im Luftfahrzeug in den Halterungen befestigt.
- Über den Füllstutzen kann der Vorratsbehälter nachgefüllt werden.
- Ein Wechsel der Vorratsbehälter während des Fluges ist im Komplex mit dem Sauerstoffgerät KP-19 möglich.

Warnung! Schmierstoff und Fette sind von der Anlage unbedingt fernzuhalten (Explosionsgefahr)!

4.1.16.3. Inbetriebnahme

1. Kontrollen

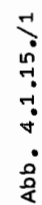
- Vollzähligkeit der Anlage
 - Vorratskontrolle
- Der Druck im Behälter muß in Abhängigkeit von der Umgebungstemperatur betragen:

Umgebungstemperatur in °C	Druck in kp/cm ²	
	normal	minimal
-35	25	23
-25	26	24
-15	27	25
- 5	28	26
+ 5	29	27
+15	30	28
+25	31	29
+35	32	30
+45	33	31

- Masken anpassen und anschließen
- Hauptventil (schwarz) vor dem Flug öffnen, Notventil (rot) geschlossen
- Gemischhebel auf "Gemisch".

2. Benutzung

- Ab 3500 m Masken aufsetzen (Kdt. gibt dazu das Kommando).
- Auf "Gemisch" schalten.
- Während der Atmung ist durch den Luftbildoperateur und durch den Steuermann periodisch (bis zu einem Druck von 1,5 MPa (15 kp/cm²) alle 10 Minuten, darunter alle 5 Minuten) der Sauerstoffvorrat der eigenen und der Geräte der Flugzeugführer zu kontrollieren. Der 2. Flugzeugführer kontrolliert seinen Vorrat selbst. Unter einem Druck von 1,5 MPa ist dem Kommandanten der Vorrat zu melden.



- Beim Erreichen von 0,7 MPa (7 kp/cm²) Druck im Vorratsbehälter ist die Arbeit abubrechen und der Höhenwechsel auf max. 4000 m vorzunehmen oder es ist ein Wechsel der Vorratsbehälter vorzubereiten und bei einem Druck von 0,5 MPa (5 kp/cm²) abzuschließen.
- Nach Beendigung der Benutzung sind die Masken in die Schutzbeutel zu legen. Das Absperrventil ist zu schließen.
- Im Bordbuch ist die Benutzung der Sauerstoffanlage zu vermerken.

3. Flaschenwechsel (am Boden)

- Ventile schließen
- Verlängerungsschlauch abnehmen
- Vorratsbehälter aus Halterung nehmen und ablegen
- Vollen Vorratsbehälter in Halterung einsetzen
- Verlängerungsschlauch anschließen
- Absperrventil öffnen
- Gemisch einstellen.

4. Nachfüllen (am Boden)

- Schutzkappen entfernen
- Füllschlauch KSchA-11 und Füllstutzen kurz mit Sauerstoff spülen
- Füllschlauch KSchA-11 am konischen Stutzen des Sauerstoffgerätes anbringen
- Absperrventil am KP-19 öffnen, danach das Ventil der Spenderanlage langsam öffnen
- Füllstand entsprechend Tabelle Pkt. 4.1.16.3.1. herstellen und am Manometer kontrollieren
- Ventil der Spenderanlage schließen
- Ventil am KP-19 schließen
- Füllschlauch KSchA-11 trennen
- Schutzkappen aufsetzen.

5. Oberschlagsrechnungen

a) Sauerstoffvorrat im Behälter

$$V_{O_2} \approx V_{Fl.} \times P_{Fl.}$$

- V_{O_2} - Sauerstoffvorrat
- $V_{Fl.}$ - Behältervolumen
- $P_{Fl.}$ - Behälterdruck

b) Sauerstoffverbrauch

$$q_{O_2} = \frac{(P_1 - P_2)}{t} \cdot V_{Fl.}$$

- q_{O_2} - Sauerstoffverbrauch
- Δt - Zeit der Messung in min

c) Durchschnittsverbrauch von reinem Sauerstoff bei Gemischatmung

Höhe in m	q_{O_2} in l/min
4.500	1 - 1,7
6.000	2,6 - 3,3
8.000	3,8 - 4,5

4.1.17. Stationäre Sauerstoffanlage

4.1.17.1. Beschreibung

Die Anlage dient der Versorgung der Besatzung bis zu einer Flughöhe von 6000 m. Es handelt sich um eine kombinierte Hochdruck-/Niederdruck-Anlage. Auf einer im vorderen Gepäckraum angebrachten Palette befinden sich 3 Sauerstoffvorratsbehälter, die mit einem Druck bis zu 15 MPa (150 kp/cm²) gefüllt werden. Der Druckminderer KP-15 reduziert den Druck auf den Arbeitsdruck von 3,0 MPa (30 kp/cm²). Es können über Lungenautomaten bis zu fünf Besatzungsmitglieder mit Sauerstoff versorgt werden.

Die Lungenautomaten ermöglichen drei Betriebsarten:

- "Gemisch" - ab ca. 2000 m wird bei der Atmung ein dosiertes Luft-Sauerstoff-Gemisch zugeführt;
- "reiner Sauerstoff" - bei Atmung wird reiner Sauerstoff zugeführt;
- "Notversorgung" - kontinuierliche Zufuhr von reinem Sauerstoff

Für jedes Besatzungsmitglied wird die normale Arbeit durch einen Lippenindikator sowie über die Vorratsanzeige signalisiert.

Hauptbestandteile (Abb. 4.1.17/1)

1. Palette
2. Füllstutzen
3. Hochdruckventil KP-2 MS
4. Manometer MA-250 KM
5. Reduzierventil KP-15
6. Manometer MA-60 K
7. Niederdruckventil KP-5
8. Sauerstoffmaske KM-32 mit Mikrofon
9. Lungenautomat K -24 M mit
 - . Umschlagventil "Gemisch"/"Sauerstoff"
 - . Notventil
 - . Überdruckhandregler
10. Lippenindikator
11. Sauerstoffvorratsbehälter (8L)

4.1.17.2. Technische Daten der stationären Sauerstoffanlage

- 1 Füllmenge der Behälter 4380 l; nutzbar 3650 l

2 Fülldruck	-25	-15	-5	+5	+15	+25	+35	Umgebungstemperatur
	125	130	135	140	145	150	155	minimal
	130	135	140	145	150	155	160	maximal

[kp/cm²]

- 3 Druck des abgegebenen Sauerstoffs 3 bis 6 kp/cm²

4	Sauerstoffgehalt der Atemluft bei Stellung "Gemisch"	0	2	4	6	8	Flughöhe [km]
		min. 20	30	35	50	70	% O ₂
		max. 40	45	55	70	90	% O ₂

		4 Personen	5 Personen
Notzufuhr		39 - 60 min	31 - 48 min
5	Max. Be- nutzungs- dauer	100 % O ₂	1 : 44 Std.
		70 % O ₂	1 : 23 Std.
		50 % O ₂	2 : 26 Std.
		3 : 32 Std.	1 : 58 Std.
			2 : 49 Std.

Einsatzbedingungen

1. Sauerstoffanlage öl- und fettfrei halten (Explosionsgefahr)
2. Arbeitsdruck 2,0 bis 3,0 MPa (20 bis 30 kp/cm²)
3. Lufttemperatur +50 °C bis -50 °C
4. relative Luftfeuchtigkeit max. 98 % bei 20 °C ± 5 °C
5. Vor dem Abnehmen der Masken ist durch Ausatmen das Ventil der Lungenautomaten zu schließen (Lippen am Indikator geschlossen), um ein Ausströmen von Sauerstoff zu vermeiden.
6. Im Steigflug auf Höhen über 4000 m ist ab 3500 m die Maske aufzusetzen und zur Gemischatmung überzugehen.
Im Sinkflug kann ab einer Höhe von 4000 m und weniger Arbeit ohne Sauerstoffversorgung fortgesetzt werden.

4.1.17.3. Inbetriebnahme

1. Vorflugkontrolle

- Fülldruck nach Öffnung des Ventils 3/2 an dem Manometer der Sauerstoffpalette prüfen (bei Unterschreitung des Mindestdruckes gemäß Pkt. 4.1.17.2 ist die Anlage aufzufüllen).
- Arbeitsdruck nach Öffnung der Ventile 7/1 bis 7/4 an den Manometern der Arbeitsplätze prüfen.
- Ventile am Lungenautomaten K-24 M überprüfen:
 - . Notventil auf "zu"
 - . Überdruckhandregler auf "zu"
 - . Umschaltventil auf "Gemisch"
 - . Stellung der Lippen am Indikator ИПК geschlossen.
- Prüfung der Masken auf Vollzähligkeit, Anschluß auf persönlicher Anpassung.

2. Benutzung während des Fluges

- Alle Ventile 3/2 und 7/1 bis 7/4 bleiben in geöffneter Stellung.
- Auf Anweisung des Kommandanten Masken aufsetzen ab 3500 m und Mikrofon an Sprechgeschirr anschließen.
- Jedes Besatzungsmitglied ist selbst für die Überwachung der Funktion seines Teiles der Sauerstoffversorgungsanlage verantwortlich (Überwachung des Lippenindikators, Sauerstoffdruckes am Manometer und der Stellung der Bedienventile am Lungenautomat).
- Beim Erreichen von 2,5 MPa (25 kp/cm²) Druck ist der Flug in der Höhe abubrechen und der Höhenwechsel auf max. 4000 m vorzunehmen.
- Nach Beendigung der Benutzung sind die Masken in die Schutzbeutel zu legen.
- Nach der Landung sind die Sauerstoffventile zu schließen.
- Im Bordbuch ist die Benutzung der Sauerstoffanlage zu vermerken.

3. Benutzung bei Rauch in der Kabine

- Bereitschaft der Anlage wie unter Pkt. 4.1.17.3. (1.) und (2.) beschrieben, herstellen
- Masken aufsetzen
- Umschaltventil am Lungenautomat auf 100 % O₂ stellen
- Mikrofon an Sprechgeschirr anschließen.

4.1.17.4. Defekte

Außere Erscheinung des Fehlers	Mögliche Ursachen	Methode der Beseitigung
Erschwerte Atmung oder Sauerstoffmangelercheinungen bei Benutzung der Masken	- Versagen des Lungenautomaten - O₂-Vorrat aufgebraucht	- Notventil öffnen oder Höhenwechsel H < 4000 m - Höhenwechsel H < 4000 m

4.1.18. Notsauerstoffausrüstung

4.1.18.1. Beschreibung

Die Anlage dient der Versorgung von Besatzung und Passagieren bei Flügen bis 4000 m Höhe im Bedarfs- oder Notfall. Sie ist nur in den Flugzeugen installiert, die nicht mit einer transportablen oder stationären Anlage gemäß 4.1.16. bzw. 4.1.17. ausgerüstet sind. Die Anlage besteht aus einem Lungenautomaten KP-19 und einem Vorratsbehälter KB-1. Sie entspricht im vollen Umfang der im Pkt. 4.1.16. beschriebenen transportablen Anlage (mit Ausnahme des Behälters). Die Notsauerstoffausrüstung ist in den betreffenden Flugzeugen in der Dunkelkammerablage installiert.

4.1.18.2. Technische Daten und Einsatzbedingungen

- Behälterinhalt: KB - 1 = 1,7 l
- Arbeitsdruck : 0,5 - 3,0 MPa (5 bis 30 kp/cm²)
- Benutzungsdauer: 13 bis 16 min in 6000 m
25 bis 42 min in 4000 m
- Lufttemperatur : - 50°C bis + 50°C
- relative Luftfeuchte: max. 98 % bei + 20°C (+ 5°)
- Masse der Anlage: 11,5 kg

4.1.18.3. Inbetriebnahme

Inbetriebnahme erfolgt im Bedarfs- oder Notfall. Die Bedienung des Lungenautomaten ist analog der im Punkt 4.1.16.3. beschriebenen. Bei Notwendigkeit kann die Anlage aus der Halterung entnommen werden und am entsprechenden Ort in der Kabine benutzt werden.

4.1.19. Das Versorgungssystem der Luftbildausrüstung

4.1.19.1. Beschreibung

Die Luftbildkameras werden vom Bordelektronetz durch den Schalter "AFA-Arbeit" in der Gruppe "Spezialausrüstung" am oberen Paneel versorgt. Der danebenliegende Schalter "AFA-Überprüfung" ist zur Überprüfung der Funktionstüchtigkeit des Stromversorgungssystems am Boden bestimmt. Bei Ausfall des Triebwerkes im Fluge mit eingeschaltetem Schalter "AFA-Arbeit" wird die Stromversorgung der Luftbildkameras automatisch abgeschaltet, und die grünen Lampen am Paneel des Operators verlöschen. Dabei wird die Möglichkeit zum Schließen der Lukenklappen der vertikalen Luftbildkameras (Versorgung durch die Notschiene) gesichert. Durch den Operateur ist der Schalter der Klappen in die Stellung "Zu" zu stellen. Nach dem Schließen der Klappen leuchten am Paneel des Operators die roten Signallampen. Das nochmalige Öffnen der Klappen ist bei Einmotorenflug nicht möglich.

4.1.19.2. Betriebsbegrenzungen

(Siehe Pkt. 4.1.19.1.)

Der Schalter "AFA-Überprüfung" muß sich während des Flugverlaufes in der Stellung "Ausgeschaltet" befinden.

4.1.19.3. Inbetriebnahme

Arbeitsbedingungen (Etappen)	Notwendige Handlungen	
Vorflugkontrolle	Am oberen Paneel:	
	Akku I/II	einschalten
	AFA-Überprüfung	einschalten
	Antwort des Operators (über SPU) über die Funktionstüchtigkeit der Versorgung anfordern.	
	Beendigung der Überprüfung	
	Am oberen Paneel:	
	AFA-Überprüfung	ausschalten
Beim Flug vor dem Beginn der Luftbilddaufnahme	Am oberen Paneel:	
	AFA-Arbeit	einschalten
Nach Beendigung der Luftbilddaufnahme	Am oberen Paneel:	
	AFA-Arbeit	ausschalten

4.1.19.4. Defekte

Wird nach der Sammlung von Erfahrungen erarbeitet.

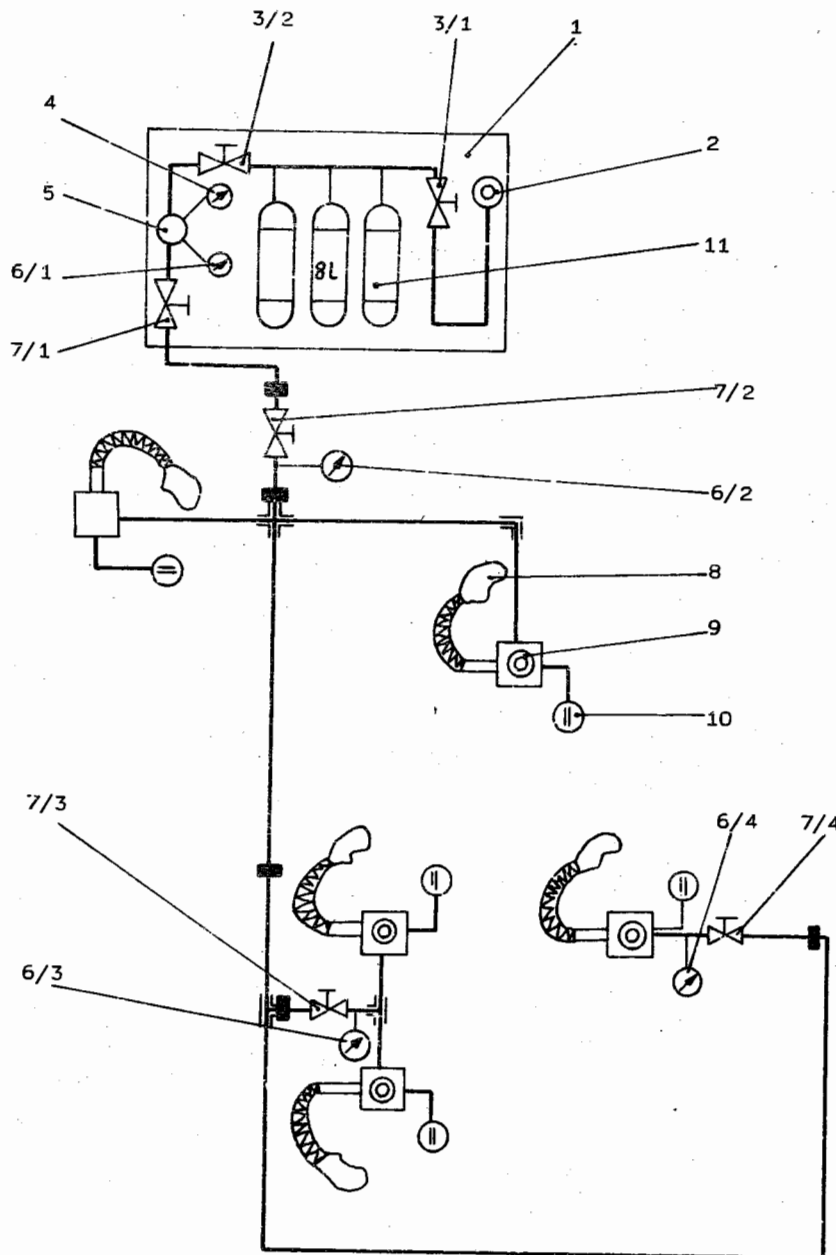


Abb. 4.1.17/1 Geräteplan

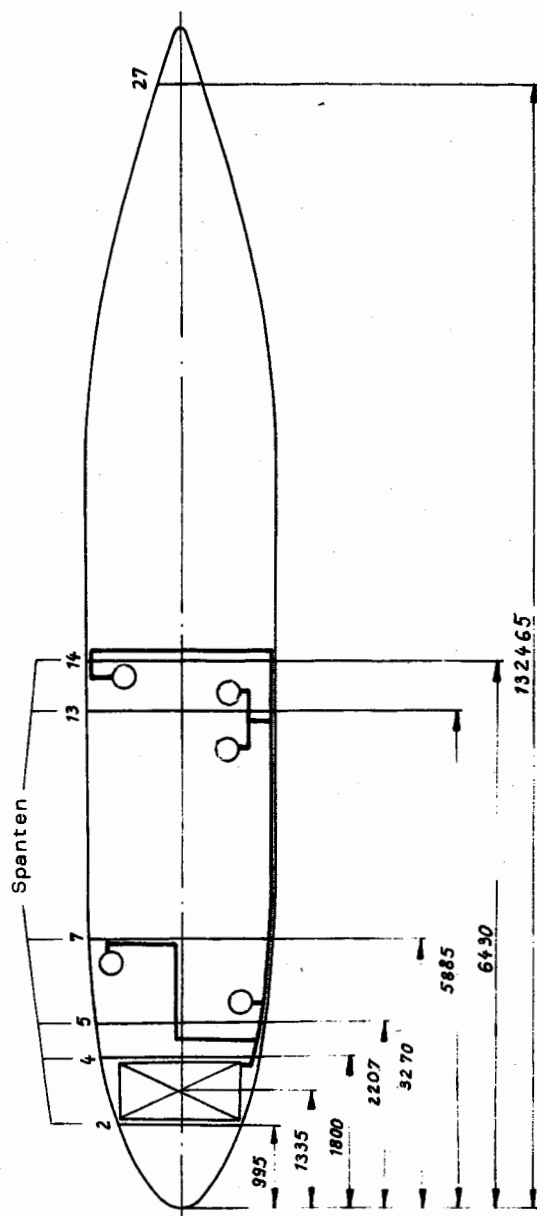


Abb. 4.1.17/2 Anordnung im Flugzeug

- 4.2. Flugbetrieb
- 4.2.1. Übernahmekontrolle - Kontrolle der technischen Bereitschaft durch die Besatzung
 - 4.2.1.1. Allgemeines
 - 4.2.1.2. Kontrollinhalte
- 4.2.2. Kontrollblätter
 - 4.2.2.1. Allgemeines
 - 4.2.2.2. Kontrollblatt des Kommandanten (LP)
 - 4.2.2.3. Kontrollblatt des 2. Flugzeugführers (RP)
- 4.2.3. Kontrollkarte
 - 4.2.3.1. Allgemeines
 - 4.2.3.2. Inhalt der Kontrollkarten
 - 4.2.3.3. Nachflugkontrolle durch die Besatzung
- 4.2.4. Rollen
 - 4.2.4.1. Allgemeines
 - 4.2.4.2. Durchführung des Rollens
 - 4.2.4.3. Manövrieren
 - 4.2.4.4. Rollen auf Rollbahnen mit niedrigen Reibungskoeffizienten
- 4.2.5. Start
 - 4.2.5.1. Allgemeines
 - 4.2.5.2. Normalstart
 - 4.2.5.3. Start mit Wassereinspritzung
 - 4.2.5.4. Start bei Seitenwind
 - 4.2.5.5. Start bei Rückenwind
 - 4.2.5.6. Start bei Matsch auf der SLB
 - 4.2.5.7. Start unter Vereisungsbedingungen
- 4.2.6. Steigflug
 - 4.2.6.1. Steigflug mit zwei arbeitenden Triebwerken
- 4.2.7. Reiseflug
 - 4.2.7.1. Allgemeines
 - 4.2.7.2. Kontrolle der Leistungsstufen
 - 4.2.7.3. Besonderheiten der Flugdurchführung bei Turbulenz
 - 4.2.7.4. Flug unter Vereisungsbedingungen
 - 4.2.7.5. Besonderheiten der Nutzung bei Luftbildaufnahmen
- 4.2.8. Sinkflug
 - 4.2.8.1. Allgemeines
 - 4.2.8.2. Sinkflugzustände
 - 4.2.8.3. Sinkfluggeschwindigkeiten
 - 4.2.8.4. Flug in der Wartezone
- 4.2.9. Landeanflug
 - 4.2.9.1. Allgemeines
 - 4.2.9.2. Steuertechnik
 - 4.2.9.3. Durchstarten
 - 4.2.9.4. Landeanflug unter Vereisungsbedingungen
 - 4.2.9.5. Landeanflug nach IFR
- 4.2.10. Landung
 - 4.2.10.1. Steuertechnik
 - 4.2.10.2. Landung bei Seitenwind
 - 4.2.10.3. Landung bei Rückenwind
 - 4.2.10.4. Landung unter Vereisungsbedingungen
 - 4.2.10.5. Landung bei Matsch und Schnee auf der SLB
 - 4.2.10.6. Landung mit nicht ausgefahrenen Landeklappen
- 4.2.11. Werkstatt- und Prüfflüge
 - 4.2.11.1. Inhalt und Anlaß von Flugprüfungen
 - 4.2.11.2. Protokoll eines Prüffluges
- 4.2.12. Anleitung zur Einstellung der Signalisation für die Abkippschwindigkeit
 - 4.2.12.1. Einstellung der Signalisation
 - 4.2.12.2. Kontrolle der Einstellung der Signalisation
- 4.2.13. Verzeichnis der zulässigen Defekte, mit welchen der Flug bis zum Heimatflugplatz durchgeführt werden kann
 - 4.2.13.1. Festlegungen zur Verwendung des Verzeichnisses
 - 4.2.13.2. Verzeichnis der Defekte
- 4.2.14. Überführung des Flugzeuges
 - 4.2.14.1. Überführung mit einem abgestellten Triebwerk
 - 4.2.14.2. Überführung mit ausgefahrenem Fahrwerk

4.2. Flugbetrieb

4.2.1. Übernahmekontrolle - Kontrolle der technischen Bereitschaft durch die Besatzung

4.2.1.1. Allgemeines

1. Die Übernahmekontrolle ist in der vorgeschriebenen Reihenfolge (Rundgang entsprechend Abb. 4.2.1/1) durchzuführen.
2. Bei einem kurzzeitigen Abstellen des Flugzeuges (bis 15 Minuten) werden die mit dem Zeichen o in der Kontrollliste aufgeführten Flugzeugteile nur kontrolliert, wenn es dazu während des vorangegangenen Fluges Beanstandungen gab.
3. Vor der Durchsicht ist zu kontrollieren, daß:
 - am Flugzeug Feuerlöschmittel vorhanden sind und unter den Rädern des Hauptfahrwerkes die Bremsklötze liegen,
 - alle Verschlußteile und Bezüge vom Flugzeug abgenommen sind,
 - im Winter die Oberflächen des Flugzeuges, die Luftschrauben, die Kabinenfenster, die Befestigungspunkte der Ruder, die Antennen und Staurohre frei von Eis, Schnee und Reif sind. Wurde während der Vorflugkontrolle Eis, Schnee und Reif vom Flugzeug entfernt, sind die Sauberkeit des Flugzeuges sowie der volle Ausschlag der Ruder, Trimmer und Landeklappen zu überprüfen.
 - im Winter bei Außenlufttemperaturen unter -20°C die Triebwerke vorgewärmt sind.

4.2.1.2. Kontrollinhalte

Nr. laut Abb. 4.2.1/1	Flugzeugteil	Kontrolle/Tätigkeit
1	<u>Rumpfvorderteil</u> . Scheinwerferverkleidung, -verglasung . Lukendeckel . stat. Druckgeber links, rechts . Kabinenverglasung . Belüftungseintrittsteil . fester Vereisungsanzeiger	Keine Beschädigungen Sicherer Verschluß Bohrungen frei unversehrt, sauber frei, keine Fremdkörper keine Beschädigungen
2	<u>Bugrad</u> . Landegestänge . Reifen . Stoßdämpfer	Keine Beschädigungen Luftdruck (nach Eindrücktiefe) keine Beschädigungen nicht voll eingedrückt
3	<u>Gesamtdruckgeber links</u> . Hülle des Gesamtdruckgebers . Eingangs- und Drainagebohrungen	abgenommen keine Verstopfungen
4	<u>Linkes Triebwerk</u> . Verkleidung . Luftschraubenblätter . Luftschraubennabe . Triebwerksdeckel . Lufteingangsteil . Kraftstoffprobe	sicherer Verschluß keine Beschädigungen kein Austritt von Schmierstoff abgenommen keine Fremdkörper kein Wasser
5	<u>Linkes Hauptfahrwerk</u> . Gestänge . Reifen . Kabel des Trägheitsgebers . LB-Visier Fotoluken	keine Beschädigungen Luftdruck (nach Eindrücktiefe) keine Beschädigungen keine Beschädigungen eingebaut, keine Beschädigungen

Nr. laut Abb. 4.2.1/1	Flugzeugteil	Kontrolle/Tätigkeit
6	<u>Linker Tragflügel</u> . Gummiteile des Enteisungssystems . Kompensations- und Landeinterzeptoren . Endkappe . Hinterkanten der Querruder und Landeklappen . Steuergestänge für Querruder und Landeklappen . Ruderschere . Deckel der KS-Einfüllöffnung	Keine Beschädigungen vollständiges Anliegen keine Beschädigungen keine Beschädigungen keine Beschädigungen abgenommen sicher verschlossen
7	<u>Leitwerk</u> . Gummiteile des Enteisungssystems . Hinterkanten der Ruder . Steuergestänge der Ruder . Ruderschere . Fotoluken für Schrägaufnahmen	keine Beschädigungen keine Beschädigungen keine Beschädigungen abgenommen
8	<u>Rechter Tragflügel</u>	wie linker Tragflügel
9	<u>Rechtes Hauptfahrwerk</u> Wasserpumpe Wassertank	wie linkes Hauptfahrwerk Einstellung der Förderstufe Betankungsmenge
10	<u>Rechtes Triebwerk</u>	wie linkes Triebwerk
11	<u>Notausgang</u>	verschlossen
12	<u>Gesamtdruckgeber rechts</u>	wie Gesamtdruckgeber links
13	<u>Flugzeug</u>	Keine Querneigung
14	<u>Passagierkabine</u> . Toilette . Läufer, Sitzbezüge, Anschnallgurt Schwimmwesten ¹⁾ Sauerstoffausrüstung ¹⁾ . Befestigung aller Ausrüstungsgegenstände und Fracht	Wasserfüllung des Behälters im Waschtisch unversehrt, sauber entsprechend der Anzahl der Passagiere einsatzbereit befestigt
15	<u>Cockpit</u> Fremdkörper Kabine Ausrüstung, Geräte Cockpitscheiben Umschalter dynamischer Druck Umschalter statischer Druck Notbeleuchtung Sauerstoffausrüstung ¹⁾	entfernt sauber unbeschädigt sauber, unbeschädigt Haupt geschlossen aus einsatzbereit

¹⁾ nur, wenn Mitnahme entsprechend der Vorschrift gefordert ist.

Nr. laut Abb. 4.2.1/1	Flugzeugteil	Kontrolle/Tätigkeit
--------------------------	--------------	---------------------

15	Cockpit	
	alle Plomben, besonders für Sonderleistung	unbeschädigt
	Startregulierungsanschlag	vordere Stellung, gesichert
	Notausstieg	verriegelt
	Berichtigungstabellen	vorhanden
	Höhenmesser	QFE eingestellt
	Borduhr	Zeit eingestellt
	Fahrwerkshebel	aus, gesichert
	Landeklappen	ein
	hydraulische Notsysteme	aus
	Standbremse	aus
	Schutzkappe Anlasser, Kaltdurch- drehen, Wassereinspritzung	geschlossen
	Ruderarretierung	eingesetzt
	alle Schalter	aus

Anmerkung: Die weitere Kontrolle der Einsatzbereitschaft des Cockpits hat entsprechend den Kontrollblättern des Kommandanten (LP) und des 2. Flugzeugführers (RP) sowie der Kontrollüberprüfungskarte laut den Abschnitten "Vor Anlassen der Triebwerke" und "Vor Rollbeginn" während der Inbetriebnahme zu erfolgen.

4.2.2. Kontrollblätter

4.2.2.1. Allgemeines

1. Die Kontrolldurchsicht besteht aus verbindlichen technologischen Operationen, die vom Kommandanten (LP) und dem 2. Flugzeugführer (RP) entsprechend ihrer Dienstpflichten auf dem jeweiligen Abschnitt der Flugetappe durchgeführt werden müssen.
2. Der Inhalt der Kontrolldurchsicht wird anhand eines Kontrollblattes für den Kommandanten (LP) und eines Kontrollblattes für den 2. Flugzeugführer (RP) angegeben.
3. Die Kontrolldurchsicht hat in der Reihenfolge, wie sie auf dem Kontrollblatt angeführt ist, zu erfolgen.

4.2.2.2. Kontrollblatt des Kommandanten (LP)

1. Vor Anlassen der Triebwerke

- | | |
|--|--------------|
| - Verteilung und Befestigung der Beladung | kontrolliert |
| - Flugzeugführersitz | eingestellt |
| - Anschnallgurte | angelegt |
| - Gängigkeit der Flugzeugsteuerung | kontrolliert |
| - geschlossene Stellung "Heizung" (unten) | kontrolliert |
| - Fahrwerk befindet sich in Stellung "Ausgefahren" und ist gesichert | prüfen |
| - richtige Anzeigen und Stellungen der Bedienelemente der Feuerlöschanlage, der Brandsignalisation, Funktion der Signaltafeln, Signalisation und Steuerung des Seitenrudertrimmers | kontrolliert |
| - Schreiben der Nulllinie "SARPP" | durchgeführt |

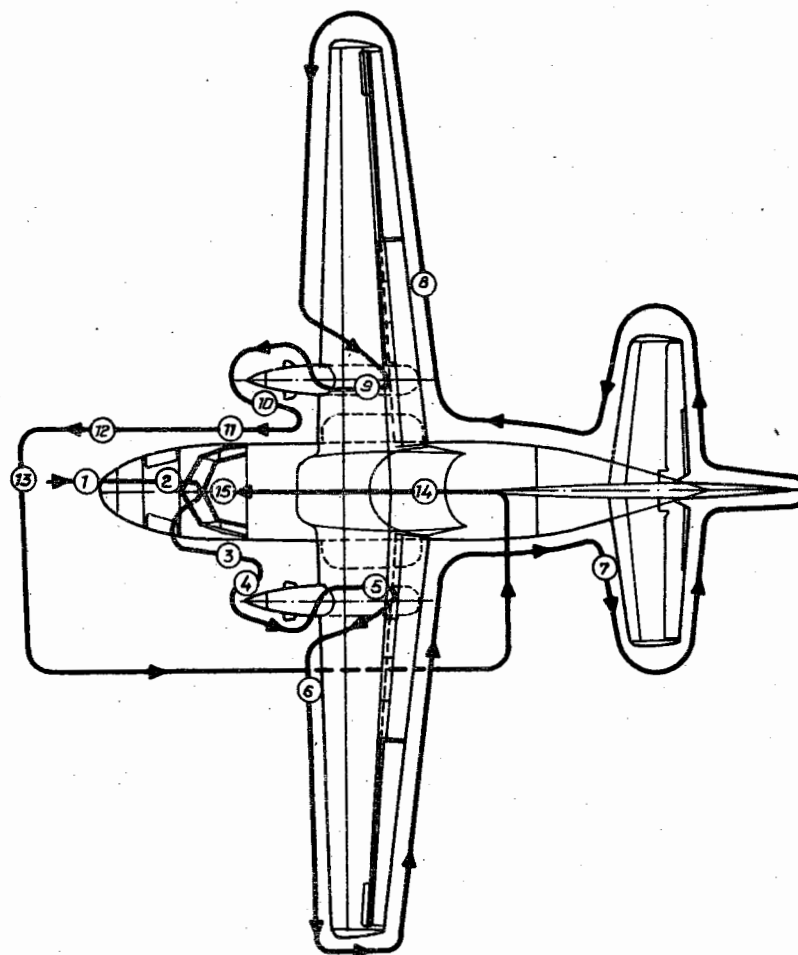


Abb. 4.2.1/1 Übernahmekontrollgang

2. Vor Rollbeginn

- Einstellen des Anschlages Startleistung
- Haupthorizont und Wendezeiger
- Funkhöhenmesser
- Stellung des Umschalters auf linken IKU-1A
- Anlage SP-50/ILS
- Druck im Bremsakku
- richtige Arbeit der Bremsen
- Lande- und Kompensationsinterzeptoren, automatische Segelstellung
- Bugradsteuerung (Handsteuerung)
- Höhentrimmer
- Neutralstellung Seitentrimmer und Quertrimmer
- Künstlicher Horizont links und Reserve
- Verlöschen der Signalisation "Kreiselgeber"
- Schubumkehrsperre
- Stromkreis der Interzeptorenbetätigung

eingestellt
 eingeschaltet
 kontrolliert
 kontrolliert
 eingeschaltet
 Betriebsart und Frequenz
 eingestellt
 kontrolliert
 kontrolliert
 Bereitschaft hergestellt
 kontrolliert
 eingestellt
 kontrolliert
 entblockiert
 kontrolliert
 entschert
 kontrolliert

Einmal zu Beginn des Flugtages

- | | |
|--|--------------|
| - Automatische Segelstellung | kontrolliert |
| - Begrenzungssystem "ZEBO" links, rechts | kontrolliert |

4.2.2.3. Kontrollblatt des 2. Flugzeugführers (RP)

1. Vor Anlassen der Triebwerke

- | | |
|---|---------------|
| - Türe geschlossen und verriegelt | kontrolliert |
| - Borddokumente komplett | kontrolliert |
| - Flugzeugführersitz | eingestellt |
| - Anschnallgurte | angelegt |
| - Spannung der Bordakkumulatoren | kontrolliert |
| - Blockierung der Umformer in der Stellung Automat | kontrolliert |
| - Akku und Umformer 36 Volt | eingeschaltet |
| - Alle Sicherungsschalter in der Gruppe "Automatische Sicherung", "SPU-I" und II, UKW-1 und MKR, Anlassen "ZEBO", KS-Pumpen und SARPP | eingeschaltet |
| - KS-Menge lt. KS-Mengenanzeige | kontrolliert |
| - Drosselhebel auf Leerlauf und Luftschraubenhebel in Segelstellung | kontrolliert |
| - Schubumkehrsperre | vorgelegt |
| - Stopphähne in geschlossener Stellung | kontrolliert |
| - Sicherung des Notausstiegs | entriegelt |
| - Standbremse | gebremst |
| - linke UKW-Station, SPU | eingeschaltet |
| | kontrolliert |
| - Lichtfilter der Signalisation in äußerster geöffneter Stellung | eingestellt |

Nach Befehl des Kommandanten zum Anlassen:

- | | |
|--------------------------------------|--------------------------|
| - Sicherungsschalter SPU I/II, UKW 1 | ausgeschaltet (—→ 0940) |
| - Sicherungsschalter SPU II, MKR | ausgeschaltet (1001 —→) |
| - Anlassen der Triebwerke | durchgeführt |

2. Vor Rollbeginn

- | | |
|--|--------------------------|
| - Außenbordstromquelle entfernt | kontrolliert |
| - Blockierung der Horizonte | kontrolliert |
| - Umformer 115 V, Reservehorizont, SPU I/II, UKW I/II, ARK I/II, SP-50, MKR, RW, GMK, Segelstellung/Kompensationsinterzeptoren, Majak, B3M, CO-70 analog nur SPU II/UKW II | eingeschaltet (—→ 0940) |
| - Kreiselkompaß | —→ 1001 |
| - Stellung des Umschalters auf rechten IKU-1A | kontrolliert |
| - Funkkompass | kontrolliert |
| - Frequenz ARK (Fernfunkfeuer und 1. Ansteuerungsfunkfeuer bzw. Nahfunkfeuer) | kontrolliert |
| - Hauptschalter der pneumatischen Enteisung "AUS" | eingestellt |
| - Eingangstür geschlossen | kontrolliert |
| - Begrenzungssystem "ZEBO" | abgeschaltet |
| - Signaltafel | eingeschaltet |
| - Horizont - rechts - | entblockiert |
| - Standbremse | gelöst |
| - Schubumkehrsperre | entsichert |

4.2.3. Kontrollkarte

4.2.3.1. Allgemeines

1. Die Kontrollkarte stellt ein Dokument dar, das durch zusätzliche Kontrolle der entscheidendsten Operationen, die die Bereitschaft der Besatzung für den nächsten Flugabschnitt bzw. die nächste Flugetappe bestimmen, zur Erhöhung der Flugsicherheit beiträgt.
2. Die Kontrollen nach der Kontrollkarte sind Pflicht.
3. Die Kontrollkarte gehört zur Flugzeugausrüstung. Flüge ohne diese Karte an Bord sind verboten.
4. Die Kontrolle nach der Kontrollkarte beginnt für den entsprechenden Flugabschnitt auf Kommando des Kommandanten. Der 2. Flugzeugführer liest die Punkte des Abschnittes laut vor.
5. Das Verlesen des Abschnittes beginnt:
 - a) "Vor dem Anlassen der Triebwerke"

unmittelbar nach der Durchführung der Handlungen entsprechend der Anleitung und Bereitschaftsmeldung der Besatzung zum Anlassen der Triebwerke
 - b) "Vor dem Rollen"

unmittelbar nach dem Anlassen der Triebwerke
 - c) "Beim Rollen"

beim Geradeausrollen, wenn keine Hindernisse vorhanden sind, die erhöhte Aufmerksamkeit erfordern
 - d) "An der Vorstartlinie", "In der Halteposition"

vor Einholen der Erlaubnis zum Rollen zur Startlinie
 - e) "An der Startlinie"

vor Einholen der Starterlaubnis
 - f) "Nach dem Start"

nach Passieren der Übergangshöhe
 - g) "Vor dem Sinkflug aus der Staffelungshöhe"

vor dem Einholen der Erlaubnis zum Sinken
 - h) "Nach Übergang auf Platzdruck"

nach Erhalt der Angaben zum Sinken nach dem Platzdruck (beim Fliegen der Platzrunde und beim wiederholten Landeanflug/nach dem Übergang in die zweite Runde/nach dem Ausleiten der zweiten Kurve)
 - i) "Vor der dritten Kurve"

entweder auf einer Entfernung von 15 km oder zu Beginn der 3. Kurve muß dieser Abschnitt vorgelesen sein
 - j) "Vor Einflug in den Gleitweg"

unmittelbar nach Ausleiten der 4. Kurve oder beim Landeanflug "Aus der Geraden" vor dem Übergang in den Gleitweg auf einer Entfernung nicht unter 3 km.

Anmerkung: In den einzelnen Spalten der Kontrollkarten sind abgekürzt die für die Überprüfung des jeweiligen Punktes Verantwortlichen aufgeführt.

4.2.3.2. Inhalt der Kontrollkarten

Gegenstand der Kontrolle	Meldeform	wer meldet
1. Vor Anlassen der Triebwerke		
1. Überprüfung linkes Kontrollpult	durchgeführt	1. FF
2. SA "Umformer", "Anlassen", "ZEBO", "KS-Pumpen"	eingeschaltet	2. FF
3. Drosselhebel, Schubumkehrsperre	Leerlauf, vorgelegt	2. FF
4. Luftschraubenverstellhebel	Segelstellung	2. FF
5. Stopphähne, Sicherung	geschlossen, entsichert	2. FF
6. Brandhähne	geöffnet	2. FF
7. TW-Geräte	kontrolliert	2. FF
8. Standbremse	eingeschaltet	2. FF
9. SARPP	eingeschaltet	2. FF
10. Schreiber des Höhenruderausschlages	durchgeführt	1. FF
11. elektr. Sicherung	eingebaut	2. FF
12. SA SPU I (II), UKW I, (MKR)	ausgeschaltet	1. FF
13. Majak	eingeschaltet	1. FF
() 11. Serie: nur diese SA ausschalten		

Gegenstand der Kontrolle	Meldeform	wer meldet
2. Vor Rollbeginn		
1. Transponder	in-Bereitschaft	2. FF
2. Funkhöhenmesser	ein, kontrolliert	1. FF
3. SP-50/ILS	eingeschaltet Betriebsart ... Frequenz ... eingestellt	1. FF
4. Radiokompasse	eingeschaltet ARK-1: Fernfunkfeuer ARK-2: Nahfunkfeuer oder erstes Ansteuerungs- funkfeuer	2. FF
5. Kurssystem	Übereinstimmung Haupt- und Reserve- Kreiselaggregat	2. FF
6. Lande- und Kompensationsinterzeptoren autom. Segelstellung	Bereitschaftsstellung hergestellt, LI überprüft	2. FF
7. Höhentrimmer		1. FF
8. Seiten- und Quertrimmer	neutral	1. FF
9. Pneumatisches Enteisungssystem	Ausschalter ausgeschaltet	2. FF
10. Kraftstoffpumpen	eingeschaltet	2. FF
11. Kraftstoffdruck	normal	2. FF
12. Kraftstoffringverbindung	leuchtet nicht	2. FF
13. Kraftstoffmenge	links kg rechts kg	2. FF
14. Eisabscheider	eingefahren	2. FF
15. Drehender Vereisungsanzeiger	einschalten	2. FF
16. Außenbordstromquelle	getrennt	2. FF
17. Eingangstür	geschlossen	2. FF
18. Drosselhebelanschlag für Startleistung	eingestellt	2. FF
19. Begrenzungssystem "ZEBO"	abgeschaltet	2. FF
20. Druck im Bremsakku	kontrolliert	1. FF
21. Bugradsteuerung	auf "Hand"	2. FF
22. Signaltafel	eingeschaltet	2. FF
23. Horizonte	linker und Reserve entblockiert rechts: entblockiert	1. FF 2. FF
24. Schubumkehrsperre	entsichert	2. FF
25. Standbremse	entbremst	2. FF
26. Majak	eingeschaltet	
3. Beim Rollen		
1. Bremse	überprüft	1. FF
2. Umkehrschub	überprüft	2. FF
3. Wendezeiger	überprüft	2. FF
4. An der Vorstartlinie/Halteposition		
1. Borduhr	abgestimmt Zeit	2. FF 1. FF
2. Triebwerksparameter	in der Norm	2. FF
3. Landeklappen	15°	2. FF
4. Heizung	geschlossen	1. FF

Gegenstand der Kontrolle	Meldeform	wer meldet
5. An der Startlinie		
1. Bugradsteuerung	auf "Fußsteuerung"	2. FF
2. Automatische Radentbremsung	eingeschaltet	2. FF
3. Horizonte	links und Reserve kontrolliert	1. FF
	rechts kontrolliert	2. FF
4. Anzeigegeräte	überprüft	2. FF
5. Kurssystem	MK-Start links und rechts	2. FF
6. Staurohrheizung	eingeschaltet	2. FF
7. Scheinwerfer	eingeschaltet	2. FF
8. Transponder	einschalten	2. FF
6. Nach dem Start		
1. Fahrwerk	eingefahren	2. FF
2. Landeklappen	eingefahren	2. FF
3. Nennleistung (Dauerleistung)	eingestellt	2. FF
4. Schubumkehrsperre	vorgelegt	2. FF
5. Begrenzungssystem "ZEBO"	eingeschaltet	2. FF
6. Anschlag "Startleistung"	äußere vordere Stellung	2. FF
7. Signaltafel für Kabine	ausgeschaltet	2. FF
8. Lande- und Kompensationsinterzeptoren	außer Bereitschaft	2. FF
9. Landescheinwerfer	ausgeschaltet	2. FF
10. Höhenmesser auf STD	eingestellt	1. FF 2. FF
7. Vor dem Sinkflug aus der Staffelungshöhe		
1. Anflugschema	Kenntnisse vorhanden	2. FF
2. Landeanflugdaten	Anflug Fernfunkfeuer: m ...	2. FF
	Nahfunkfeuer: m ...	2. FF
3. Signaltafel	eingeschaltet	2. FF
4. Interzeptoren, autom. Segelstellung (Lande- und Kompensationsinterzeptoren)	Bereitschaft hergestellt	2. FF
5. SP-50/ILS	Betriebsart Frequenz eingestellt	1. FF (LP)
6. Bugradsteuerung	"Fußsteuerung" ein	2. FF
7. Automatische Radentbremsung	eingeschaltet	2. FF
8. Nach Übergang auf Platzdruck (TL)		
1. Höhenmesser	eingestellt auf Druck Höhe	1. FF 2. FF
2. Funkhöhenmesser	eingestellt auf Platzrunde	1. FF
3. Radiokompasse	abgestimmt	2. FF
4. Anschlag "Startleistung"	eingestellt auf Temperatur und Druck des Platzes	2. FF
9. Vor 3. Kurve (nach Ausfahren Fahrwerk)		
1. Begrenzungssystem "ZEBO"	ausgeschaltet	2. FF
2. Lande- und Kompensationsinterzeptoren	Bereitschaftslage kontrolliert	2. FF
3. Fahrwerke	ausgefahren	2. FF
4. Druck im Bremsakku		2. FF
5. Linke Hauptbremse		1. FF
Rechte Hauptbremse		1. FF

Gegenstand der Kontrolle	Meldeform	wer meldet
10. Vor Einflug in den Gleitweg		
1. Funkhöhenmesser	Entscheidungshöhe eingestellt	1. FF (LP)
2. Landeklappen	15°	2. FF
3. Luftschraubenhebel (200 m)	kleine Steigung	2. FF
4. Scheinwerfer	eingeschaltet	2. FF
11. Über SLB-Schwelle		
Nach Einnahme DH-Leerlauf Schubumkehrsperre	entsichert	2. FF

4.2.3.3. Nachflugkontrolle durch die Besatzung

Nach dem Rollen zum Standplatz, dem Abstellen und Anbringen der Sicherungen ist eine äußere Sichtprüfung des Flugzeuges vorzunehmen.

- Der 2. FF kontrolliert die Zelle des Flugzeuges, die Luftschrauben, die Antennen vom Boden aus und überzeugt sich, daß keine äußeren Beschädigungen vorhanden sind.
- Der Kommandant kontrolliert das Fahrwerk auf äußere Beschädigungen und nimmt die Meldung des 2. FF über das Resultat seines Rundganges entgegen.

4.2.4. Rollen

4.2.4.1. Allgemeines

- Das Rollen unter Verwendung der Bugradsteuerung kann nur vom linken Flugzeugführersitz erfolgen.
- Vor Rollbeginn sind folgende Tätigkeiten auszuführen:
 - entsprechend dem Kontrollblatt (siehe 4.2.2.)
 - entsprechend der Kontrollkarte (siehe 4.2.3.).

4.2.4.2. Durchführung des Rollens

- Der Umschalter BUGRADSTEUERUNG ist auf HAND umzustellen. Dabei muß das Leuchtfeld HAND-STEUERUNG auf der Signaltafel brennen.
- Mit dem Beginn der Bewegung des Flugzeuges ist die Funktion der Bremsen vom linken und rechten Sitz zu überprüfen.
Bei Funktionsstörung der Bremsen sind die Triebwerke sofort abzustellen. Mit Hilfe der einsatzbereiten Bremse (erkennbar am Manometer) ist zu bremsen und die Ursache des Fehlers zu klären.
Achtung! Ein Start mit defekten Bremsen ist verboten.
- Zur Verbesserung der Rundsicht können beim Rollen ein oder beide Schiebefenster des Cockpits geöffnet werden.
Der zweite Flugzeugführer (RP) beobachtet die Hindernisfreiheit des vorderen und rechten Sektors, der Kommandant (LP) den linken Sektor der Rollzone.
- Vor dem Rollen in die Startposition ist das Bugrad längs der Start- und Landebahn zu stellen, und der Umschalter BUGRADSTEUERUNG ist auf "FUSSTEUERUNG" umzuschalten, dabei muß das Leuchtfeld "FUSSTEUERUNG" auf der Signaltafel leuchten.

Anmerkung: Bei Nichtleuchten des Leuchtfeldes wird das Seitenruder nach rechts und links ausgelenkt. Nach dem Leuchten des Leuchtfeldes sind die Pedalen in die Neutralstellung zu bringen und eine kleine Strecke weiterzurollen, um sich davon zu überzeugen, daß das Bugrad des Flugzeuges gerade steht (ohne Winkel zur Längsachse der SLB).

4.2.4.3. Manövrieren

Für die Drehung um 180° mit Anwendung der Radbremsen bei eingeschalteter Handsteuerung des Bugrades ist ein freier Raum von mindestens 27 m Breite erforderlich.

4.2.4.4. Rollen auf Rollbahnen mit niedrigen Reibungskoeffizienten

Das Rollen erfolgt mit eingeschaltetem Notsteuerkreis der Triebwerke folgendermaßen:

- | | |
|---|-----------------|
| 1. Luftschraubenverstellhebel beider
Luftschrauben | kleine Steigung |
| 2. Triebwerksleistungshebel beider Triebwerke | Leerlauf |
| 3. Sicherungsautomat "Isolierventil" beider
Triebwerke | eingeschaltet |

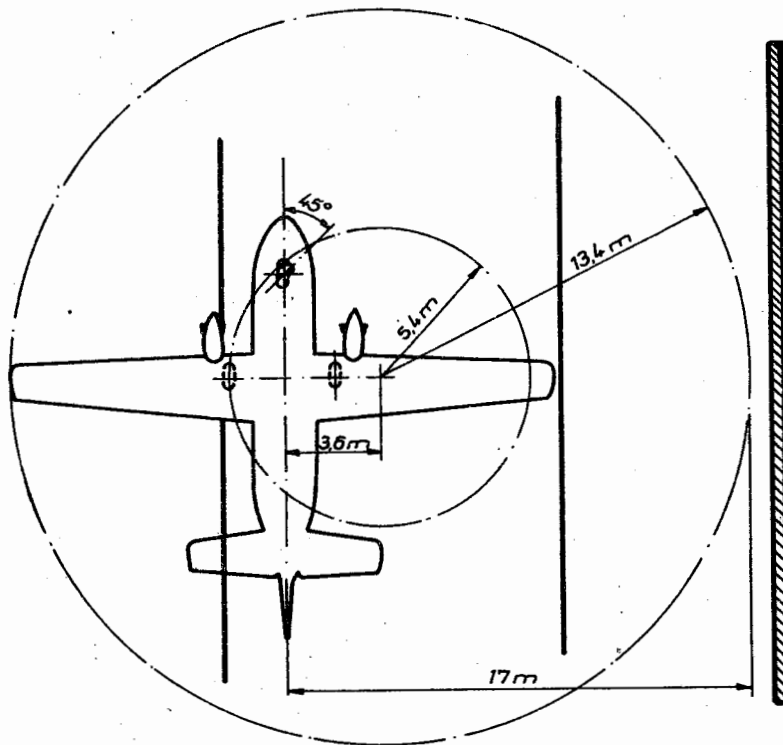


Abb. 4.2.4/1 Schema der Bewegung der Hauptpunkte des Flugzeuges bei einer Kurve mit minimalem Radius

4. Hebel der Stopphöhe beider Triebwerke einstellen auf eine Drehzahl des Gaserzeugers von 62 bis 63 %
- Achtung!** Die Einstellung dieser Drehzahl muß sofort nach Einschalten des Sicherungsautomaten "Isolierventil" erfolgen.
Der Betrieb der Triebwerke mit einer Drehzahl des Gaserzeugers unter 60 % ist unzulässig!
5. Triebwerksbedienhebel beider Triebwerke vom Anschlag "Leerlauf" lösen und im β -Bereich den erforderlichen Schub einstellen
- Anmerkung:** Wenn es erforderlich ist, die Triebwerksleistung kurzzeitig zu erhöhen, dann verbleibt der Triebwerksleistungshebel in Leerlaufstellung, und durch unverzügliche Verschiebung der Betätigungshebel der Stopphähne nach vorn wird die erforderliche Leistung eingestellt.
Danach ist die Drehzahl des Gaserzeugers auf 62 bis 63 % zurückzunehmen.
- Nach dem Rollen auf der SLB
6. Triebwerksleistungshebel beider Triebwerke Leerlauf
7. Sicherungsautomat "Isolierventil" beider Triebwerke abschalten
(Kontrolle anhand Verlöschen der Signalisationen "Isolierventil" an der Signalisationstafel)
8. Betätigungshebel der Abstellventile beider Triebwerke öffnen
(am Zwischenanschlag)

Die Anwendung dieser Rollmethode erfolgt nach Einschätzung des Kommandanten.

4.2.5. Start

4.2.5.1. Allgemeines

1. Vor dem Start sind alle Tätigkeiten auszuführen, die in den Abschnitten der Kontrollkarten vorgesehen sind:
 - a) in der Halteposition
 - b) vor dem Start.
2. Zur Gewährleistung der erforderlichen Startleistung der Triebwerke und dem festgelegten Steigfluggradienten bei einer Lufttemperatur über +21 °C (über +23 °C ab 1013 $\rightarrow$) kann das im Flugzeug installierte Wassereinspritzsystem benutzt werden. Die Wahl der Förderstufe für die Wassereinspritzung erfolgt in Abhängigkeit von Lufttemperatur und Luftdruck auf dem Flugplatz entsprechend der Abb. 4.1.5/1.
3. Der Start ist mit geschlossener Heizung und eingefahrenen Eisabscheidern, d. h. ohne Luftentnahme aus den Triebwerksverdichtern durchzuführen.

Anmerkung: Detaillierte Angaben zur Luftentnahme beim Start sind im Punkt 2.9.2. gegeben.

4.2.5.2. Normalstart

Nach Erhalt der Starterlaubnis gibt der Kommandant den Befehl:

"WIR STARTEN, UHREN BETÄTIGEN"

und betätigt selbst seine Uhr.

Danach sind folgende Tätigkeiten durchzuführen:

1. Bei angebremsen Fahrwerksrädern wird durch langsames Verschieben der Drosselhebel die Leistung der Triebwerke so weit gesteigert, daß das Flugzeug bei dem jeweiligen Zustand der Start- und Landebahn gefahrlos im Stand gehalten werden kann.
2. Der zweite Flugzeugführer meldet "PARAMETER DER TRIEBWERKE IN DER NORM".
3. Die Bremsen sind zu lösen, und die TW-Leistung ist auf Startleistung zu erhöhen. Der zweite Flugzeugführer hat die Einhaltung der zulässigen Parameter für die Startleistung zu gewährleisten. Das Flugzeug wird bis IAS=145 km/h (bzw. 150 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg) auf drei Punkten gehalten.

Anmerkung: Auf einem unbefestigten Flugplatz kann durch mäßiges Anziehen der Steuersäule eine Entlastung des Bugfahrwerkes und damit eine Minderung der Stöße erreicht werden.

4. Bei einer Geschwindigkeit von IAS=145 km/h bzw. 150 km/h für die Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg wird durch Heben des Bugrades um einen Längsneigungswinkel von höchstens 10° das Flugzeug vom Boden abgehoben.
5. Nach dem Abheben wird eine Bremsung der Räder vorgenommen und in einer Höhe von 3 bis 5 m das Fahrwerk eingefahren.
6. Der Steigflug beginnt bei einer Geschwindigkeit von mindestens IAS=170 km/h bzw. 175 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg.
7. In einer Höhe von mindestens 120 m über der Flugplatzhöhe werden die Landeklappen eingefahren, die Fluggeschwindigkeit wird auf IAS= 220 km/h bzw. 225 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg erhöht.
8. Der zweite Pilot hat während des Starts auf die Betriebsparameter der Triebwerke, die Fluggeschwindigkeit und -höhe sowie auf die Lage des Flugzeuges zu achten und warnt unverzüglich den Kommandanten bei Abweichungen vom festgelegten Flugzustand.
9. Mit Erreichen einer Höhe von 400 m über der Flugplatzhöhe wird die Leistungsstufe der Triebwerke auf maximale Reiseleistung verringert.

Achtung! Die Verringerung der Leistungsstufe der Triebwerke beginnt mit einer Verringerung des Drehmomentes auf höchstens 90 %. Danach wird die Drehzahl der Luftschaube auf 1900 min⁻¹ eingestellt.

10. Der zweite Flugzeugführer meldet: "PARAMETER DER TRIEBWERKE IN DER NORM".
11. Das Begrenzungssystem (ZEBO) wird links und rechts bei Flughöhen über 400 m eingeschaltet, bei Flughöhen unter 400 m bleibt es ausgeschaltet.
12. Bei Nutzung des verstellbaren Anschlages für die Startleistung ist dieser in die vordere Endstellung zu bringen.
13. Das System der Kompensationsinterzeptoren und Landeinterzeptoren wird aus der Bereitschaft genommen.
14. Bei Bedarf wird das Heizungssystem der Kabine geöffnet und eingestellt. Es ist zu kontrollieren, daß die Temperatur zwischen den Turbinen 690 °C nicht übersteigt.
15. Der Sicherungsschalter Leuchtfeld wird ausgeschaltet.

4.2.5.3. Start mit Wassereinspritzung

Anmerkung: Detaillierte Angaben zur Vorbereitung des Flugzeuges auf einen Start mit Wassereinspritzung und zur Bedienung des Wassereinspritzsystems siehe Punkt 4.1.5.

Nach Erhalt der Starterlaubnis gibt der Kommandant das Kommando: "WIR STARTEN, UHR BETÄTIGEN" und betätigt selbst seine Uhr. Danach ist folgendes erforderlich:

1. Bei gebremsten Rädern ist durch langsames Verstellen des Drosselhebels die Triebwerksleistung so zu erhöhen, daß das Flugzeug sicher mit den Bremsen (entsprechend dem jeweiligen SLB-Zustand) gehalten werden kann.
2. Der zweite Flugzeugführer hat nach Erreichen von $M_p \geq 60\%$ die Klappe WASSEREINSPRITZUNG am vorderen Bedienpult zu öffnen und die Wassereinspritzung einzuschalten. Die Klappe über den Knöpfen zum Einschalten und Ausschalten der Wassereinspritzung ist für den Fall eines Triebwerksausfalls und notwendigen schnellen Ausschaltens der Wassereinspritzung offen zu lassen.
3. Nach Aufleuchten des Leuchtfeldes "WASSEREINSPRITZUNG" ist zu melden: "PARAMETER DER TRIEBWERKE IN DER NORM; WASSEREINSPRITZUNG EINGESCHALTET"

Anmerkung: Die normale Arbeit dieses Systems wird durch konstantes Leuchten des Leuchtfeldes der WASSEREINSPRITZUNG und durch Absinken der t_4 um 20 bis 30 °C im Moment des Einschaltens charakterisiert.

4. Die Steuertechnik beim Start mit Wassereinspritzung unterscheidet sich nicht von der eines normalen Starts (s. 4.2.5.2. Punkte 3. bis 8.).
5. Mit Erreichen von 400 m Höhe über dem Geländerelev ist das restliche Wasser aus dem System abzulassen.
6. Triebwerksleistung auf Nennleistung verringern.

4.2.5.4. Start bei Seitenwind

1. Die höchstzulässige Seitenwindkomponente beim Start auf trockener, feuchter und nasser Start- und Landebahn ist im Abschnitt 2.6.1. angegeben.
2. Das Halten der Richtung beim Anrollen erfolgt durch Ausschlag der Pedalen und bei Bedarf zu Beginn des Anrollens mit den Bremsen.
3. In der zweiten Hälfte des Anrollens kann das Querruder bis 50 % des Ausschlagwinkels gegen die Windrichtung zur Verhinderung von Schräglage und Abdrift ausgeschlagen werden.
4. Wenn der Seitenwind dem max. zulässigen Wert nahekommt, ist das Anrollen mit vollständig angedrückter Steuersäule durchzuführen, bis die Anhebegeschwindigkeit für das Bugrad erreicht ist.
5. Die Flugrichtung ist nach dem Abheben des Flugzeuges und beim Steigen mittels Vorhaltewinkel einzuhalten.

4.2.5.5. Start bei Rückenwind

Die Steuertechnik des Starts mit Rückenwind erfordert keine Abweichungen von der Steuertechnik entsprechend einem normalen Start. Es ist jedoch unbedingt zu beachten, daß der Start mit Rückenwind die erforderliche Startstrecke vergrößert.

4.2.5.6. Start bei Matsch und Schnee auf der SLB

Achtung! Vor einem Start bei Matsch und Schnee ist zu überprüfen, daß die automatische Radentbremsung eingeschaltet ist.

1. Matsch und Schnee auf der Start- und Landebahn erhöhen den Rollwiderstand der Räder beim Anrollen wesentlich. Es kann bei einer Geschwindigkeit ab IAS = 100 km/h durch mäßiges Ziehen der Steuersäule das Bugrad zur Verringerung des Rollwiderstandes entlastet werden. Beim Start mit Seitenwind ist das Bugrad durch Drücken der Steuersäule zu belasten.
2. Nach dem Abheben ist zu überprüfen, daß eine IAS = 170 km/h bzw. 175 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg vor Beginn des Steigfluges erreicht wurde.

4.2.5.7. Start unter Vereisungsbedingungen

1. Der Start mit vereistem, bereiftem oder mit Schnee bedecktem Flugzeug ist verboten!
2. Bei Lufttemperaturen niedriger als +5 °C, bei Bewölkung, Nebel oder Schneefall, Regen oder Niesel sind in der Reihenfolge einzuschalten:
 - Enteisungssystem der Frontscheiben beim Rollen;
 - Enteisungssystem des Lufteintritts der Triebwerke sowie der Zellenenteisung beim Steigflug nach Veränderung der Leistungsstufe der Triebwerke auf Nennleistung;
 - Enteisungssystem LS nach Erleuchten "Vereisung".

Achtung! Das Enteisungssystem der Frontscheiben ist bei Bedarf unter Berücksichtigung des Vorrates der Enteisungsflüssigkeit für 20 bis 25 Minuten einzuschalten. Das Enteisungssystem der Zelle arbeitet bei einer Eisdicke von 8 mm am intensivsten.

4.2.6. Steigflug

4.2.6.1. Steigflug mit zwei arbeitenden Triebwerken

Mit Erreichen der festgelegten Höhe nach dem Start erfolgt der Steigflug mit einer minimalen Geschwindigkeit von IAS = 220 km/h bei zwei arbeitenden TW
IAS = 225 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg.

Der Steigflug kann mit Nennleistung oder einer geringeren Leistungsstufe durchgeführt werden. Für die Ermittlung der Steigfluggeschwindigkeit bei einer Steiggeschwindigkeit von 3 m/s und Nennleistung der Triebwerke ist die Abbildung 5.6.1/1 zu nutzen.

Zur Ermittlung der Steiggeschwindigkeit mit minimal zulässiger Steigfluggeschwindigkeit bei Nennleistung der Triebwerke dient die Abbildung 5.6.1/2.

4.2.7. Reiseflug

4.2.7.1. Allgemeines

1. Der Reiseflug kann mit Nennleistung der Triebwerke durchgeführt werden. Die Parameter sind entsprechend Punkt 4.1.2.1. einzuhalten.
2. Es wird empfohlen, die Drehzahl der Turboverdichter mindestens 1 bis 2 % unter der Nennleistung einzustellen (siehe Abb. 4.2.7/1). Das Drehmoment von 90 % soll dabei nicht überschritten werden. Diese Maßnahmen führen zu einer Senkung des Kraftstoffverbrauches.
3. Für den wirtschaftlichen Reiseflug wird die Leistungsstufe 0,8 Nennleistung empfohlen (siehe Pkt. 4.1.2.1.1.).

4.2.7.2. Kontrolle der Leistungsstufen bei Reiseflug

1. Die Kontrolle über die Einhaltung der gewählten Leistungsstufen ist vom zweiten Flugzeugführer auszuführen.
2. Die Kontrolle der Leistungsstufen erfolgt anhand der Drehzahl der Turboverdichter. Es ist keine Überschreitung der anderen Begrenzungen für die Arbeit der Triebwerke zuzulassen.
3. Hinweise zur Anwendung der Leistungsstufen für den Horizontalflug siehe Abb. 4.2.7/1.

Anmerkung: Bei Lastvielfachen von 0 (kein Schmierstoffdruck vor dem Triebwerk) ist eine kurzfristige Änderung der Drehzahl der Luftschraube im Bereich + 50 min möglich
(1013 → -150).

4.2.7.3. Besonderheiten der Flugdurchführung bei Turbulenz

Beim Einflug in eine Zone starker Turbulenz ist die Fluggeschwindigkeit auf IAS = 250 km/h zu verringern. Der Sicherungsschalter Leuchttafel ist einzuschalten.

4.2.7.4. Flug unter Vereisungsbedingungen

Die Besatzung hat das Enteisungssystem lt. Abschnitt 4.1.14. einzuschalten.

Achtung! Die Besatzung ist verpflichtet, dem Flugsicherungsdienst Meldung zu erstatten und alle möglichen Maßnahmen zum sofortigen Verlassen der Vereisungszone zu ergreifen:

- wenn das Flugzeug bei einer Lufttemperatur unter -15 °C in Vereisungsbedingungen gerät;
- bei Eisansatz am statischen Vereisungsanzeiger ab 1 mm/min und darüber;
- bei einem über 15 Minuten dauernden Aufenthalt in einer Zone schwacher oder mäßiger Vereisung;
- bei Ausfall des Enteisungssystem.

Anmerkung: Wenn das Flugzeug in eine Vereisungszone gerät und die Wirksamkeit des Enteisungssystems für die Frontscheiben nicht ausreicht, sind diese mit Warmluft zu enteisen. Dazu: Bedienhebel der Frontscheibenbeheizung in die erforderliche Stellung bringen, maximal zulässige Lufttemperatur im Heizkanal von 80 °C nicht überschreiten.

4.2.7.5. Besonderheiten der Nutzung bei Luftbildaufnahmen

Bei Luftbildaufnahmen bei eingeschaltetem Schalter АФА - РАБОТА an der АЗС-Tafel und mit auf 150° ausgefahrenen Landeklappen kann man die optische und akustische Signalisation "ВЫПУСКИ МАССИ" mit dem Knopf ПРЕКРАИ. СИГН. ВЫПУСТИ МАССИ am mittleren Bedienpult ausschalten. Bei allen anderen Bedingungen hat dieser Bedienknopf keinen Einfluß auf die normale Arbeit des Systems der Signalisation "ВЫПУСТИ МАССИ" (vgl. 4.1.1.4.1.2)

M 601 B

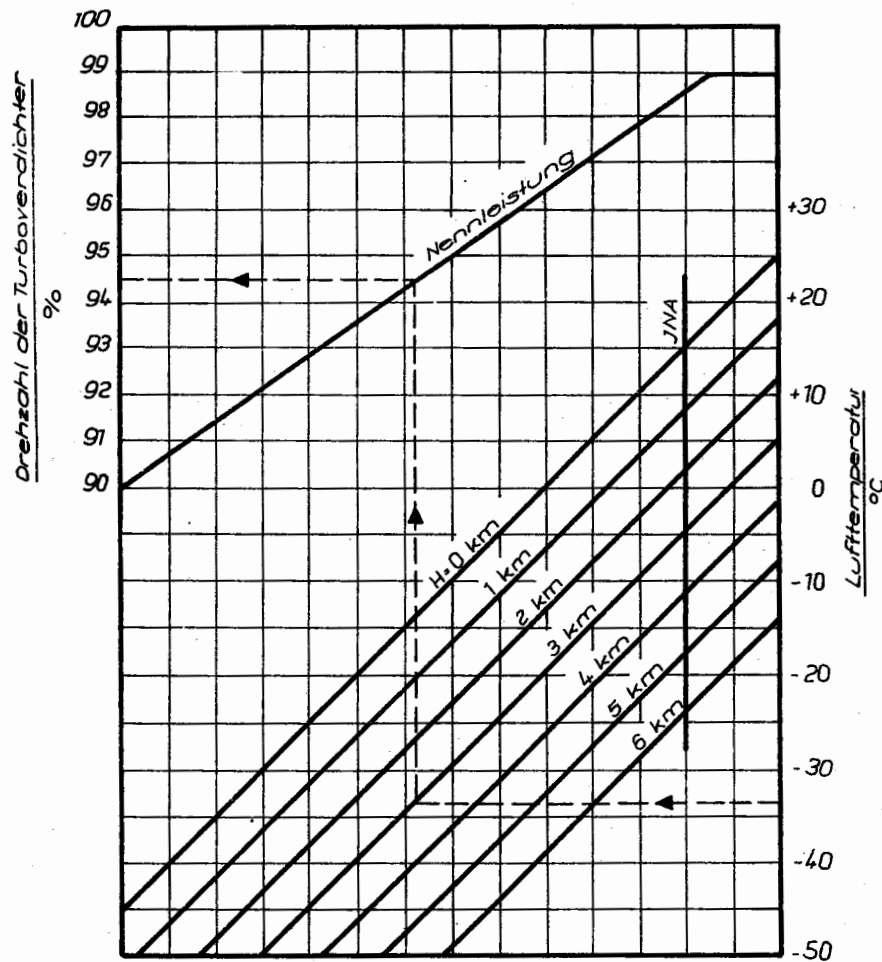


Abb. 4.2.7/1 Zulässige Nennleistungsdrehzahl der Turboverdichter in Abhängigkeit von der Temperatur und Flughöhe

Beispiel: Flughöhe 3000 m
Temperatur in der Flughöhe -33 °C

Antwort: 94,5 % Drehzahl der Turboverdichter

M 601 D

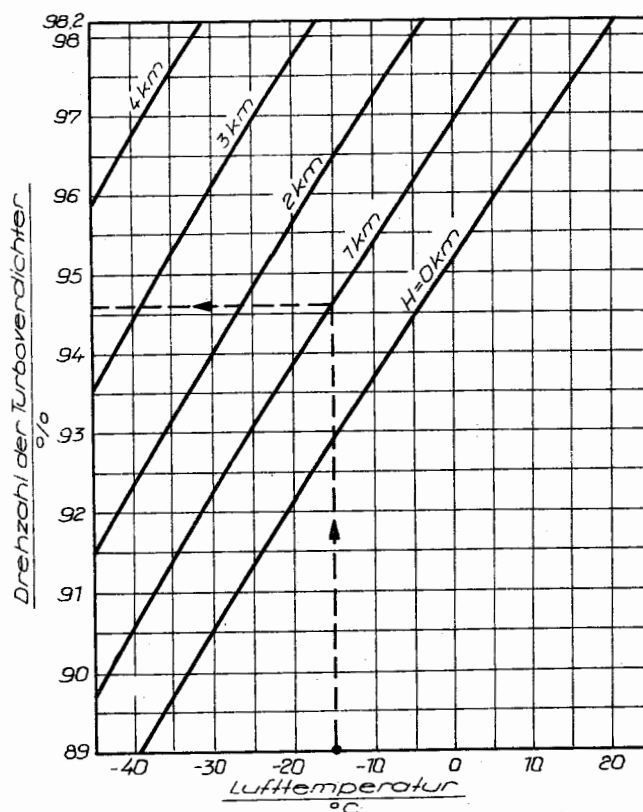


Abb. 4.2.7/1a Zulässige N_{TV} bei Nennleistung in Abhängigkeit von Temperatur und Flughöhe

Beispiel: Flughöhe 1000 m
Temperatur in der Flughöhe: -15°C

Antwort: $94,6\% \ n_{TV}$

4.2.8. Sinkflug

4.2.8.1. Allgemeines

1. Vor dem Sinkflug ist die Besatzung verpflichtet, die Landedaten entsprechend den tatsächlichen Wetterbedingungen am Landeflugplatz und den Zeitpunkt des Beginns des Sinkfluges zu bestimmen. Beim Sinkflug (mit Passagieren) darf eine Sinkgeschwindigkeit von 3 m/s nicht überschritten werden.
2. Vor dem Sinkflug müssen alle Tätigkeiten ausgeführt sein, die in der Kontrollkarte "Vor dem Sinkflug aus der Staffelungshöhe" vorgesehen sind.

4.2.8.2. Sinkflugzustände

1. Für den Sinkflug können die Leistungsstufen der Triebwerke von Nennleistung bis Leerlauf - Luft verwendet werden.
2. Beim Sinkflug auf der Strecke werden die Triebwerke so gedrosselt, daß bei der gewählten Sinkgeschwindigkeit die Sinkfluggeschwindigkeit IAS = 355 km/h nicht überschritten wird. In einer Turbulenzzone ist die Fluggeschwindigkeit auf IAS = 250 km/h zu verringern (vgl. 4.2.7.3.).

4.2.8.3. Sinkfluggeschwindigkeiten

1. Wenn die Situation ein schnelles Verringern der Flughöhe erfordert:
 - a) beide Triebwerke auf Leerlauf-Luft drosseln und gleichzeitig einen Längsneigungswinkel von -15° schaffen;
 - b) am Fahrtmesser überwachen, daß IAS = 355 km/h nicht überschritten wird;
 - c) beim Sinken des Flugzeuges nicht vollständig austrimmen (3 bis 5 kp Druckkraft zum leichteren Ausleiten aus dem Sinkflug belassen);
 - d) rechtzeitig mit dem Abfangen beginnen, damit keine zu großen n_y entstehen.

Achtung! Bei großen Fluggeschwindigkeiten sind für alle Ruder nur kleine Ausschläge zulässig.
2. Bei starker Turbulenz ist eine zu große Fluggeschwindigkeit gefährlich und zu vermeiden, da die Windböen große Lastvielfache hervorrufen. In diesem Falle ist die Fluggeschwindigkeit auf IAS = 250 km/h zu verringern und zum Vergrößern der Sinkgeschwindigkeit das Fahrwerk auszufahren.
3. Hinsichtlich Stabilität und Steuerbarkeit erfordern die genannten Manöver keine speziellen Anweisungen für die Steuertechnik.

4.2.8.4. Flug in der Wartezone

Der Flug in der Wartezone ist unabhängig von der Höhe mit IAS = 250 km/h ($M_D = 40$ bis 45 %) durchzuführen.

4.2.9. Landeanflug

4.2.9.1. Allgemeines

1. Es sind die allgemeinen Handlungen entsprechend FBH 3.3.4. durchzuführen.
2. Verstellbarer Anschlag der Startleistung entsprechend Temperatur und Druck des Landeflugplatzes einstellen - nur bei Nutzung des Anschlages.
3. Für den Landeanflug sind die Triebwerksleistungsstufen von 0,8 der Nennleistung bis Leerlauf - Luft anzuwenden.

Achtung! 1. Die Beschleunigung des Triebwerkes innerhalb von 5 Sekunden ist bei $n_{TV} \geq 70\%$ (auf Hochgebirgsplätzen $n_{TV} \geq 75\%$).

2. Fällt ein Triebwerk bei einer Drosselstellung, die $n_{TV} < 89 \pm 1\%$ entspricht, aus, dann verstellt sich die Luftschraube nicht automatisch auf Segelstellung, auch wenn das System der automatischen Segelstellung eingeschaltet ist. Unter diesen Bedingungen ist die Luftschraube von Hand auf Segelstellung zu verstellen.

4.2.9.2. Steuertechnik

1. Mit Einflug in die Platzrunde bzw. in das Landesystem ist die Geschwindigkeit bis auf IAS = 250 km/h zu verringern.
Bei der Landung aus der Platzrunde ist das Fahrwerk nach der Traverse des Flugplatzes auszufahren. Erfolgt die Landung aus der Geraden, ist das Fahrwerk in einer Entfernung von 8 bis 14 km zur SLB-Schwelle auszufahren. Beim Landeanflug nach einem Landesystem ist das Fahrwerk nach dem Ausleiten auf Landekurs auszufahren.
Der zweite Flugzeugführer überprüft das richtige Ausfahren des Fahrwerkes anhand der 3 grünen Lampen der Fahrwerksignalisation sowie der mechanischen Anzeige des Bugfahrwerkes. An der mechanischen Anzeige des Bugfahrwerkes müssen zwei rote Streifen sichtbar sein.
Bei optischer und akustischer Signalisation eines nicht verriegelten, nicht oder nur teilweise ausgefahrenen Fahrwerkes sowie fehlerhafter Signalisation überprüft der zweite Flugzeugführer die mechanische Anzeige des Hauptfahrwerkes, an der 3 rote Streifen sichtbar sein müssen.
 2. Nach dem Ausfahren des Fahrwerkes beim Anflug zur Landung aus der Platzrunde und der Geraden ist zu überprüfen:
 - Einschalten der Fußsteuerung des Bugrades und automatischen Radentbremsung;
 - Sicherungsschalter "ZEBO links/rechts" ist ausgeschaltet; Aufleuchten beider Leuchtfelder.
 3. Nach der dritten Kurve (beim Anflug aus der Geraden in einer Entfernung von 7 bis 13 km) sind die Landeklappen auf 15° auszufahren, ohne die Fluggeschwindigkeit unter IAS = 180 km/h zu senken. Der zweite Flugzeugführer überprüft das richtige Ausfahren an der Landeklappensignalisation auf der mittleren Gerätafel.
 4. Nach Ausleiten der vierten Kurve ist die Flugrichtung entsprechend der SLB-Achse einzunehmen; nach Einnahme des Gleitweges sind die LS-Hebel auf kleine Steigung zu stellen.
Bis zu einer Höhe von 60 m ist die Anfluggeschwindigkeit von min. IAS = 180 km/h zu halten. In 60 m Höhe sind bei Entschluß zur Landung die Landeklappen auf 35° zu fahren.
- Anmerkung:**
1. Bei Standardgleitwinkel beträgt das Drehmoment 20 bis 30 % in Abhängigkeit von der Landemasse und der Gegenwindkomponente.
 2. Wenn es nicht möglich ist, die Landeklappen auf 35° auszufahren und außerdem bei Landeanflügen unter Bedingungen starker Turbulenz und bei Seitenwind nahe der Höchstgrenze kann mit Landeklappenstellung 15° gelandet werden.
Dabei wird die Anfluggeschwindigkeit nicht verändert. Die Verlängerung der nach Abbildung 5.10.1/1 bestimmten erforderlichen Landestrecke beträgt dabei ca. 58 %.
 3. Sofern es die Verkehrslage erfordert, kann der Landeanflug nach der 4. Kurve mit LK 15° und einer Anfluggeschwindigkeit ≥ 180 km/h bis zum Erreichen der Entscheidungshöhe bzw. Mindestsinkhöhe fortgesetzt werden.
5. In 25 bis 30 m Höhe ist die Triebwerksleistung auf 10 bis 12 % nach M_D zu verringern und die Sinkgeschwindigkeit beizubehalten. Dabei hat das Flugzeug in 9 m Höhe eine Geschwindigkeit von 150 km/h (IAS).

4.2.9.3. Durchstarten mit zwei arbeitenden Triebwerken

1. Erfolgt die Entscheidung zum Durchstarten bis zum Erreichen der Höhe von 60 m, so erfolgt der Übergang mit Landeklappenstellung 15°.
Der Anflug nach Ausfahren der Landeklappen auf 35° kann abgebrochen werden bis zu einer Höhe nicht unter 30 m.
 2. Die Beschleunigung der Triebwerke (vom Ausgangsregime bis 95 % der Startleistung) beträgt etwa 5 s. Das erfolgt durch gleichmäßiges Verstellen der Drosselhebel aus der Ausgangsstellung in die Stellung Startleistung innerhalb von 3 s.
Bei Notwendigkeit ist eine schnelle Verstellung der Drosselhebel innerhalb 1 s zulässig.
- Achtung!** Wenn beim Durchstarten die Kabinenheizung und die Heizung des Lufteingangsteils der Triebwerke eingeschaltet sind, ist zu verhindern, daß die zulässige t_4 überschritten wird.
3. Beim Durchstarten mit LK 15°
 - a) Nach Erreichen der Startleistung der Triebwerke Fahrwerk einfahren und das Flugzeug in den Steigflug überführen.
 - b) Es ist eine Steigfluggeschwindigkeit von IAS = 180 km/h zu halten.
 - c) Nach Erreichen einer Höhe von 120 m AAL werden die Landeklappen vollständig eingefahren und der weitere Steigflug erfolgt mit min IAS = 220 km/h
mit min IAS = 225 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg.

4. Beim Durchstarten mit LK 35°

- a) gleichzeitig mit Erhöhung der Triebwerksleistung das Flugzeug mit einer Geschwindigkeit von IAS = 150 km/h in den Steigflug überführen
- b) Fahrwerk einfahren
- c) nach Erreichen der Startleistung der Triebwerke werden bei einer Geschwindigkeit von IAS = 180 km/h die Landeklappen auf 15° gefahren
- d) beim Steigflug wird IAS = 180 km/h gehalten
- e) nach Erreichen einer Höhe von 120 m AAL werden die Landeklappen vollständig eingefahren und der weitere Steigflug erfolgt mit min IAS = 220 km/h
mit min IAS = 225 km/h für Flugzeuge mit max. Startmasse 6000 kg.

4.2.9.4. Landeanflug unter Vereisungsbedingungen

1. Beim Landeanflug unter Vereisungsbedingungen ist das Enteisungssystem durch die Besatzung zu nutzen.
2. Der Landeanflug unter Vereisungsbedingungen erfolgt sowohl bei arbeitendem als auch bei defektem Enteisungssystem mit auf 15° ausgefahrenen Landeklappen. Der Landeanflug mit arbeitendem Enteisungssystem wird durchgeführt mit IAS = 180 km/h.
Mit defektem Enteisungssystem oder wenn die Besatzung vor dem Landeanflug nicht von der Eisfreiheit der Flugzeugoberfläche überzeugt ist, dann wird der Anflug mit IAS = 200 km/h durchgeführt.
3. Wegen der größeren Landegeschwindigkeit vergrößert sich auch die erforderliche Landestrecke gegenüber der in Abb. 5.10.1/1 angegebenen um 58 % bei IAS = 180 km/h und um 64 % bei IAS = 200 km/h.

Achtung! Bei der Steuerung sind jähe Steuerbewegungen und große Ruderausschläge zu vermeiden.

Warnung! Die Trägheit des Frontscheibenenteisungssystems ist zu beachten.
Nach Ausschalten des Sicherungsschalters vergehen 6 bis 8 s, bis die unbehinderte Sicht durch die Frontscheiben gewährleistet ist.
Aus diesem Grund ist der Sicherungsschalter spätestens am OM auszuschalten, wenn der Landeanflug mit eingeschalteter Frontscheibenenteisung erfolgt.

4.2.9.5. Landeanflug nach IFR

Der Landeanflug erfolgt entsprechend FBH 3.3.4. und den Angaben des LH 4.2.9.1. und 4.2.9.2. Dabei sind folgende Begrenzungen zu beachten:

1. Beim Anflug nach ILS / SP - 50 darf sich Kurs- und Gleitweganzeiger nicht über folgende Grenzen bewegen:
 1. Skalenpunkt bei Überflug des MM
 2. Skalenpunkt bei Überflug des OM
2. Die Seitenabweichung des Flugzeuges bezüglich der SLB-Achse darf folgende Werte nicht überschreiten:
 - + 150 m in der Flughöhe 80 m
 - 150 m in der Flughöhe 80 m
 - + 100 m in der Flughöhe 60 m
 - 100 m in der Flughöhe 60 m

Liegt die tatsächliche Seitenabweichung innerhalb der zulässigen Grenzen und der Kommandant hat den Entschluß zur Landung gefaßt, ist sofort mit dem Manöver zur Beseitigung der Seitenabweichung zu beginnen.

Die Seitenabweichung wird durch ein S- förmiges Manöver korrigiert, das aus zwei aufeinanderfolgenden Kurven besteht. Die erste Kurve (in Richtung SLB-Achse) wird mit einer Schräglage von 10 bis 12° und die zweite, nach der entgegengesetzten Seite, mit einer Schräglage von 6 bis 8° geflogen. Das Manöver wird mit koordiniertem Ausschlag der Steuerorgane so durchgeführt, daß sich das Flugzeug über der SLB-Schwelle, ohne Schräglage und Schieben, auf der SLB-Achse befindet und der Weggeschwindigkeitsvektor auf der SLB-Achse liegt (mit Vorhalte-
winkel).

4.2.10. Landung

4.2.10.1. Steuertechnik

1. Die SLB-Schwelle ist mit einer Geschwindigkeit IAS = 150 km/h bis 160 km/h in Abhängigkeit von der LK-Stellung zu überfliegen, unabhängig davon, welche Masse und welche Schwerpunktlage das Flugzeug hat. In 9 m Höhe sind die Triebwerke auf Leerlauf zu drosseln.
2. Die Landung wird ohne Ausschweben durchgeführt. Vor dem Aufsetzen ist in 0,5 bis 1 m Höhe die Sinkgeschwindigkeit auf 1 bis 0,5 m/s zu verringern, indem die Steuersäule geringfügig gezogen wird und die Landeinterzeptoren ausgefahren werden. Das weiche Aufsetzen erfolgt mit einer Geschwindigkeit IAS = 135 km/h bei geringer Sinkgeschwindigkeit.

Achtung! Unmittelbar vor dem Aufsetzen ist zu überprüfen, daß die Bremspedale frei sind.

3. Sofort nach der Landung werden die TW-Leistung "Schubumkehr - Maximal" eingenommen und die Bremspedale betätigt.

Achtung! 1. Bei schneebedeckter SLB, Pfützen, Eisresten u. ä. kann es bei Nutzung der TW-Leistungsstufe "Schubumkehr - Maximal" zu einer starken Sichtbehinderung der Besatzung in der Ausrollphase kommen.

2. Ein ruckartiges Verändern der TW-Leistungsstufe "Schubumkehr - Maximal" auf Roll-leerlauf kann zum Ausbrechen des Flugzeuges führen.

4. Bei einer Landung auf einer weichen SLB ist nach dem Aufsetzen und Einnahmen der Leistungsstufe "Schubumkehr" die Steuersäule leicht zu ziehen, um das Bugfahrwerk zu entlasten.
5. Nach dem Ausrollen:
 - zur Handsteuerung des Bugrades übergehen,
 - Borduhr betätigen,
 - Landeinterzeptoren einfahren,
 - Landeklappen einfahren,
 - Staurohrheizung ausschalten.

4.2.10.2. Landung bei Seitenwind

1. Der Vorhaltewinkel zur Beseitigung der Abdrift ist bis zum Aufsetzen beizubehalten. Nach dem Aufsetzen ist das entsprechende Pedal zur Beseitigung des Vorhaltewinkels zu betätigen und das Bugfahrwerk durch Drücken der Steuersäule zu belasten. Um die Ausrollrichtung zu halten, werden bei Seitenwind von rechts das Seitenruder links und das Steuerhorn nach rechts, bei Seitenwind von links das Seitenruder nach rechts und das Steuerhorn nach links ausgeschlagen.
2. Zulässige Seitenwindgeschwindigkeiten siehe 2.6.1.

4.2.10.3. Landung bei Rückenwind

Bei Landungen mit Rückenwind sind die Begrenzungen hinsichtlich des zulässigen Rückenwindes einzuhalten. Die Steuertechnik bei Rückenwind innerhalb der zulässigen Grenzen unterscheidet sich nicht von der normalen Landung. Die Verlängerung der Landestrecke ist unbedingt zu beachten.

4.2.10.4. Landung unter Vereisungsbedingungen

1. Bei einer Landung unter Vereisungsbedingungen mit arbeitendem Enteisungssystem ist von den Festlegungen des Punktes 4.1.14. auszugehen.
2. Der Landeanflug erfolgt entsprechend Punkt 4.2.9.4.

Achtung! Beim Sinkflug zur Landung sind heftige Ruderausschläge und eine unkoordinierte Steuertechnik zu vermeiden.

4.2.10.5. Landung bei Matsch und Schnee auf der SLB

Vor der Landung auf einer nassen und schmierigen SLB ist zu überprüfen, ob die automatische Radentbremsung eingeschaltet ist und das Leuchtfeld "FUSSTEUERUNG" leuchtet. Nach dem Aufsetzen ist die Steuersäule vollständig nach vorn zu drücken. Beim Ausrollen sind Abweichungen von der Rollrichtung rechtzeitig zu beseitigen und keine Schiebewinkel zuzulassen. Eine Abweichung von der Mittellinie der SLB ist so zu korrigieren, daß erst die weitere Abweichung beseitigt und dann allmählich zur Mittellinie zurückgekehrt wird.

4.2.10.6. Landung mit nicht ausgefahrenen Landeklappen

1. Die Geschwindigkeit im Landeanflug beträgt mit nicht ausgefahrenen Landeklappen bei maximaler Landemasse (5600 kg bzw. 5800 kg bei LFZ mit max. TOW 6000 kg) IAS = 180 km/h, die Aufsetzgeschwindigkeit 160 km/h (IAS).
2. Die Steuertechnik ist die gleiche wie bei normaler Landung, wobei der Sinkflug mit größerem Längsneigungswinkel durchgeführt wird.

4.2.11. Werkstatt- und Prüfflüge**4.2.11.1. Allgemeines**

1. Für die ordnungsgemäße Durchführung des Fluges ist nach schriftlich erfolgter technischer Freigabe der Kommandant verantwortlich. Er hat sich vor dem Start anhand des Flugprüfprogrammes, das der beauftragte Mitarbeiter des BT Flugtechnik vorzulegen hat, über Inhalt und Umfang der Flugprüfung zu informieren.
2. Die Elemente der Flugprüfung sind entsprechend dieses Luftfahrzeughandbuches zu fliegen.
3. Die während des Fluges ermittelten Daten sind in einem Flugprüfbericht zu erfassen. Als Sollwerte sind die Angaben dieses Luftfahrzeughandbuches anzusehen. Für die Aufzeichnungen ist der technische Prüfer verantwortlich.

4.2.11.1. Inhalt und Anlaß von Flugprüfungen

Maßnahme	S t a t u s												
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
		Bodenlauf nach Prüfvorschrift	Rolleigensch., Bremsen, Bugradlenkung (Hand - Fuß)	Starteigenschaften, Ermittlung der Start- und Steigleistung	Horizontalflygleistung, Nenn- und Reise- leistung	Steuerbarkeit, Stabilität, Momentenausgleich, Trimming	Funktion der Start- und Landehilfen im Haupt- und Notsystem	Funktion des Einziehfahrwerkes im Haupt- u. Notsystem mit Signalisation	Einmotorenflüge	Funktion d. Luftschaubenverstellung	Langsamflugeigenschaften, Überziehverhalten	Funktion d. Geräte und Anlagen und Systeme im Flug	Landeeigenschaften, Überprüfung Schubumkehr und Radentbremsung
Übernahme durch Betrieb FIF (Kauf o. Ch.)	PF	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x
Grundinstandsetzung	PF	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x
Reparaturen, besondere Vorkommnisse und konstruktive Änderungen, die auf Entscheid der SLI oder der TP einen PF erfordern	Festlegung durch Technische Prüfung												
300 h-Kontrolle	PF	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x
Wechsel beider TW	PF	x		x	x	x			x	x		x	x
Wechsel und Ab-/Anbau der Leitwerkflossen	PF			x	x	x					x		x
Wechsel und größere Reparatur von Seiten- und Querruder und Höhen- ruder	PF				x	x					x		
Wechsel und größere Reparatur von Landeklappen und Interzeptor	PF			x		x	x				x		x
Wechsel von Elementen der Überziehwarnanlage	PF										x		
Instandsetzungsarbeiten an der Steuerung	WF	Festlegung durch Technische Prüfung											
Ab-/Anbau, Höhen- und Querruder	WF				x	x							
Ab-/Anbau Landeklappen und Interzeptor	WF			x		x	x						x

Typ L-410

	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Funktionsprüfungen, die nur im Fluge möglich sind, wie z. B. nach Beanstandungen von - Funknavigationsanlagen - Flugüberwachungsgeräten	WF			Festlegung durch Erlaubnisinhaber Klasse I (in Abstimmung mit TP)									
Entkonservierung des Lfz. und bei Standzeit nach 3 Monaten +10 Tage	WF	x	x			x	x	x		x		x	x
Wechsel eines TW oder Ab-/Anbau von TW	PF	x		x	x	x			x	x		x	x
Wechsel bzw. Ab-/Anbau von Luftschrauben	WF	x		x	x					x			x
Wechsel des KS-Reglers eines TW	PF	x		x	x				x				x
Wechsel eines LS-Drehzahlreglers	WF	x			x					x			x
Wechsel eines Fahrwerkes	WF		x					x					x
Wechsel des Transponders	WF											x	

4.2.12. Anleitung zur Einstellung der Simulation für die Abkippgeschwindigkeit

4.2.12.1. Einstellung der Signalisation (Nutzung nur bei Prüfflügen)

1. Vor dem Beginn der Einstellung ist sich von der fehlerfreien Arbeit des Leuchtfeldes "CALIB" auf der Signaltafel durch Drücken des Knopfes SIGNALTAFEL "ZELLE" am linken Bedienpult zu überzeugen.
2. Nach Einnahme einer sicheren Flughöhe ($H \geq 1500$ m) über dem Gelände ist im Leerlauf mit eingefahrenen Klappen und Fahrwerk zu fliegen.
3. Beginnend mit einer Geschwindigkeit, die genügend über der Abkippgeschwindigkeit $v_{s,1}$ (vgl. Abb. 4.1.12/1) liegt, ist die Fluggeschwindigkeit gleichmäßig um höchstens 2 km/h in 1 s zu verringern, bis Anzeichen für das Abkippen (deutliches Senken des Bugs) auftreten. In diesem Moment ist die am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit zu notieren.
4. Unter Anwendung der gleichen Methode ist die Geschwindigkeit erneut so zu verringern, daß die notierte Abkippgeschwindigkeit um 15 bis 20 km/h überschritten wird. In diesem Geschwindigkeitsbereich ist mit Hilfe des Knopfes am Signalisator für die Abkippgeschwindigkeit der Beginn der Signalisation einzustellen. Vorher sind die Sicherung und die Kappe des Knopfes zu entfernen.
Der Signalisator ist am Fahrtmesser der linken Gerätetafel angeordnet.
5. Nach dieser Einstellung ist die Fluggeschwindigkeit so zu erhöhen, daß das Leuchtfeld "CPMB" verlischt. Danach ist unter Verringerung der Fluggeschwindigkeit zu prüfen, ob das Leuchtfeld bei der eingestellten Geschwindigkeit aufleuchtet.
6. Bei Nichtübereinstimmung des Beginns des Ansprechens der Signalisation mit der eingestellten Geschwindigkeit ist der ganze Prozeß der Einstellung zu wiederholen.

4.2.12.2. Kontrolle der Einstellung der Signalisation (Nutzung nur bei Prüfflügen)

Die Kontrolle erfolgt im geradlinigen Flug mit Leerlauf in einer Höhe von mindestens 1500 m über dem Gelände. Aufeinanderfolgend ist mit eingefahrenen Landeklappen, Landeklappen in Start- und in Landestellung zu fliegen. Die Signalisation muß 15 bis 20 km/h über der Abkippgeschwindigkeit ansprechen. Die Abkippgeschwindigkeit für die jeweilige Masse und Konfiguration ist lt. Abb. 4.2.12/1 zu bestimmen.

4.2.13. Verzeichnis der zulässigen Defekte, mit welchen der Flug bis zum Heimatflugplatz durchgeführt werden kann

4.2.13.1. Festlegungen zur Verwendung des Verzeichnisses

1. Das vorliegende Verzeichnis beinhaltet die zulässigen Ausfälle und Defekte am Flugzeug, mit denen der Flug fortgesetzt und der Start von einem anderen Flugplatz zum Basierungsflugplatz erlaubt ist.
2. Bei Auftreten eines beliebigen Ausfalls oder Defektes am Flugzeug, der nicht im vorliegenden Verzeichnis enthalten ist, darf der Flug nur nach dessen Beseitigung fortgesetzt werden.
3. Bei Auftreten von im Verzeichnis aufgeführten Ausfällen und Defekten ist das ingenieur-technische Personal auf den Zwischenlande- oder Heimatflugplätzen verpflichtet, für deren Beseitigung Maßnahmen während des Aufenthaltes an der Abstelllinie zu ergreifen.
Wenn das aus zeitlichen Gründen oder wegen fehlenden materiell-technischen Mitteln nicht möglich ist, darf der Flug zum Heimatflugplatz fortgesetzt werden.
In einem solchen Fall ist das ingenieur-technische Personal verpflichtet:
 - exakt Charakter und Ursache des Ausfalls oder Defektes festzustellen;
 - sich zu überzeugen, daß der Ausfall oder Defekt keinen Einfluß auf die Arbeit anderer Systeme, Aggregate oder Ausrüstungen nehmen kann;
 - sich zu überzeugen, daß der Ausfall oder Defekt im Verzeichnis aufgeführt ist;
 - den Kommandanten über den Ausfall oder Defekt und die eingeleiteten Maßnahmen zur Gewährleistung des weiteren Fluges zu informieren.
4. Den Entschluß zur Fortsetzung des Fluges zum Heimatflugplatz mit vorhandenen Ausfällen oder Defekten faßt der Kommandant unter Berücksichtigung der meteorologischen Bedingungen sowie der Ausrüstung des Landeflugplatzes.
5. Wurde durch den Kommandanten der Entschluß zum Start gefaßt, dann ist folgendes notwendig:
 - Isolieren (Abschalten) der ausgefallenen (defekten) Ausrüstung von den arbeitenden Systemen, bei Notwendigkeit sind an der ausgefallenen Ausrüstung die im Verzeichnis festgelegten Arbeiten durchzuführen;
 - Eintragungen über die festgestellten Ausfälle und Defekte, durchgeführte Arbeiten und gefaßte Entschlüsse sowie deren Bestätigung durch den Kommandanten und den diensthabenden Ingenieur in der Borddokumentation.

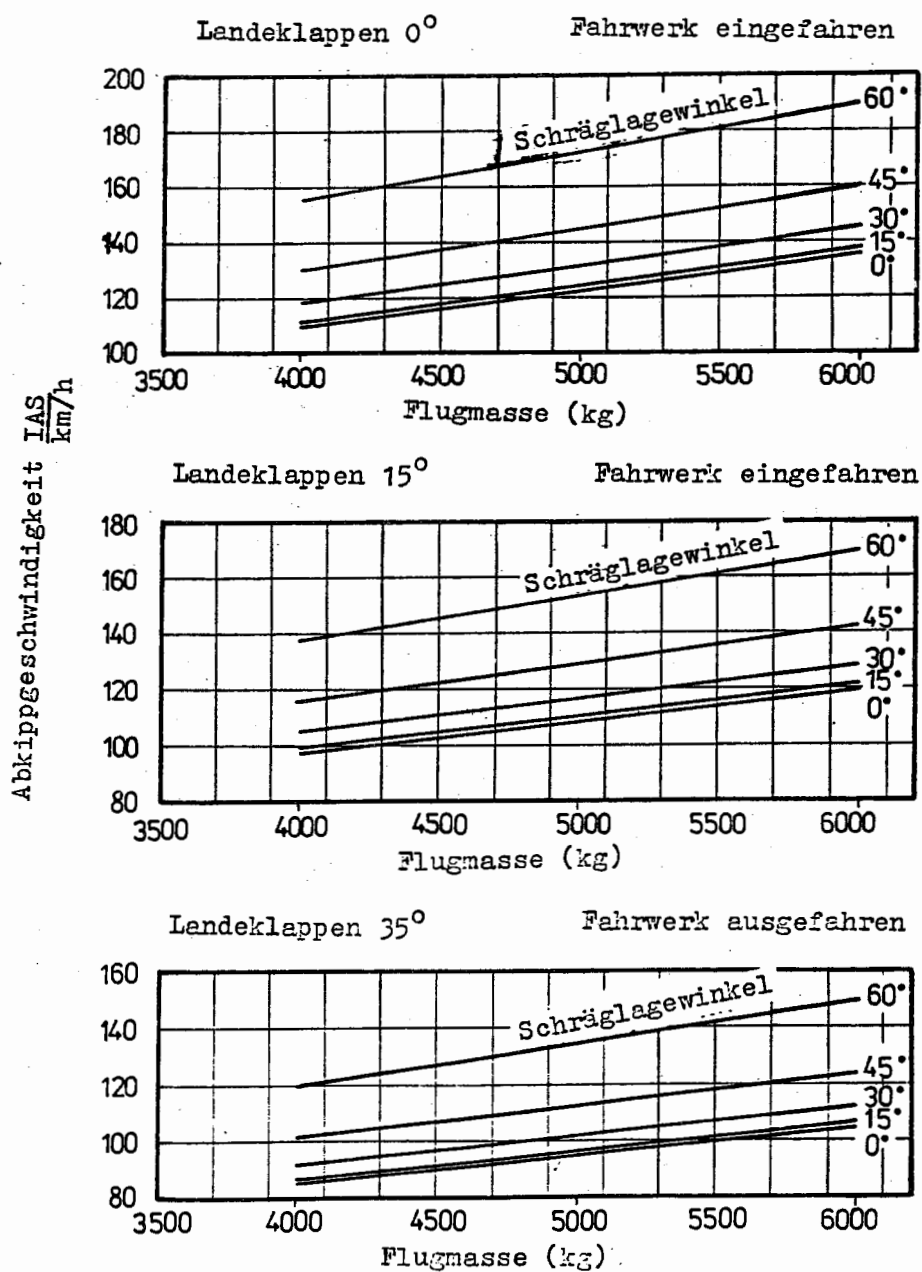


Abb. 4.2.12/1 Abkippschwindigkeiten $\frac{IAS}{km/h}$

(Warnung bei +15 bis 20 km/h)

6. Die Verantwortung des Kommandanten und der Besatzung für die Vorbereitung des Flugzeuges auf den Flug und für die Flugsicherheit wird durch die Anwendung dieses Verzeichnisses nicht aufgehoben.

7. Der Start vom Heimatflugplatz mit im Verzeichnis aufgeführten Ausfällen und Defekten ist verboten.

4.2.13.2. Verzeichnis der Defekte

Lfd. Nr.	System	Element	Anzahl der Elemente des jeweiligen Systems		Zu erfüllende Forderungen
			gesamt	minimal für den Start erforderl.	
1	2	3	4	5	6
1.	Steuerung des Flugzeuges	Anzeige der Neutrallage des Seiten-trimmers	1	0	Vor dem Start (bis Anlassen der Triebwerke) ist visuell zu prüfen, ob der Trimmer in der Neutrallage steht und ob er arbeitet.
		Signalisation der Neutrallage des Quertrimmers	1	0	Vor dem Start ist visuell zu prüfen, ob der Trimmer in Neutrallage steht und ob der Trimmer arbeitet.
		Steuerung des Quertrimmers	1	0	Der Trimmer muß sich in der Neutrallage befinden (am mittleren Bedienpult muß die Signallampe der Neutralstellung brennen). Wenn das nicht der Fall ist, muß das keinen Einfluß auf die Wirksamkeit der Querruder haben.
		Steuermechanismus des Arbeitszylinders der Bugradsteuerung	1	0	Nur wenn keine Fehler an den Bremsen oder im System der Schubumkehr der Luftschrauben vorliegen.
2.	Aerodynamische Hilfsmittel	Anzeige der Landeklappenstellung	1	0	Der Anschlagwinkel der Landeklappen ist nach der Stellung des Landeklappenschalters und im Fluge auch nach Änderung der Kraft an der Steuersäule zu prüfen.
		Steuerung der Landeinterzeptoren	1	0	Die Entscheidung ist in Abhängigkeit von der verfügbaren Länge der SLB auf dem Start- und Landeflugplatz zu treffen.
3.	Fahrwerk	Elektrische Fahrwerkanzeige	1	0	Bei einwandfreier Arbeit der mechanischen Anzeige
		Mechanische Anzeige der Stellung des Fahrwerkes (Stift)	1	0	Bei Arbeit der elektrischen Anzeige
		Zweizeigermanometer der Bremsen	1	0	Nur bei Dichtheit des Bremssystems. Vor dem Start die Arbeit der Bremsen kontrollieren.
		Manometer der Standbremse	1	0	Nur bei Dichtheit des Systems der Standbremse.
4.	Triebwerke	Schubumkehrsystem	2		In Abhängigkeit von der verfügbaren Länge der Start- und Landebahn auf dem Start- und Landeflugplatz und nur bei fehlerfreier Arbeit der Bremsen.
		Hydrauliksystem der Luftschraubenverstellung	2	2	Eine kleine Schmierstoffleckstelle an einer Schraube ist zulässig.

1	2	3	4	5	6
		Kraftstoffdruck- messer	2	1	Bei fehlerfreier Arbeit der Signali- sation des minimalen Kraftstoffdruk- kes (bei ausgeschalteter Kraftstoff- pumpe und arbeitendem Triebwerk prüfen)
		Signalisation des minimalen Kraft- stoffdruckes	2	1	Nur bei fehlerfreier Arbeit des Kraftstoffdruckmessers
		Signalisation einer Filterver- stopfung	2	1	Nur wenn das Filterelement des Kraftstofffilters sauber ist
		Schmierstoffdruck- messer	2	1	Nur bei fehlerfreier Arbeit der Si- gnalisation des minimalen Schmier- stoffdruckes
		Signalisation des minimalen Schmier- stoffdruckes	2	1	Nur bei fehlerfreier Arbeit des Schmierstoffdruckmessers
		Schmierstoffkühler	2	2	Es ist nur eine sehr kleine Undicht- heit (Auslaufen) eines Kühlers zu- lässig
		System zur Messung der Temperatur des Schmierstoffes (am Triebwerkeingang)	2	1	Die Aufmerksamkeit ist auf den Schmierstoffdruck zu richten, die Bedienungshebel beider Triebwerke sind in Übereinstimmung zu bringen
5.	Lichttechnische Ausrüstung	Signalfeuer	2	0	Nur bei Tage
		Positionslampen (Satz)	1	0	Nur bei Tage
		Scheinwerfer	3	2	
		Beleuchtung der Passagierkabine (Satz)	1	0	Nur bei Tage. Bei Dunkelheit muß mindestens 1/3 der Beleuchtung ar- beiten
		Leuchttafel "Gurte anlegen"	1	0	Der zweite Flugzeugführer unterrich- tet die Passagiere davon, wenn es notwendig ist, die Anschnallgurte anzulegen
		Beleuchtung des Gepäckraumes	1	0	-
		Beleuchtung der Toilette	1	0	-
		Orientierungsbe- leuchtung	1	0	-
6.	Funkverbindung	UKW-Funkstation	2	1	Nur unter Sichtflugbedingungen
		Betriebsarten- umschalter	2	1	Nur unter Sichtflugbedingungen
7.	Bordsprechanlage	Flugzeugwechsel- sprechanlage	2	0	Der Fehler darf die Funknavigations- anlage und die Funkverbindung nicht beeinflussen
8.	Flugüberwachungs- und Navigations- geräte	Künstlicher Horizont	3	2	Beim Flug nach Geräten nur, wenn alle anderen Flugüberwachungsgeräte feh- lerfrei arbeiten
			3	1	Nur unter Sichtflugbedingungen
		Variometer	2	1	Das Gerät des Kommandanten muß in- takt sein
		Höhenmesser	3	1	Nur unter Sichtflugbedingungen
		Funkhöhenmesser	1	0	Nur unter Sichtflugbedingungen
		Uhr	2	0	Wenn die Flugzeugführer geeignete Uhren besitzen

1	2	3	4	5	6
9.	Navigationsanlage	Funkkompaß Instrumentenlandesystem SP-50/ILS	2 1	1 0	Nur unter Sichtflugbedingungen Nur unter Sichtflugbedingungen
10.	Heizungs- und Belüftungsanlage	Kabinenheizung	1	0	In Abhängigkeit von der Lufttemperatur auf der Flugstrecke
11.	Enteisungsanlage	Pneumatische Enteisungsanlage der Vorderkanten Automat der zyklischen Füllung (Timer) der pneumatischen Enteisungsanlage der Vorderkanten Rotierender Vereisungsanzeiger Scheibenwischer Elektrische Enteisungsanlage der Luftschrauben	1 1 1 1 2	0 0 0 0 0	Nur wenn die vorausgesagte Temperatur in der gewählten Staffelungshöhe +10 °C beträgt und die Rohrleitung zur Luftentnahme aus dem Triebwerk nicht beschädigt ist Vor dem Start ist das Handsystem auf Betriebsbereitschaft zu prüfen Nur bei fehlerfreier Arbeit der Heizung des statischen Anzeigers. Unter Vereisungsbedingungen hat die Besatzung die Aufmerksamkeit zu erhöhen Nur bei Vorhersage von Temperaturen über +10 °C in der gewählten Staffelungshöhe Nur bei Vorhersage von Temperaturen über +10 °C in der gewählten Staffelungshöhe

4.2.14. Überführung des Flugzeuges

4.2.14.1. Überführung mit einem abgestellten Triebwerk

Die Überführung mit einem abgestellten Triebwerk ist verboten.

4.2.14.2. Überführung mit ausgefahrenem Fahrwerk

Die Überführung mit ausgefahrenem Fahrwerk unterscheidet sich nicht von einem normalen Flug mit eingefahrenem Fahrwerk.

Dabei darf die Fluggeschwindigkeit IAS = 250 km/h nicht übersteigen.

Eine Überführung bei Vereisung ist nicht durchzuführen.

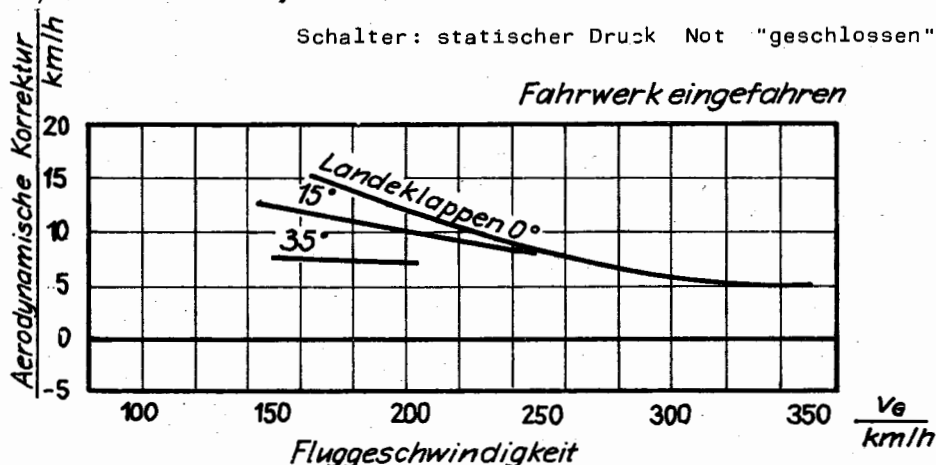
Der Kraftstoffverbrauch ist laut den Punkten 5.6.1., 5.7.1. und 5.8.1. zu bestimmen.

- 5.1. Grundlegende Flugeigenschaften
 - 5.1.1. Aerodynamische Korrektur der Fahrt- und Höhenmesser
 - 5.1.2. Zusammenstellung der charakteristischen Geschwindigkeiten
 - 5.1.3. Flug mit großen Anstellwinkeln
- 5.2. Ausgangsdaten für die Berechnung des Fluges und Auswahl der Staffelungshöhe
 - 5.2.1. Flugberechnungen/Allgemeines
 - 5.2.2. Ausgangsdaten für die Berechnung
 - 5.2.3. Auswahl der Staffelungshöhen
- 5.3. Massenberechnungen und Schwerpunktlagen
 - 5.3.1. Bestimmung der Nutzmasse
 - 5.3.2. Bestimmung der tatsächlichen Startmasse und der Schwerpunktlage
 - 5.3.2.1. Bestimmung der tatsächlichen Startmasse
 - 5.3.2.2. Bestimmung der Schwerpunktlage
 - 5.3.2.3. Festlegungen zum Ausschlag des Höhenrudertrimmers beim Start
- 5.4. Berechnung der Kraftstoffbetankung
 - 5.4.1. Erforderliche Betankungsmenge
 - 5.4.2. Auswahl der Leistungsstufen für den Reiseflug
- 5.5. Berechnungen zum Start
 - 5.5.1. Kenngrößen des Starts
 - 5.5.1.1. Allgemeines
 - 5.5.1.2. Sichere Startflugbahn
 - 5.5.2. Bestimmung der maximalen Startmasse
 - 5.5.2.1. Bestimmung der maximalen Startmasse und der Entscheidungsgeschwindigkeit v_1
 - 5.5.2.2. Einfluß der SLB-Beschaffenheit
- 5.6. Berechnungen zum Steigflug
 - 5.6.1. Kenngrößen des Steigfluges
 - 5.6.1.1. Allgemeines
 - 5.6.1.2. Steigfluggeschwindigkeit mit zwei arbeitenden Triebwerken
 - 5.6.1.3. Steiggeschwindigkeit mit zwei arbeitenden Triebwerken
 - 5.6.1.4. Praktische Gipfelhöhe mit einem arbeitenden Triebwerk
 - 5.6.1.5. Steigzeit, Steigstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit zwei arbeitenden Triebwerken
 - 5.6.1.6. Steigzeit, Steigstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit einem arbeitenden Triebwerk
- 5.7. Berechnungen zum Reiseflug
 - 5.7.1. Reiseflugzustände/Allgemeines
 - 5.7.2. Kraftstoffverbrauch
 - 5.7.3. Kraftstoffnavigationsreserve
- 5.8. Berechnungen zum Sinkflug
 - 5.8.1. Sinkzeit, Sinkstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Sinkflug mit zwei arbeitenden Triebwerken
 - 5.8.2. Sinkzeit, Sinkstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Sinkflug mit einem arbeitenden Triebwerk
- 5.9. Berechnungen zum Warteflug
 - 5.9.1. Kraftstoffverbrauch in der Wartezone
 - 5.9.2. Umrechnung von IAS in TAS
- 5.10. Berechnungen zur Landung
 - 5.10.1. Kenngrößen der Landung
 - 5.10.1.1. Landestrecke bei Anwendung der Schubumkehr
 - 5.10.1.2. Landestrecke ohne Anwendung der Schubumkehr
 - 5.10.2. Bestimmung der maximalen Landemasse
 - 5.10.3. Einfluß des Zustandes der SLB auf die Landestrecke

5.1. Grundlegende Flugeigenschaften

5.1.1. Aerodynamische Korrektur der Fahrt- und Höhenmesser

5.1.1.1. Aerodynamische Korrektur des Fahrtmessers



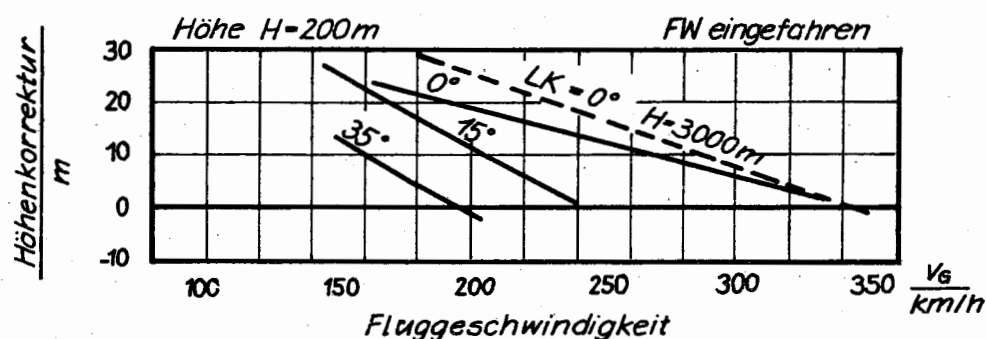
Aerodynamische Korrektur des Geschwindigkeitsmessers		
Landeclappenstellung	$\sigma_{LK} = 35^\circ$; FW ausgef.	$\sigma_{LK} = 15^\circ$; FW ausgef.
ΔV (km/h)	+8	+10

Anmerkung: Wegen der geringen aerodynamischen Fehler der Geber des statischen Druckes kann bei den Höhenmessern WD-IOK im gesamten zulässigen Geschwindigkeitsbereich des Flugzeuges und bis zu Höhen von 3000 m auf die Korrekturtabelle für die Staffelhöhen verzichtet werden.

Abb. 5.1.1/1

5.1.1.2. Aerodynamische Korrektur des Höhenmessers

5.1.1.2.1. Normalbetrieb



Aerodynamische Korrektur des Höhenmessers				
Landeclappenstellung	$\sigma_{LK} = 35^\circ$; FW ausgef.		$\sigma_{LK} = 15^\circ$; FW ausgef.	
V_g km/h	150	200	180	240
ΔH m	+13	-1	+17	+1

Abb. 5.1.1/2

5.1.1.2.2. Notbetrieb

In der Stellung "Start, Not" "offen"

Flughöhe m	IAS km/h				
	200	250	300	350	
900	-15	-35	-55	-75	Abweichung in Meter
1200	-15	-40	-60	-80	
1500	-15	-40	-60	-80	
1800	-20	-40	-60	-85	
2100	-20	-40	-65	-85	
2400	-20	-40	-65	-90	
2700	-20	-45	-70	-90	
3000	-20	-45	-70	-95	

5.1.2. Zusammenstellung der charakteristischen Geschwindigkeiten (Werte in Klammern nur für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg)

Flugetappe	Bezeichnung der Geschwindigkeit	IAS km/h	Abschnitt des LH
Start	Entscheidungsgeschwindigkeit v_1	-	5.5.2.1.
	Geschwindigkeit des Bugradhebels v_R	145 (150)	4.2.5.
	Sicherheitsstartgeschwindigkeit v_2	170 (175)	4.2.5.
	- mit 2 arbeitenden Triebwerken - mit 1 arbeitenden Triebwerk	145 (150)	3.4.1.
Steigflug	Steigfluggeschwindigkeit		
	- mit 2 arbeitenden Triebwerken - mit 1 arbeitenden Triebwerk	220 (225) 190 (195)	4.2.6. 3.4.1.
Reiseflug	Zulässige Gerätegeschwindigkeit v_G , zul.	355	2.7.1.
	Zulässige Gerätegeschwindigkeit bei starker Turbulenz v_G , Turb.	250	2.7.1.
	Abkippgeschwindigkeit $v_{s,1}$	-	4.1.12.1.
Landeanflug und Landung	maximal zulässige Gerätegeschwindigkeit beim Ausfahren des Fahrwerkes v_G , FW	250	2.7.1.
	maximal zulässige Gerätegeschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen:		
	v_G , LK = 15°	250	2.7.1.
	v_G , LK = 35°	205	2.7.1.
	maximal zulässige Gerätegeschwindigkeit zum Ausfahren der Landeinterzeptoren		
	v_G , Int	180	2.7.1.
	Landeanfluggeschwindigkeit v_{Anfl} (Landeklappenstellung 35°)	160	4.2.9.
	Abkippgeschwindigkeit in Landekonfiguration $v_{s,0}$	-	4.1.12.1.
	Oberfluggeschwindigkeit der SLB-Schwelle (Landeklappenstellung 35°) v_{SLB}	150	4.2.9.

5.1.3. Flug mit großen Anstellwinkeln

Bei ausgefahrenem Fahrwerk liegt die Abkippgeschwindigkeit um 2 km/h über der bei eingefahrenem Fahrwerk (siehe Abb. 4.1.12/1).

Die Steuerbarkeit des Flugzeuges bleibt bis zum Abkippen erhalten.

Die natürlichen Anzeichen bei der Annäherung an das Abkippen sind nur schwach ausgeprägt.

Aus diesem Grunde besitzt das Flugzeug eine akustische und optische Signalisation, die den Flugzeugführer vor dem Abkippen warnt.

15 bis 20 km/h vor dem Abkippen ertönt das Tonsignal, und es blinkt das Leuchtfeld "CPHB".

In der Flugkonfiguration erfolgt das Abkippen des Flugzeuges allmählich mit geringen Längs- und Rollwinkelgeschwindigkeiten. Längsneigungs- und Schräglagenwinkel überschreiten 30° nicht. Das Ausleiten des Flugzeuges aus dem Abkippen erfolgt durch geringes Drücken der Steuersäule.

In der Start- und Landekonfiguration kippt das Flugzeug energischer ab. In diesem Falle muß das Flugzeug unverzüglich aus dem Abkippen ausgeleitet werden. Bei den ersten Anzeichen von Schräglage muß die Steuersäule in die Neutralstellung gedrückt werden.

Zum Ausleiten des Abkippens muß sofort nach dem Drücken der Steuersäule das Pedal ein Drittel an der Schräglage entgegengesetzten Seite getreten werden.

Das Vertrautmachen der Flugzeugführer mit dem Verhalten des Flugzeuges beim Flug mit großen Anstellwinkeln darf nur in der Flugkonfiguration mit allmählicher Geschwindigkeitsverringerung, mit geringer Sinkgeschwindigkeit und der Leistungsstufe "Leerlauf - Luft" erfolgen.

Nach dem Ansprechen der akustischen und optischen Signalisation des Abkippens ist die Steuersäule nach vorn zu drücken und Fahrt aufzuholen. Danach ist die Leistungsstufe der Triebwerke zu erhöhen und das Flugzeug in den Horizontalflug zu überführen.

Die Übung ist nur bei Sicht des natürlichen Horizontes in Höhen über 1500 m durchzuführen.

5.2. Ausgangsdaten für die Berechnung des Fluges und Auswahl der Staffelungshöhe

5.2.1. Flugberechnungen/Allgemeines

Die Besatzung muß vor jedem Flug eine Berechnung durchführen.

Bestandteile der Berechnung:

1. Beschaffung der Ausgangsangaben für die Berechnung (vgl. 5.2.2.)
2. Auswahl der Staffelungshöhe (vgl. 5.2.3.)
3. Bestimmung der Nutzmasse (vgl. 5.3.1.)
4. Bestimmung der tatsächlichen Startmasse und der Schwerpunktlage (vgl. 5.3.2.)
5. Bestimmung der Betankungsmenge des Kraftstoffes (vgl. 5.4.)
6. Bestimmung der maximalen Start- und Landemassen des Flugzeuges (vgl. 5.5.).

5.2.2. Ausgangsangaben für die Berechnung

Folgende Ausgangsangaben sind für die Flugberechnung erforderlich:

- Länge der Flugstrecke zwischen dem Start- und dem Landeflugplatz
- Entfernung zwischen dem Landeflugplatz und dem am weitesten entfernten Ausweichflugplatz
- Höhenwind auf der Flugstrecke (Geschwindigkeit und Richtung)
- tatsächliche Lufttemperatur, Luftdruck, Richtung und Geschwindigkeit des Bodenwindes am Startflugplatz sowie am Landeflugplatz und an den Ausweichflugplätzen
- Länge der Start- und Landebahn sowie der Stoppfläche auf den Lande- und Ausweichflugplätzen
- Leermasse und Schwerpunktlage des leeren Flugzeuges.

Leermassen und Leerschwerpunktlagen

Kennzeichen/ Werknummer	Leermasse in kg	Leerschwerpunktlage	
		x_s in %	x_L in m
DDR-SXA / 820923	3856	26,26	2,694
DDR-SXB / 820924	3866	26,245	2,693
DDR-SXC / 820925	3860	26,3	2,696
DDR-SXD / 831105	3910	26,9	2,706
mit ZB	3955	27,08	2,710
DDR-SXE / 831106	3923	26,4	2,698
mit ZB	3968	26,67	2,702
DDR-SXF / 831107	3895	26,56	2,700
mit ZB	3940	26,8	2,705

Bei Einbau der stationären Sauerstoffanlage erhöht sich die Leermasse um 76,4 kg und die Leerschwerpunktlage um 2,7 % nach vorn.

Bei Einbau der transportablen Sauerstoffanlage sind je Sitzposition für die Sauerstoffflasche 5 kg zu berechnen; der Einfluß auf die Schwerpunktlage erfolgt entsprechend der Sitzposition (vgl. dazu auch BDH - 410).

5.2.3. Auswahl der Staffelungshöhen

Die Reise Flughöhe wird entsprechend den minimalen Selbstkosten, dem günstigsten KS-Verbrauch gewählt.

In Abb. 5.2.3/1 ist der Zusammenhang zwischen der günstigsten Reise Flughöhe und der Länge der Flugstrecke dargestellt.

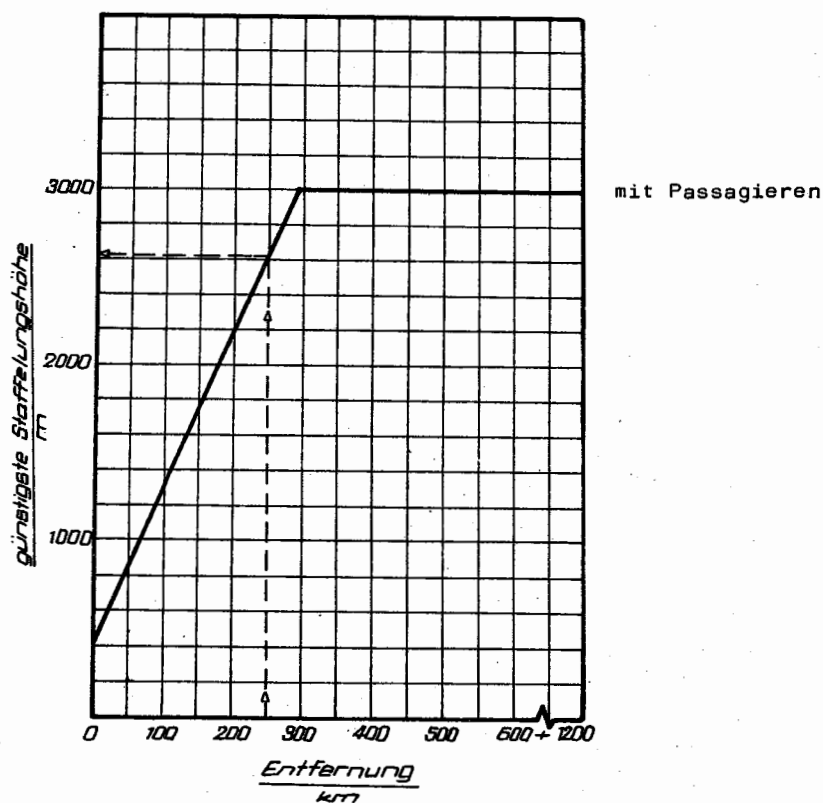


Abb. 5.2.3/1

5.3. Massenberechnungen und Schwerpunktlagen

5.3.1. Bestimmung der Nutzmasse

Die maximale Nutzmasse wird durch Subtraktion der Rüstmasse und der Kraftstoffmasse (der Betankungsmenge) von der maximalen Start- oder Landemasse des Flugzeuges ermittelt (vgl. 5.5.).

Die Rüstmasse setzt sich zusammen aus:

- der Leermasse (vgl. 5.2.2.)
- der Masse der Besatzung
(2 x 80 kg = 160 kg)

Die tatsächliche Nutzmasse

Sie darf die ermittelte maximale Nutzmasse nicht überschreiten.

5.3.2. Bestimmung der tatsächlichen Startmasse und der Schwerpunktlage

5.3.2.1. Bestimmung der tatsächlichen Startmasse

1. Die tatsächliche Startmasse ergibt sich aus der Summe folgender Massen:

- der Rüstmasse (vgl. 5.3.1.)
- der Kraftstoffmasse (der Betankungsmenge)
- der tatsächlichen Nutzmasse.

2. Die tatsächliche Startmasse des Flugzeuges darf die nach 5.5. ermittelte maximale Startmasse nicht überschreiten.

5.3.2.2. Bestimmung der Schwerpunktlage

Die Schwerpunktlage des Flugzeuges wird mit Hilfe der Grafiken 5.3.2.2/1 bis 5.3.2.2/6 bestimmt (siehe auch BDH 410, Kapitel 6).

Die Schwerpunktlage des Flugzeuges muß sich im Bereich der im unteren Teil der Grafik dargestellten zulässigen Schwerpunktlagen befinden.

5.3.2.3. Festlegungen zum Ausschlag des Höhenrudertrimmers beim Start

Der Höhenrudertrimmer ist vor dem Start in Abhängigkeit von der Startmasse und der Schwerpunktlage des Flugzeuges in folgende Stellungen zu bringen:

x_s %	m_{Start} kg	Teilstriche an der Trimmerstellungs- anzeige in Richtung STEIGEN
18	4200	8
20	4900	6
24 - 28	unabhängig von der Masse	neutral

5.4. Berechnung der Kraftstoffbetankung

5.4.1. Erforderliche Betankungsmenge

1. Die Betankungsmenge mit Kraftstoff darf nicht kleiner sein als die für den Flug zum Landeflugplatz unter Einschluß der Navigationsreserve erforderliche Kraftstoffmenge. Die erforderliche Betankungsmenge hängt von der Leistungsstufe der Triebwerke im Reiseflug ab.

In Abb. 5.4.1/1 ist die erforderliche Betankungsmenge bei maximaler Reiseleistung und in Abb. 5.4.1/2 bei wirtschaftlicher Reiseleistung zu ermitteln.

2. Bei der Berechnung der Betankungsmenge ist unbedingt von der laut Punkt 5.5.2. ermittelten maximalen Startmasse auszugehen.

3. Die in den Abb. 5.4.1/1 und 5.4.1/2 einzusetzende Kraftstoffnavigationsreserve hat der nach FBH, 3.1.9. festgelegten zu entsprechen (s. 5.7.3.).

4. Die Abb. 5.4.1/1 und 5.4.1/2 berücksichtigen die Nutzung des Heizungs- und Enteisungssystems sowie 5 % Kraftstoffreserve.

5. Mittels der Abb. wird der Kraftstoffverbrauch vom Start bis zum Ausrollen nach der Landung bestimmt. Der Kraftstoffverbrauch beim Anlassen, beim Rollen zum Start und beim Rollen nach der Landung muß zusätzlich ermittelt werden. Das erfolgt, indem für jede Minute Bodenlaufzeit, Anlassen und Rollen der Verbrauch von 2 kg Kraftstoff berücksichtigt wird. Diese Menge ist zu der in den Abb. 5.4.1/1 und 5.4.1/2 ermittelten zu addieren.

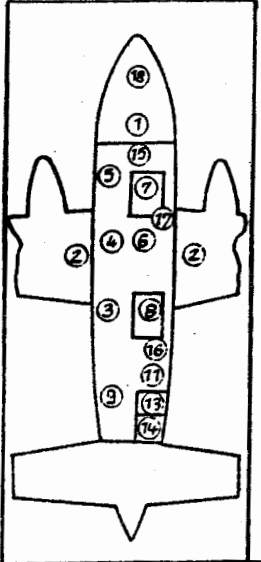
Der Kraftstoffverbrauch für die Durchführung einer Platzrunde bzw. für den Flug in der Warzone am Landeflugplatz ist laut Punkt 5.9.1. gesondert zu berechnen.

Diese Kraftstoffmenge ist zu der in den Abb. 5.4.1/1 und 5.4.1/2 ermittelten zu addieren.

5/7

INTERFLUG	Beladediagramm	L 410 UVP
Luftbildvariante 1 TO W: 6000 Kg		
Datum:	Kommandant:	Kennzeichen:

Position	Art der Zuladung	max. Bel. [kg]	fakt. Bel. [kg]	Pro. Teilstrich [kg]	
					Schwerpunkt des leeren Flugzeuges 20 21 22 23 24 25 26 27 28 [% MAC]
1	Besatzung		180		
2	Kraftstoff in TF	1000	100		
3	Zusatzbehälter	231	100		
4	LBS Mitte		80		
5	LBS vorn		180		
6	LBOP		80		
7	AFA vorn		150		
8	AFA hinten		50		
9	Handkamera		35		
10	LBOP HK9		80		
11	Handkamera		35		
12	LBOP HK11		80		
13	Gepäckr. / DK	150	25		
14	LBOP DK / WC		75		
15	Fotomat. vorn		150		
16	Fotomat. hinten		50		
17	Spezialausrüst.				ohne Einfluß auf den Schwerpunkt
18	Gepäckr. vorn	740	125		
19	Sitzreihe 1		75		
20	Sitzreihe 4		75		
21	Sitzreihe 5		75		
22	Sitz Frachtbag.		75		



Masse [kg]	[% MAC]
6500	18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29
6000	
5500	
5000	
4500	
4000	

Masse:	Schwerpunkt:
ausgefüllt durch:	
Kommandant:	

Abb. 5.3.2.2/1 Luftbildvariante

b) für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

Abb. 5.3.2.2/2 Passagiervariante
a) für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

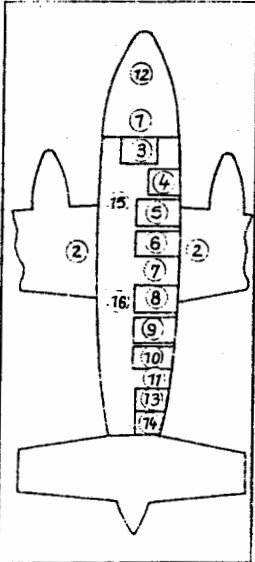
Abb. 5.3.2.2/2 Passagiervariante

Abb. 5.3.2.2/3 Geschäftsvariante

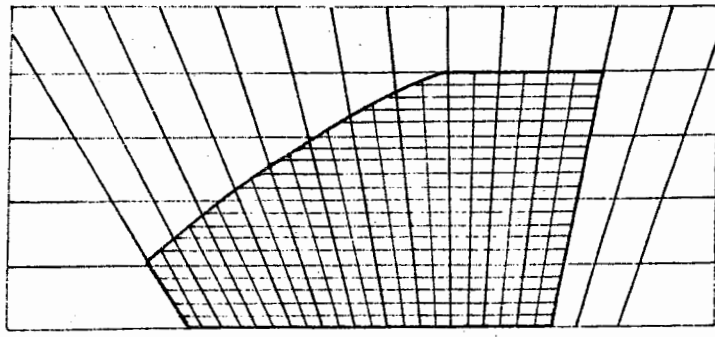
a) für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

INTERFLUG	Beladediagramm	L 410 UVP
<i>Geschäftsvariante</i>		I TOW: 6000 kg
Datum:	Kommandant:	Kennzeichen:

Position	Art der Zuladung	max. Bel. [kg]	fakt. Bel. [kg]	pro Teilstrich [kg]	Schwerpunkt des leeren Flugzeuges 20 21 22 23 24 25 26 27 28 [%MAC]												
1	Besatzung			80													
2	Kraftstoff	1000		100													
3	Büffet			50													
4	Einzelstuhl			75													
5	Tisch vorn			30													
6	1. Sesselreihe			225													
7	Ablage			50													
8	2. Sesselreihe			75													
9	Tisch hinten			30													
10	3. Sesselreihe			75													
11	Ablage			95													
12	Gepäckr. vorn 140			25													
13	Gepäckr. hint. 150			25													
14	WC			75													
15	AFA vorn			50													
16	AFA hinten			50													



Masse [kg] [%MAC]

	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29
6500												
6000												
5500												
5000												
4500												
4000												

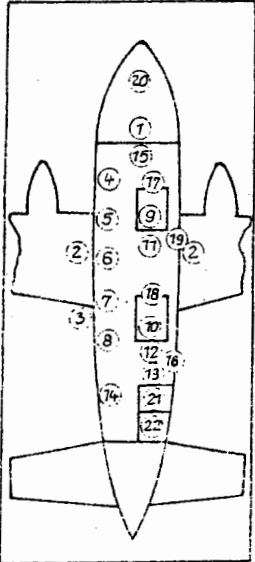
Masse:	Schwerpunkt:
ausgefüllt durch:	
Kommandant:	

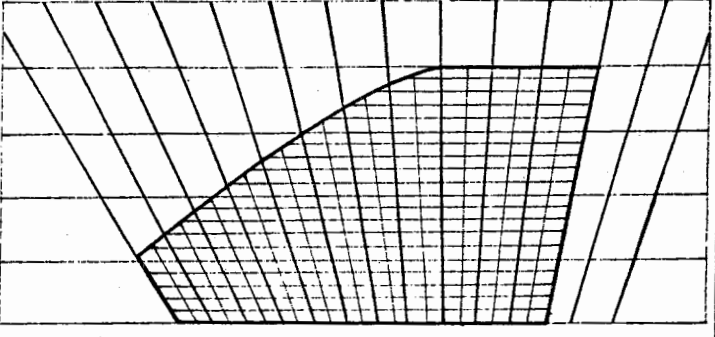
Abb. 5.3.2.2/3 Geschäftsvariante

b) für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

Abb. 5.3.2.2/4 Inspektionsvariante
a) für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

INTERFLUG		Beladediagramm		L 410 UVP	
Inspektionsvariante I TOW: 6000 kg					
Datum:		Kommandant:		Kennzeichen:	
Position	Art der Zuladung	max. fakt. pro		Schwerpunkt des Leeren Flugzeuges 20 21 22 23 24 25 26 27 28 [%MAC]	
		Bel. [kg]	Bel. Teilstrich [kg]		
1	Besatzung		80		
2	Kraftstoff in TF	1000	100		
3	Zusatzbehälter	231	100		
4	1. Pass.-Reihe		75		
5	2. Pass.-Reihe		75		
6	3. Pass.-Reihe		255		
7	4. Pass.-Reihe		75		
8	5. Pass.-Reihe		75		
9	AFA vorn		50		
10	AFA hinten		50		
11	LBOP vorn		80		
12	LBOP hinten		80		
13	LBOP Handk.		80		
14	LBOP Handk.		80		
15	Fotomat vorn		50		
16	Fotomat hinten		50		
17	Gestell Videov.		25		
18	Gestell Video h.		25		
19	Spezialausr.			ohne Einfluß auf den Schwerpunkt	
20	Gepäckr. vorn	140	25		
21	Gepäckr. / DK	150	25		
22	LBOP DK / WC		75		



Masse [kg]	[%MAC]											
	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29
6500												
6000												
5500												
5000												
4500												
4000												

Masse:
ausgefüllt durch:
Kommandant:

Schwerpunkt:

Abb. 5.3.2.2/4 Inspektionsvariante

b) für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

a) für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

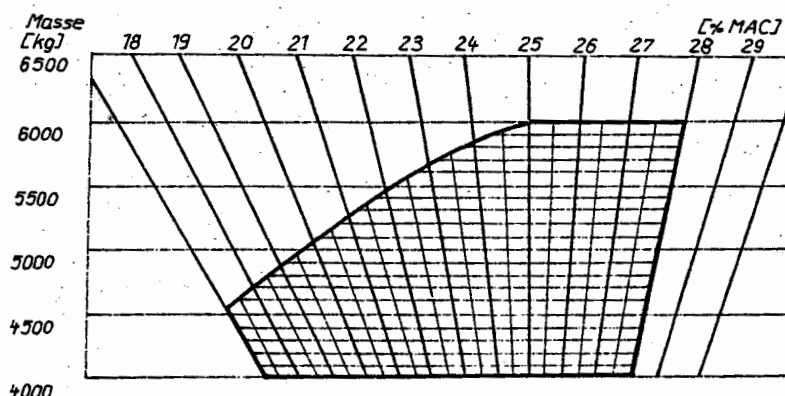
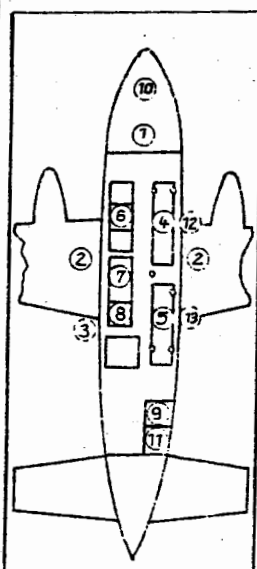
01.09.1989
Ausgabe: 1

Abb. 5.3.2.2/6 Sanitätsvariante

a) für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

INTERFLUG	Beladediagramm	L410 UVP
Sanitätsvariante / TOW: 6000 kg		
Datum:	Kommandant:	Kennzeichen:

Position	Art der Zuladung	max. Bel. [kg]	fakt. Bel. [kg]	pro. Teilstrich [kg]	Schwerpunkt des leeren Flugzeuges 20 21 22 23 24 25 26 27 28 [% MAC]												
1	Besatzung			180													
2	Kraftstoff in TF	1000		100													
3	Zusatzbehält.	231		100													
4	Pat. liegend			100													
5	Pat. liegend			100													
6	Pat. sitzend			100													
7	Pat. sitzend				ohne Einfluß auf den Schwerpunkt												
8	med. Begleit.			75													
9	Gepäck hint.	130		25													
10	Gepäck vorn	140		25													
11	WC			75													
12	AFA vorn			30													
13	AFA hinten			50													



Masse:	Schwerpunkt:
ausgefüllt durch:	
Kommandant:	

Abb. 5.3.2.2/6 Sanitätsvariante

b) für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

5.4.2. Auswahl der Leistungsstufen für den Reiseflug

1. Auswahlkriterien

Hauptauswahlkriterium ist die Gewährleistung der maximalen Nutzlast. Die Verkürzung der Flugzeit ist zweitrangig.

2. Bestimmung der Leistungsstufen

- a) Die erforderliche Betankungsmenge des Kraftstoffes wird bei maximaler Reiseleistung laut Abb. 5.4.1/1 bestimmt.
- b) Die vorläufige Nutzlast wird auf der Grundlage der im Punkt a) ermittelten Betankungsmenge bestimmt.
- c) Wenn die nach Punkt b) bestimmte Nutzlast größer als die maximal zulässige Nutzlast nach 2.5.2. ist, dann kann die maximale Reiseleistung angewendet werden.
Ist die nach Punkt b) bestimmte Nutzlast kleiner als die maximal zulässige, dann wird die wirtschaftliche Reiseleistung angewendet.

Beispiel:

A: Bestimmung der erforderlichen Betankungsmenge für den Flug mit maximaler Reiseleistung nach Punkt a):

Startmasse	= 5700 kg
Entfernung	= 640 m
Flughöhe	= 3000 m
Lufttemperatur	= $INA + 10^{\circ}C$
Rückenwind	= 50 km/h
Kraftstoff-Navigationsreserve	= 230 kg
Rollen	= 5 min
Erforderliche Betankungsmenge	= 825 kg
Kraftstoffverbrauch beim Rollen	= 10 kg
Betankungsmenge	= 835 kg

B: Bestimmung der vorläufigen Nutzlast nach Punkt b):

Leermasse	= 3800 kg
Besatzung	= 160 kg
Betankungsmenge	= 835 kg
Gesamt:	= 4795 kg
5700 kg - 4795 kg	= 905 kg
905 kg	< max. (nach 2.5.2.)

C: Auswahl der Leistungsstufe nach Punkt c):

Die vorläufige Nutzlast = 905 kg ist kleiner als die maximal zulässige nach 2.5.2. Folglich wird mit der wirtschaftlichen Reiseleistung geflogen.
Die dazu gehörenden Angaben werden mittels Abb. 5.4.1/2 bestimmt.

Erforderliche Betankungsmenge	= 775 kg
Kraftstoffverbrauch beim Rollen	= 10 kg
Betankungsmenge	= 785 kg
Leermasse	= 3800 kg
Besatzung	= 160 kg
Betankungsmenge	= 785 kg
Gesamt:	= 4745 kg
5700 kg - 4745 kg	= 955 kg
Nutzlast (endgültige)	= 955 kg

3. Bestimmung der Flugdauer

In Abhängigkeit von der gewählten Leistungsstufe kann die Flugdauer mit Hilfe der Abb. 5.4.1/3 und 5.4.1/4 bestimmt werden.

Bezug nehmend auf das im Punkt 2. genannte Beispiel ist beim Flug mit wirtschaftlicher Reiseleistung zu erkennen, daß sich die Flugdauer im Vergleich zur maximalen Reiseleistung von 102 auf 115 Minuten verlängert.

4. Festlegungen zu den Leistungsstufen

- a) Beim Flug mit wirtschaftlicher Reiseleistung sind im Horizontalflug die in der folgenden Tabelle aufgeführten Fluggeschwindigkeiten IAS in km/h in Abhängigkeit von der Staffelhöhe und der Flugmasse einzuhalten.
(Die Fluggeschwindigkeiten wurden bis 10 km/h gerundet.)
- b) Beim Flug mit maximaler Reiseleistung arbeiten die Triebwerke in der Leistungsstufe der maximalen Dauerleistung (Nennleistung). Die Begrenzungen für diese Leistungsstufe sind zu beachten. Die in der folgenden Tabelle aufgeführten Fluggeschwindigkeiten IAS in km/h für den Flug mit maximaler Reiseleistung haben informativen Charakter. Die tatsächlichen Fluggeschwindigkeiten können sich infolge Rundungen von den Tabellenwerten unterscheiden.

Horizontalfluggeschwindigkeiten (IAS in km/h) bei wirtschaftlicher und maximaler Reiseleistung

Staffelhöhe m	Flugmasse kg							
	> 5500		5500-5000		5000-4500		4500	
	wirt- schaftl. Reise- lei- stung	maxi- male Reise- lei- stung	wirt- schaftl. Reise- lei- stung	maxi- male Reise- lei- stung	wirt- schaftl. Reise- lei- stung	maxi- male Reise- lei- stung	wirt- schaftl. Reise- lei- stung	maxi- male Reise- lei- stung
1850	270	320	270	320	270	320	260	320
2150	270	310	260	320	260	320	260	320
2450	260	310	260	310	260	310	250	320
2750	260	310	260	310	250	310	250	310
3050	250	310	250	310	250	310	240	310

5.5. Berechnungen zum Start

5.5.1. Kenngrößen des Starts

5.5.1.1. Allgemeines

Ein Teil der Diagramme zur Bestimmung der Kenngrößen des Starts werden im Abschnitt 5.5.2. angegeben:

- Abb. 5.5.2/2 Maximale Startmasse in Abhängigkeit von Platzhöhe und Lufttemperatur
- Abb. 5.5.2/3 Rechengröße "D" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 für die verfügbare Startstrecke des fortgesetzten und des abgebrochenen Starts
(5.5.2/3a)
- Abb. 5.5.2/4 Maximale Startmasse bei der verfügbaren Startstrecke des fortgesetzten und des abgebrochenen Starts mit und ohne Wassereinspritzung
(5.5.2/4a)
- Abb. 5.5.2/5 Rechengröße "R" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 für die verfügbare Startanrollstrecke und die verfügbare Startabbruchstrecke
(5.5.2/5a)
- Abb. 5.5.2/6 Maximale Startmasse bei der verfügbaren Startanrollstrecke und der verfügbaren Startabbruchstrecke mit und ohne Wassereinspritzung
(5.5.2/6a)

Im vorliegenden Abschnitt werden die Diagramme zur Bestimmung der sicheren Startflugbahn angegeben.

Alle Diagramme der Kenngrößen des Starts sind für die Bedingungen der Wassereinspritzung entsprechend der atmosphärischen Bedingungen (siehe Abb. 4.1.5/1) gegeben.

5.5.1.2. Sichere Startflugbahn

1. Bedingungen

- a) Bei der Bestimmung der sicheren Startflugbahn mit einem ausgefallenen Triebwerk wird angenommen, daß
 - das Triebwerk vor Erreichen der Sicherheitsstartgeschwindigkeit v_2 ausfällt;
 - das Flugzeug am Ende der verfügbaren Startstrecke die Höhe von 10,7 m erreicht;
 - das Fahrwerk bereits in der 3. Startetappe eingefahren wurde;

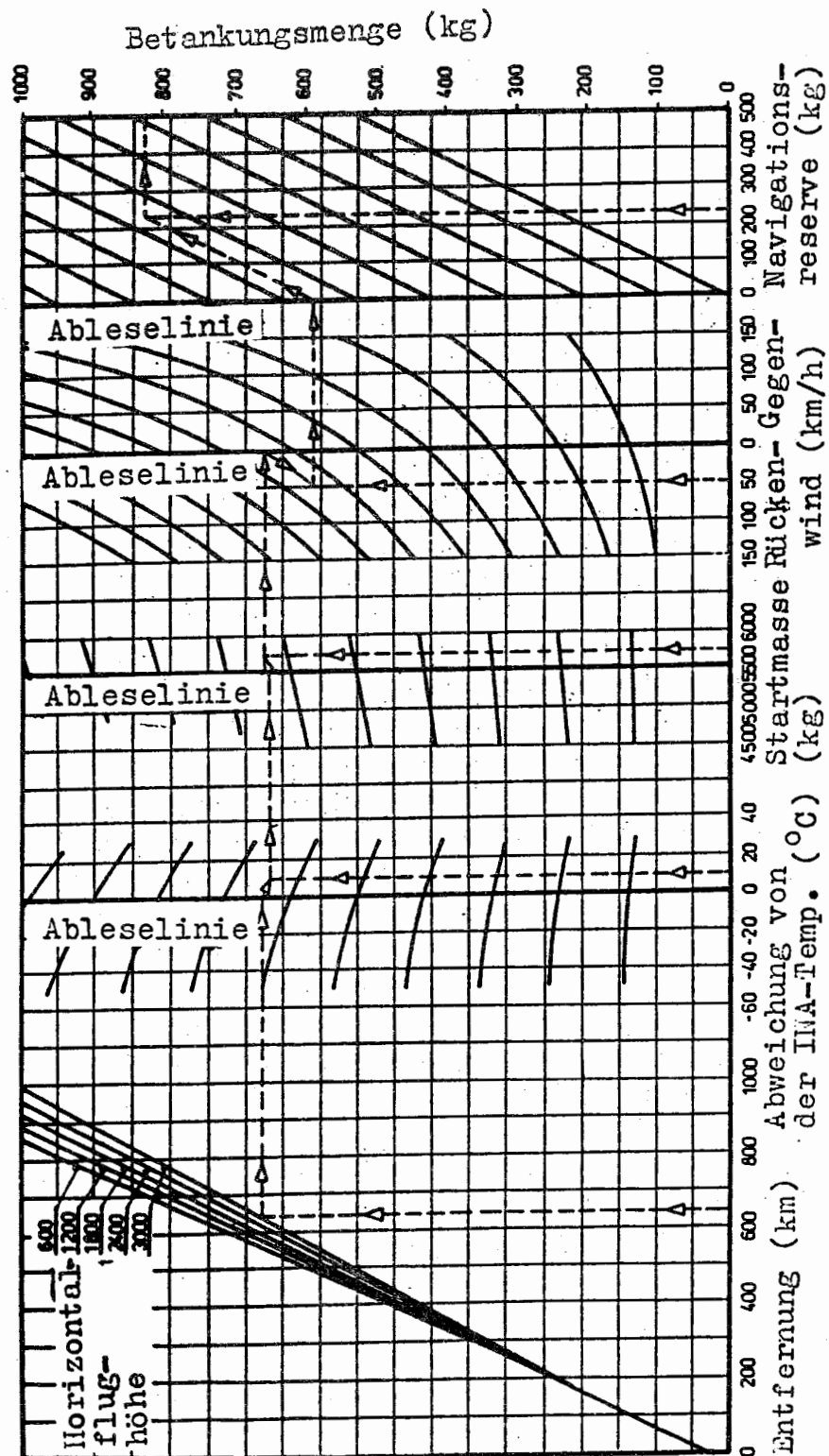


Abb. 5.4.1/1 Kraftstoffbetankungsmenge beim Flug mit maximaler Reiseleistung

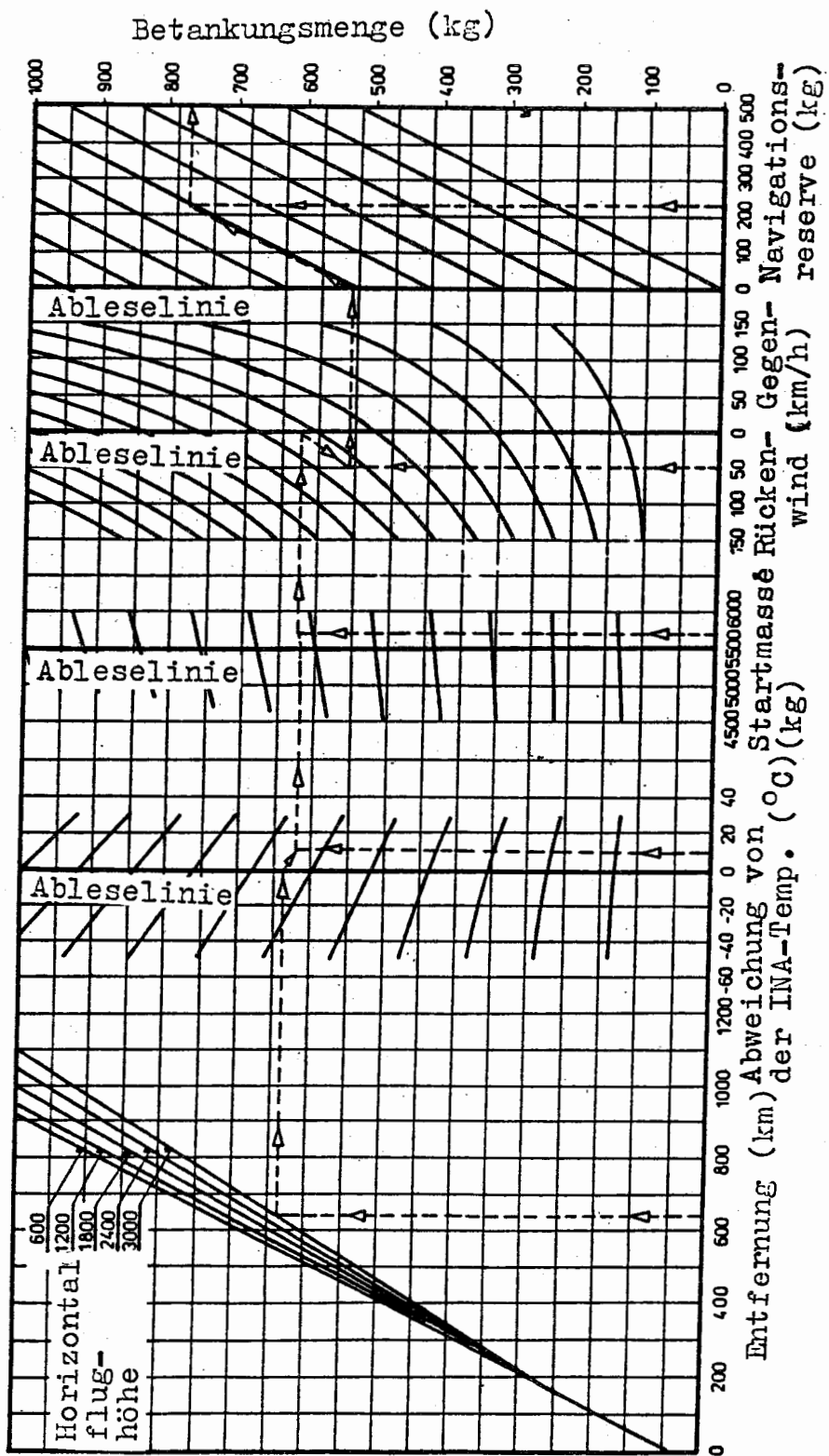


Abb. 5.4.1/2 Kraftstoffbetankungsmenge beim Flug mit wirtschaftlicher Reiseleistung

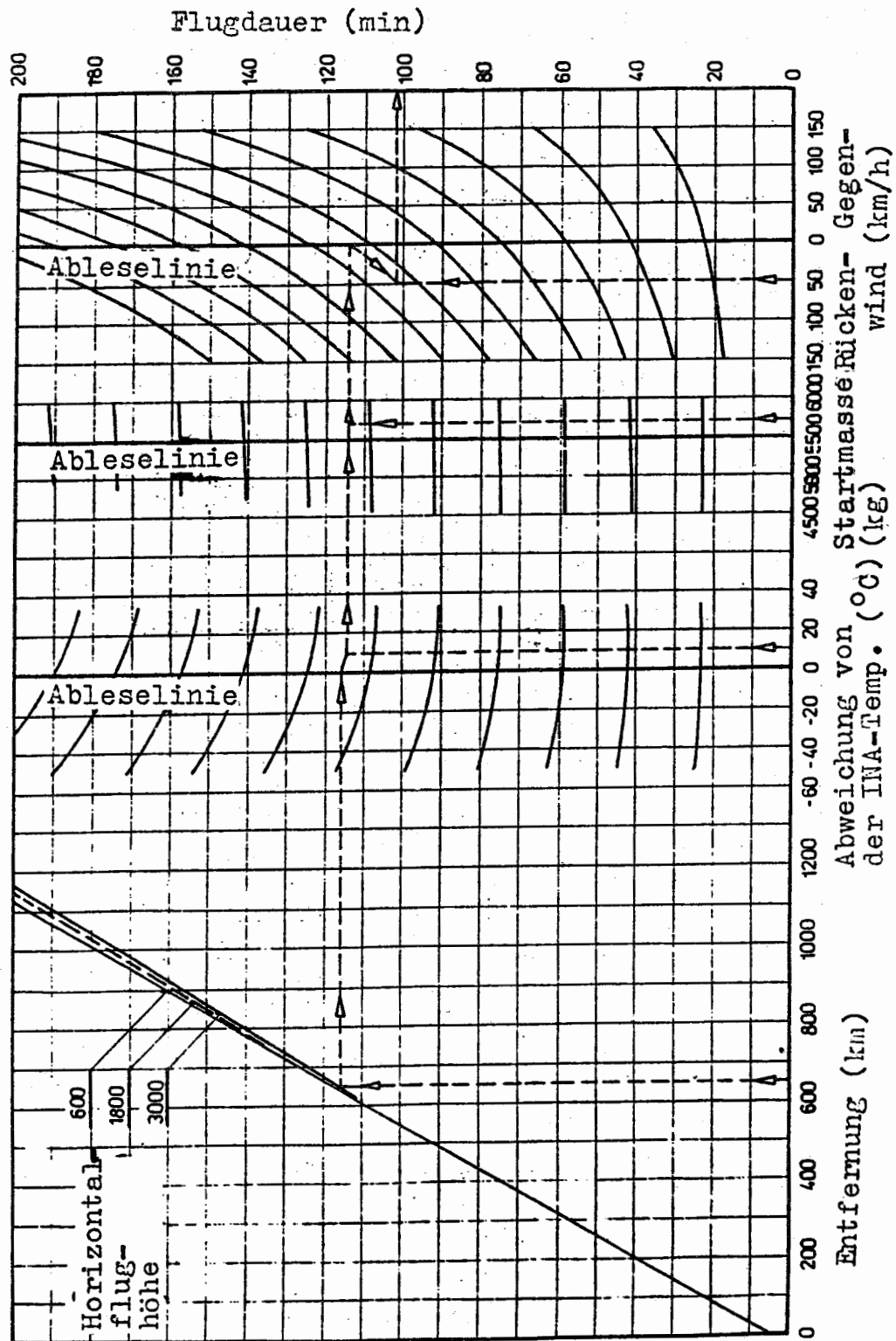


Abb. 5.4.1/3 Flugdauer beim Flug mit maximaler Reiseleistung

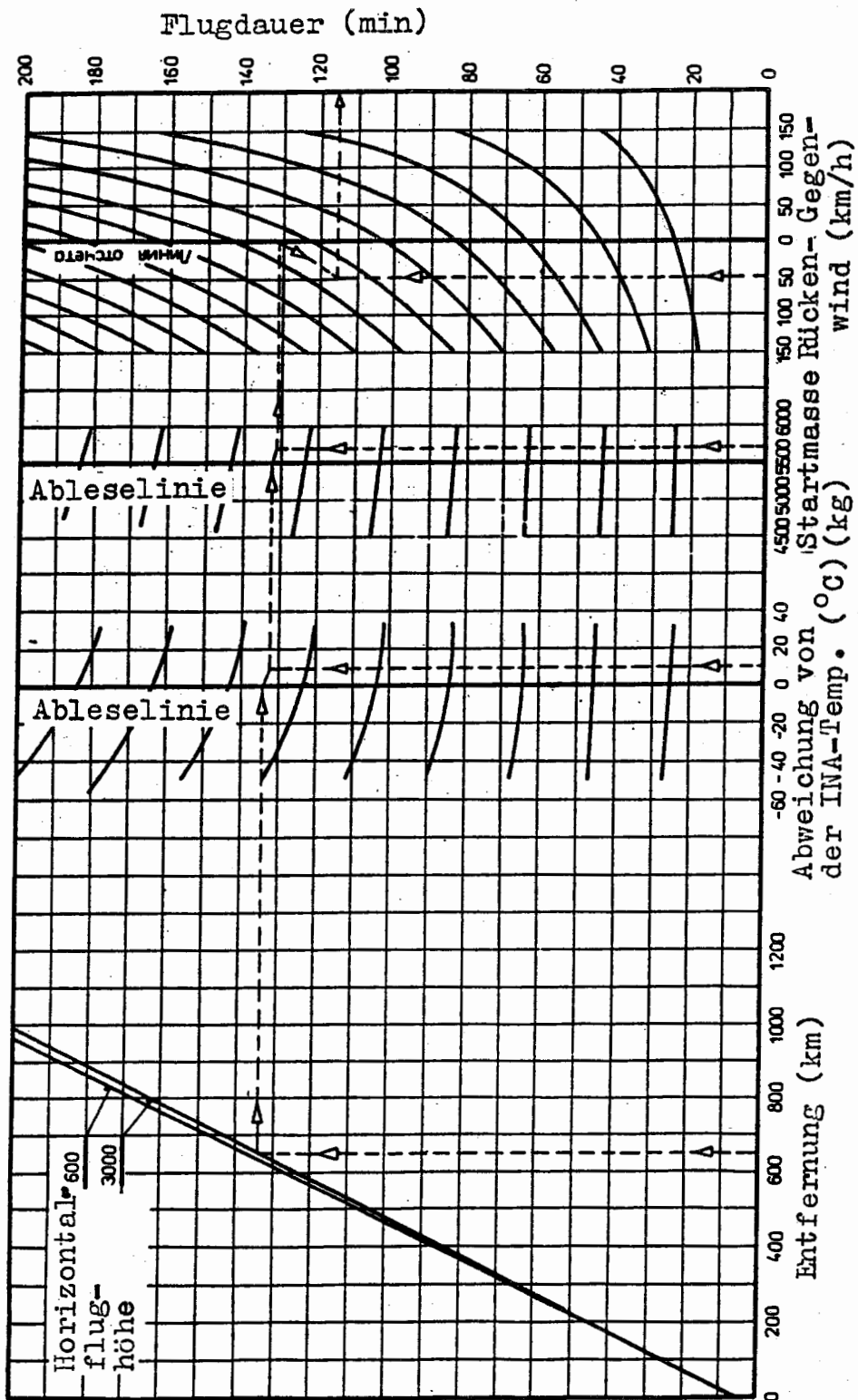


Abb. 5.4.1/4 Flugdauer beim Flug mit wirtschaftlicher Reiseleistung

- sich die Luftschraubenblätter am ausgefallenen Triebwerk bereits in "Segelstellung" befinden;
- der Eisabscheider nicht eingeschaltet ist;
- die Kabinenheizung abgestellt ist;
- Leistungsstufen des arbeitenden Triebwerkes:
 - 2. und 3. Startetappe - "Sonderleistung"
 - 4. Startetappe - "Startleistung" (AHT)

b) Bei der Bestimmung der sicheren Startflugbahn wird die 4. Etappe in zwei Phasen unterteilt, und zwar:

- 4a - Fahrtaufholen in horizontaler Ebene mit einer Startüberhöhung von $H = 120$ m von der Sicherheitsstartgeschwindigkeit $v_2 = 145$ km/h bzw. 150 km/h bei LFZ mit max. TOW 6000 kg auf die Geschwindigkeit zum Einnehmen der Flugkonfiguration $v_3 = 170$ km/h mit anschließendem Einfahren der Landeklappen und Fahrtaufholen bis auf IAS = 190 km/h bzw. 195 km/h bei max. TOW 6000 kg.
- 4b - Steigflug von $H = 120$ m auf $H = 400$ m mit IAS = 190 km/h bzw. 195 km/h bei max. TOW 6000 kg.

c) Die Diagramme berücksichtigen eine Korrektur des Gegenwindes von $0,5 \cdot U_{zul.}$ und des Rückenwindes von $1,5 \cdot U_{zul.}$

2. Beispiele

In den Diagrammen der Abb. 5.5.1/2 bis 5.5.1/7 sind mit gestrichelten Linien und Pfeilen drei Beispiele der Bestimmung der sicheren Startflugbahn mit einem ausgefallenen Triebwerk angegeben.

Bei allen Beispielen wird angenommen, daß das Steigen ohne Richtungsänderung erfolgt:

Ausgangsdaten	A	B	C
Wassereinspritzung	nein	ja	nein
Platzhöhe	700 m	340 m	340 m
Lufttemperatur	-15 °C	+30 °C	+30 °C
Windgeschwindigkeit	0	10 m/s Gegenwind	10 m/s Gegenwind
Startmasse	5700 kg	5300 kg	5300 kg

Antworten:

Zwecks besserer Anschaulichkeit wurden die Antworten in der Tabelle auf Blatt 5.5.1/1 zusammengefaßt und auf Blatt 5.5.1/2 grafisch dargestellt.

Die für den jeweiligen Flugplatz festgelegte verfügbare Startabbruchstrecke (in den Beispielen 950 m bzw. 750 m) berücksichtigend, wird mit der Ermittlung der Steigstrecken im sogenannten Rechenpunkt (beim Erreichen von $H = 10,7$ m, oft über dem Ende der Stoppfläche angenommen) begonnen.

Dabei werden die Diagramme der Abb. 5.5.1/3 bis 5.5.1/7 benutzt.

Ausgangsdaten der Beispiele		H _{Flugpl.} = 700 m t _{Luft} = -15 °C U = 0 m _{Start} = 5700 kg keine Wasser- einspr.					H _{Flugpl.} = 340 m t _{Luft} = +30 °C U _{Gegenwind} = 10 m/s m _{Start} = 5300 kg mit Wasser- einspr.								
Gesamtsteigstrecke beim Start bezogen auf das Ende der Stoppfläche (Rechenpunkt)	in m	ΔL	in m	in m	sin θ ≈ tan θ in %	H in m	ΔH in m	H in m	Anfangshöhe über der SLB H in m	Höhengewinn der Etappe ΔH in m	Endhöhe über der SLB H in m	Sicherer Steigflug- gradient am Ende der Etappe sin θ ≈ tan θ in %	Anfangspunkt der Steig- strecke der Etappe bezogen auf das Ende der Stoppfläche (Rechenpunkt) in m	Steigstreckenzuwachs der Etappe (in horizontaler Ebene) ΔL in m	Gesamtsteigstrecke beim Start bezogen auf das Ende der Stoppfläche (Rechenpunkt) in m
A	1					0	10,7	10,7				-	③ -950	950	0
	2					10,7	① 9,3	20				3,95	0	252	252
	3					20	100	120				4,3	252	2326	2578
	4a					120	0	120				-	2578	2450	5028
	4b					120	280	400				2,7	5028	10370	15398
B	1					0	10,7	10,7				-	③ -750	750	0
	2					10,7	① 12,3	23				4,7	0	262	262
	3					23	97	120				3,85	262	2519	2781
	4a					120	0	120				-	2781	4650	7431
	4b					120	280	400				1,3	7431	21538	28969

Anmerkungen:

① ΔH= ΔL·tan θ ② ΔL=ΔH / tan θ ③ Verfügbare Startabbruchstrecke des jeweiligen Flugplatzes (für Beispiele wie auf Bild 3.1.5-3 oder 3.1.5-5)

Anmerkungen: ① $\Delta H = \Delta L \cdot \tan \theta$ ② $\Delta L = \frac{\Delta H}{\tan \theta}$ ③ verfügbare Startabbruchstrecke des jeweiligen Flugplatzes (für Beispiele wie auf Bild 3.1.5-3 oder 3.1.5-5)

Abb. 5.5.1/1 Tabelle der Beispiele zur Bestimmung der sicheren Startflugbahn
(Daten nur für die Beispiele A und B, Beispiel C wurde nicht eingetragen)

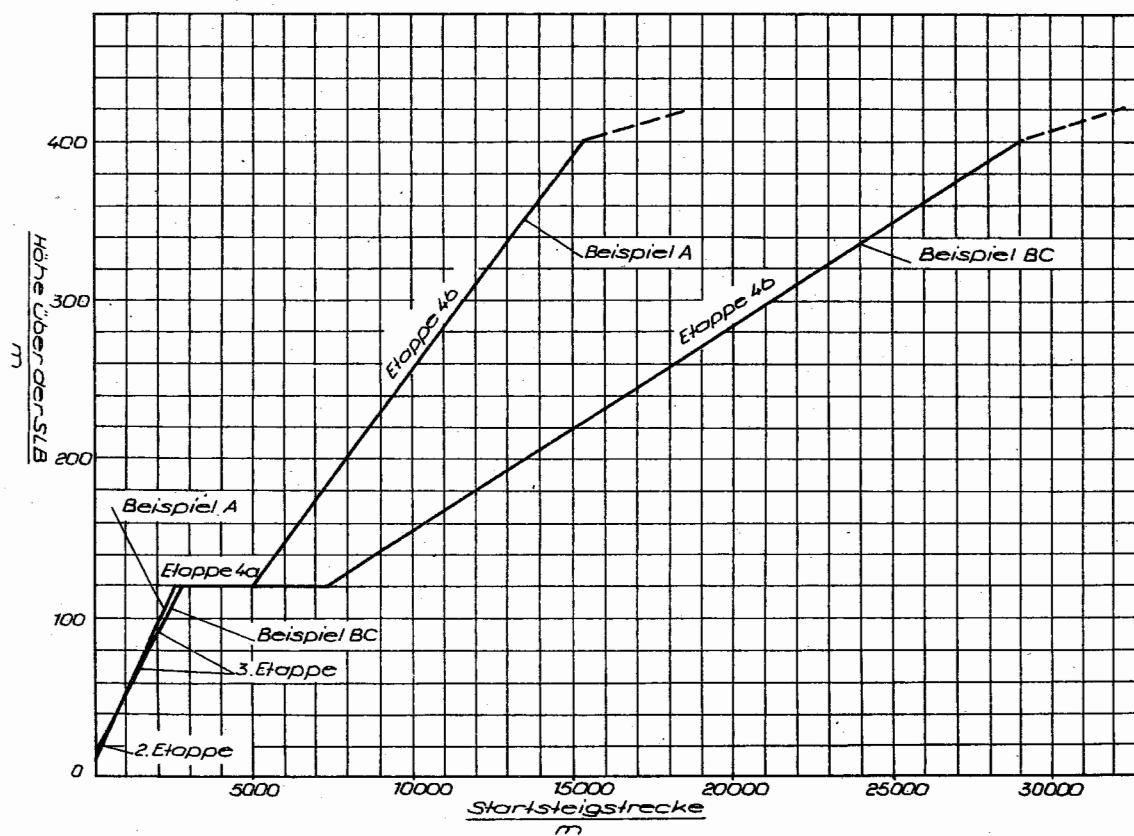


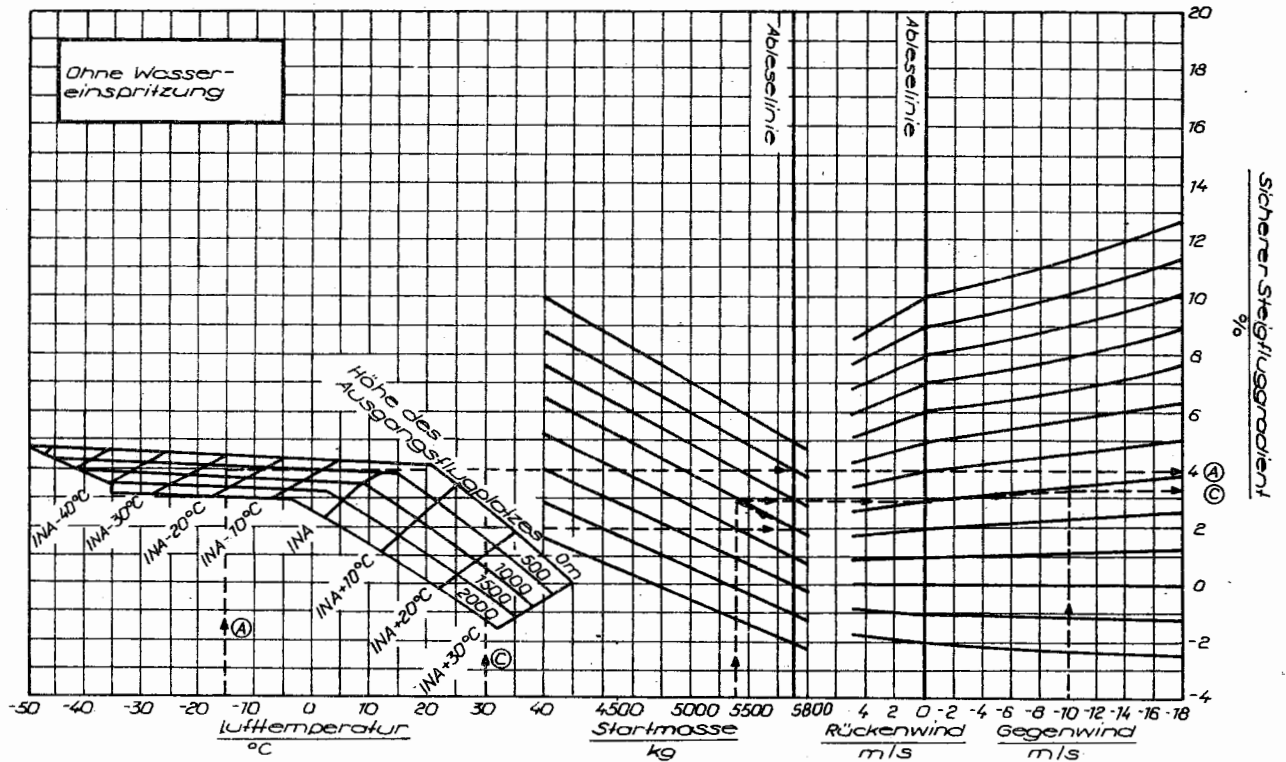
Abb. 5.5.1/2 Sichere Startflughahn
(Lösung für Beispiele A bis C)

The chart is a technical diagram for determining the safe climb gradient of a glider. It is divided into three main sections: 'mit Wassereinspritzung' (with water injection), 'Sonderleistung' (special performance), and 'Ableselinie' (reading line).

mit Wassereinspritzung: This section shows a grid of lines for different air temperatures (INA) and altitudes (Höhe d. Ausgangsflughplatzes). The lines are labeled with INA values: 80°C, 50°C, 40°C, 30°C, 20°C, 10°C, and 0. The altitudes are labeled with values: 1000, 1500, 2000, 2500, 3000, 3500, 4000, 4500, 5000, 5500, 6000, 6500, 7000, 7500, 8000, 8500, 9000, 9500, 10000, 10500, 11000, 11500, 12000, 12500, 13000, 13500, 14000, 14500, 15000, 15500, 16000, 16500, 17000, 17500, 18000, 18500, 19000, 19500, 20000, 20500, 21000, 21500, 22000, 22500, 23000, 23500, 24000, 24500, 25000, 25500, 26000, 26500, 27000, 27500, 28000, 28500, 29000, 29500, 30000, 30500, 31000, 31500, 32000, 32500, 33000, 33500, 34000, 34500, 35000, 35500, 36000, 36500, 37000, 37500, 38000, 38500, 39000, 39500, 40000, 40500, 41000, 41500, 42000, 42500, 43000, 43500, 44000, 44500, 45000, 45500, 46000, 46500, 47000, 47500, 48000, 48500, 49000, 49500, 50000, 50500, 51000, 51500, 52000, 52500, 53000, 53500, 54000, 54500, 55000, 55500, 56000, 56500, 57000, 57500, 58000, 58500, 59000, 59500, 60000, 60500, 61000, 61500, 62000, 62500, 63000, 63500, 64000, 64500, 65000, 65500, 66000, 66500, 67000, 67500, 68000, 68500, 69000, 69500, 70000, 70500, 71000, 71500, 72000, 72500, 73000, 73500, 74000, 74500, 75000, 75500, 76000, 76500, 77000, 77500, 78000, 78500, 79000, 79500, 80000, 80500, 81000, 81500, 82000, 82500, 83000, 83500, 84000, 84500, 85000, 85500, 86000, 86500, 87000, 87500, 88000, 88500, 89000, 89500, 90000, 90500, 91000, 91500, 92000, 92500, 93000, 93500, 94000, 94500, 95000, 95500, 96000, 96500, 97000, 97500, 98000, 98500, 99000, 99500, 100000, 100500, 101000, 101500, 102000, 102500, 103000, 103500, 104000, 104500, 105000, 105500, 106000, 106500, 107000, 107500, 108000, 108500, 109000, 109500, 110000, 110500, 111000, 111500, 112000, 112500, 113000, 113500, 114000, 114500, 115000, 115500, 116000, 116500, 117000, 117500, 118000, 118500, 119000, 119500, 120000, 120500, 121000, 121500, 122000, 122500, 123000, 123500, 124000, 124500, 125000, 125500, 126000, 126500, 127000, 127500, 128000, 128500, 129000, 129500, 130000, 130500, 131000, 131500, 132000, 132500, 133000, 133500, 134000, 134500, 135000, 135500, 136000, 136500, 137000, 137500, 138000, 138500, 139000, 139500, 140000, 140500, 141000, 141500, 142000, 142500, 143000, 143500, 144000, 144500, 145000, 145500, 146000, 146500, 147000, 147500, 148000, 148500, 149000, 149500, 150000, 150500, 151000, 151500, 152000, 152500, 153000, 153500, 154000, 154500, 155000, 155500, 156000, 156500, 157000, 157500, 158000, 158500, 159000, 159500, 160000, 160500, 161000, 161500, 162000, 162500, 163000, 163500, 164000, 164500, 165000, 165500, 166000, 166500, 167000, 167500, 168000, 168500, 169000, 169500, 170000, 170500, 171000, 171500, 172000, 172500, 173000, 173500, 174000, 174500, 175000, 175500, 176000, 176500, 177000, 177500, 178000, 178500, 179000, 179500, 180000, 180500, 181000, 181500, 182000, 182500, 183000, 183500, 184000, 184500, 185000, 185500, 186000, 186500, 187000, 187500, 188000, 188500, 189000, 189500, 190000, 190500, 191000, 191500, 192000, 192500, 193000, 193500, 194000, 194500, 195000, 195500, 196000, 196500, 197000, 197500, 198000, 198500, 199000, 199500, 200000, 200500, 201000, 201500, 202000, 202500, 203000, 203500, 204000, 204500, 205000, 205500, 206000, 206500, 207000, 207500, 208000, 208500, 209000, 209500, 210000, 210500, 211000, 211500, 212000, 212500, 213000, 213500, 214000, 214500, 215000, 215500, 216000, 216500, 217000, 217500, 218000, 218500, 219000, 219500, 220000, 220500, 221000, 221500, 222000, 222500, 223000, 223500, 224000, 224500, 225000, 225500, 226000, 226500, 227000, 227500, 228000, 228500, 229000, 229500, 230000, 230500, 231000, 231500, 232000, 232500, 233000, 233500, 234000, 234500, 235000, 235500, 236000, 236500, 237000, 237500, 238000, 238500, 239000, 239500, 240000, 240500, 241000, 241500, 242000, 242500, 243000, 243500, 244000, 244500, 245000, 245500, 246000, 246500, 247000, 247500, 248000, 248500, 24900

01.09.1989
Ausgabe: 2

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg



für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

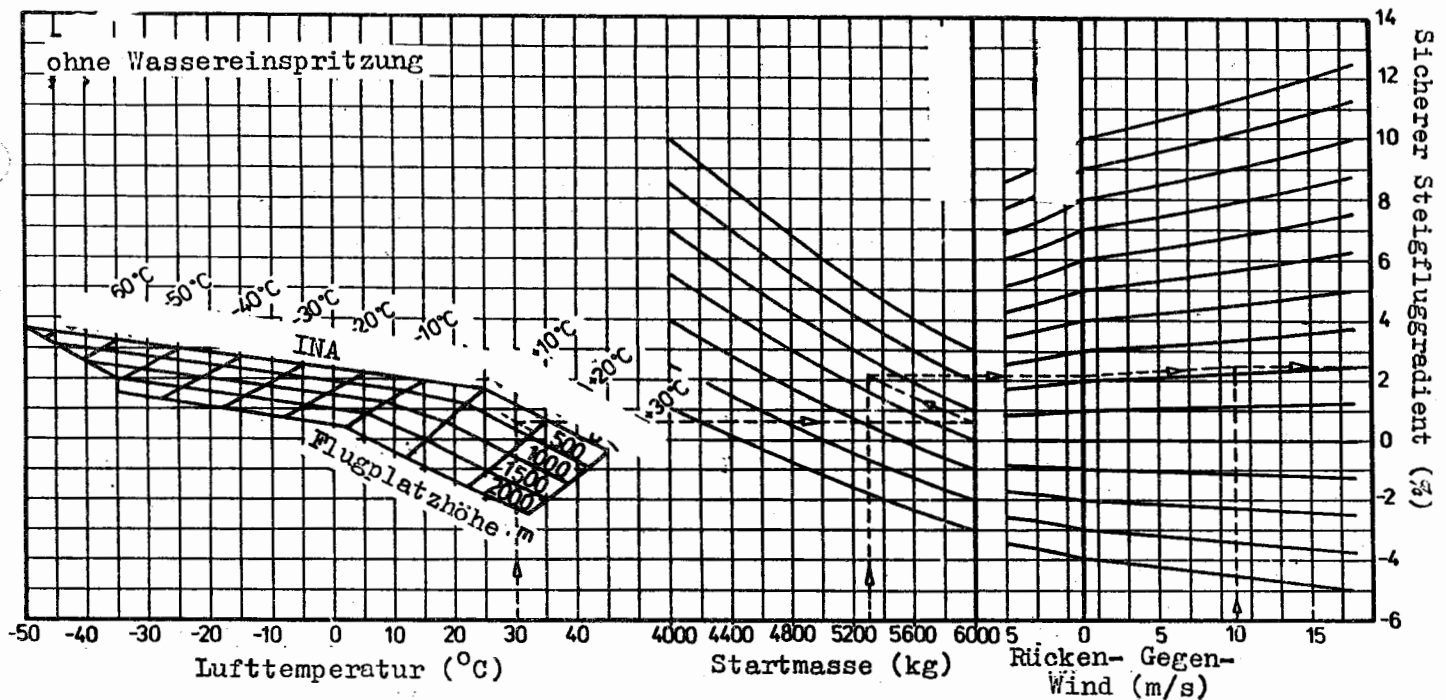


Abb. 5.5.1/3a Sicherer Steigfluggradient der 2. Startetappe ohne Wassereinspritzung

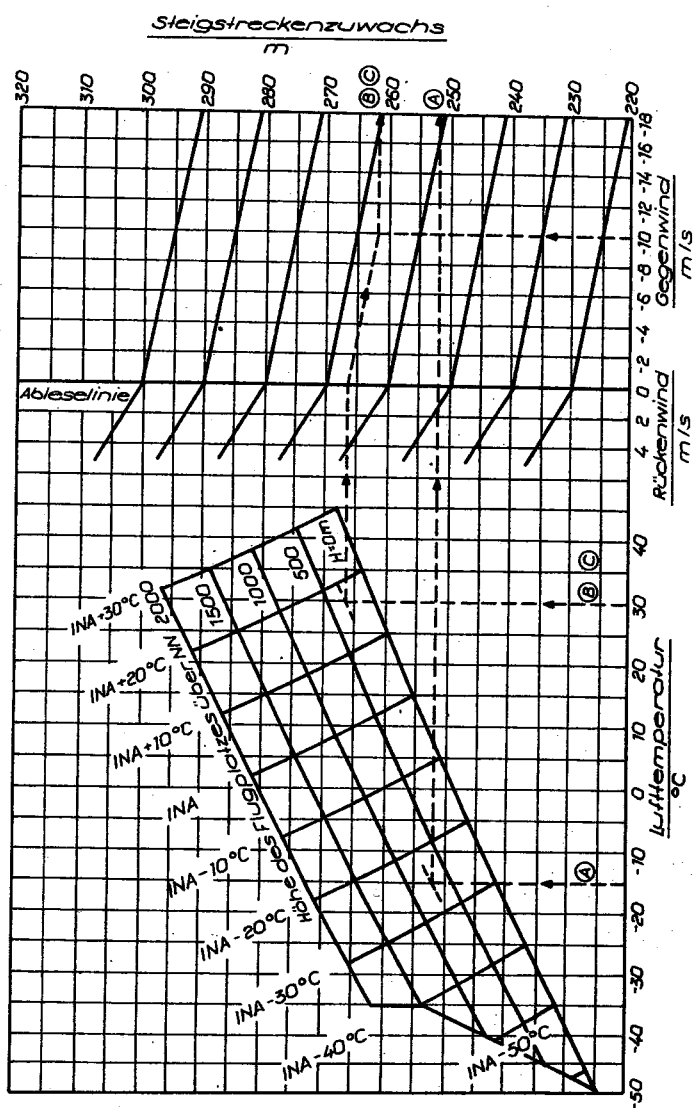


Abb. 5.5.1/4 Steigstreckenzuwachs der 2. Startetappe
für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

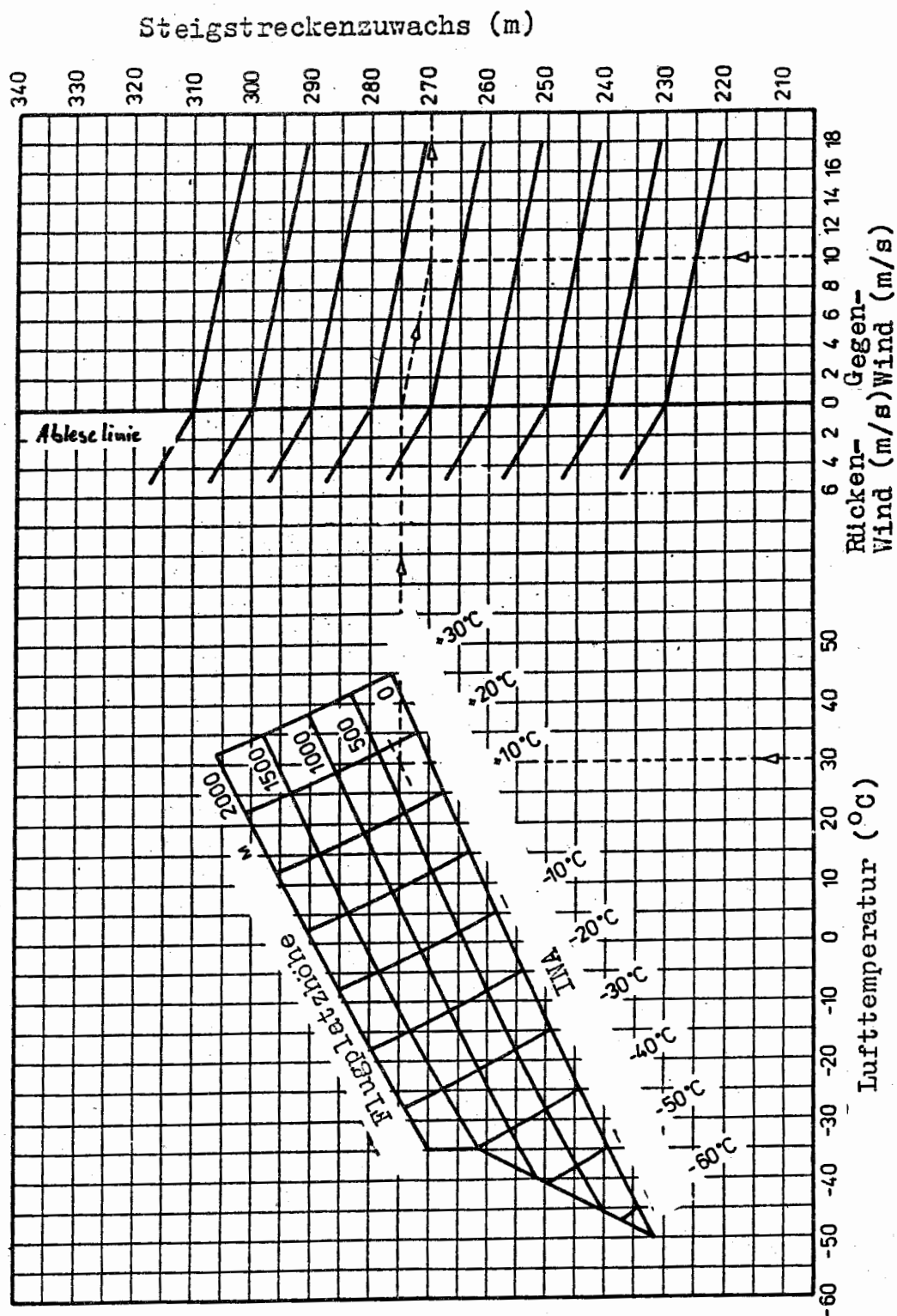


Abb. 5.5.1/4a Steigstreckenzuwachs der 2. Startetappe für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

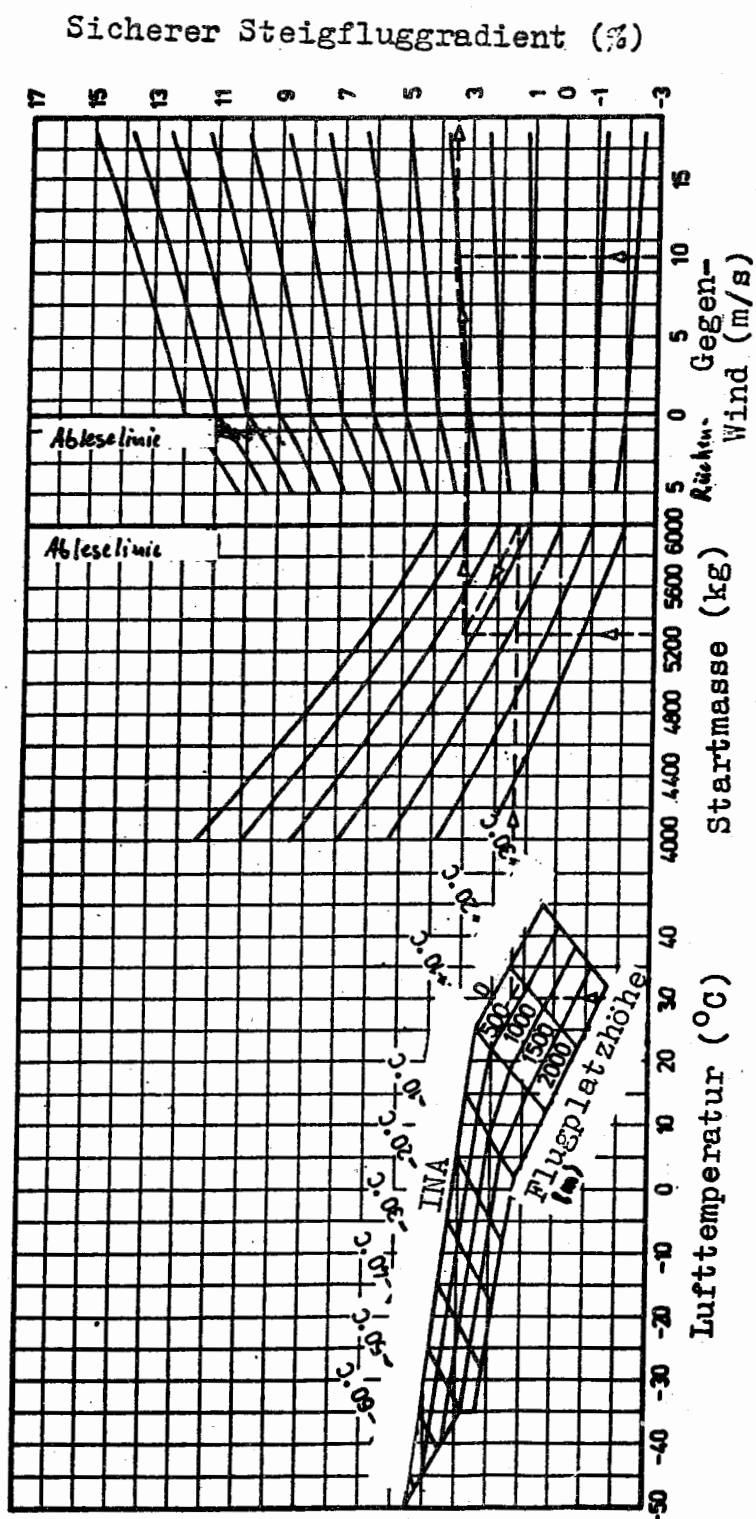


Abb. 5.5.1/5a Sicherer Steigfluggradient der 3. Startetappe
für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

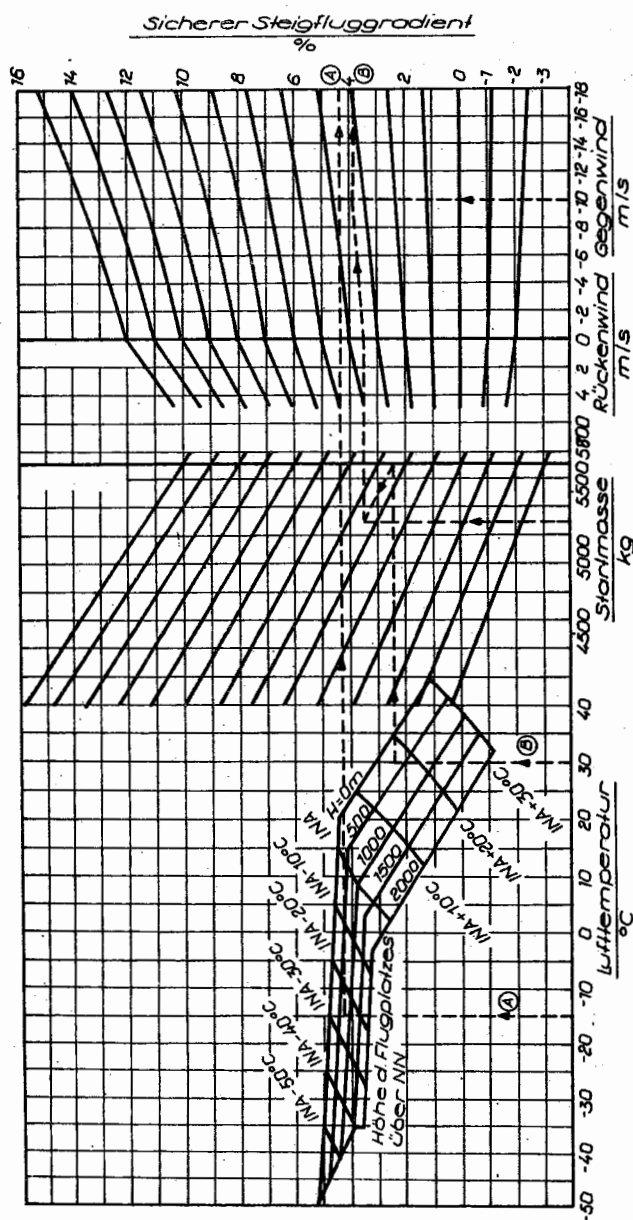


Abb. 5.5.1/5 Sicherer Steigfluggradient der 3. Startetappe
für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

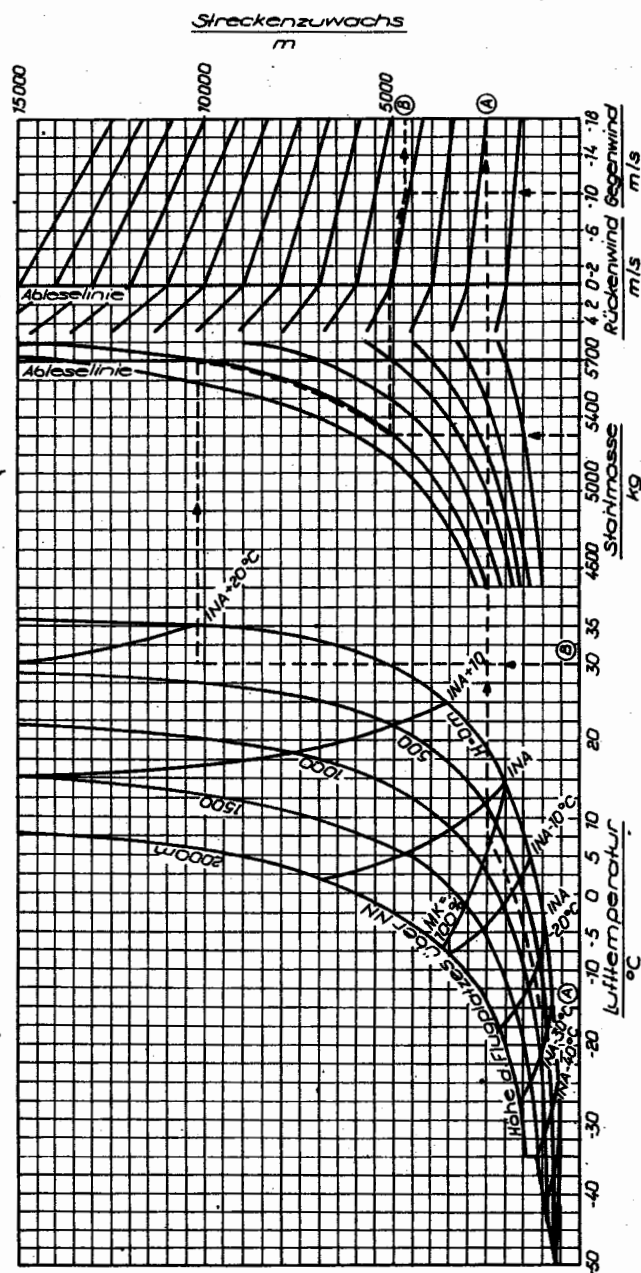


Abb. 5.5.1/6 Streckenzuwachs in der horizontalen Startetappe 4a für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

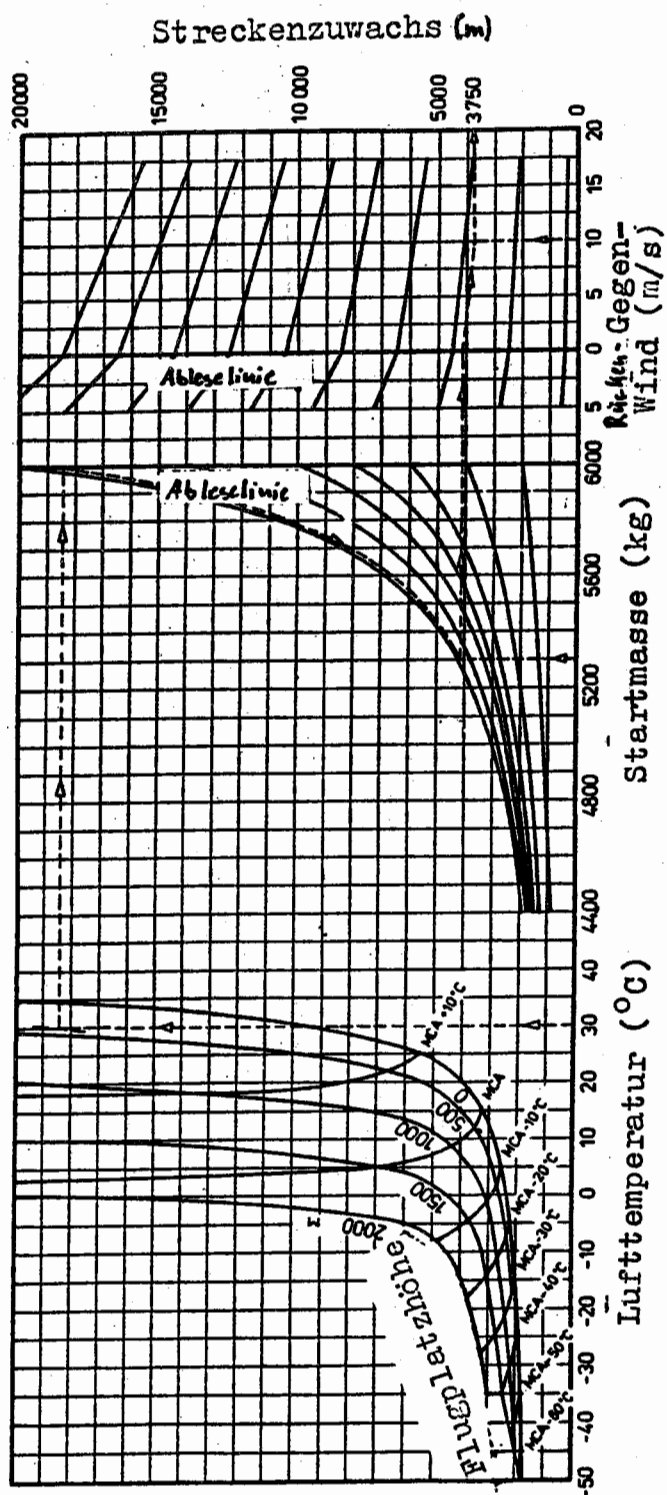


Abb. 5.5.1/6a Streckenzuwachs in der horizontalen Startetappe 4a für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

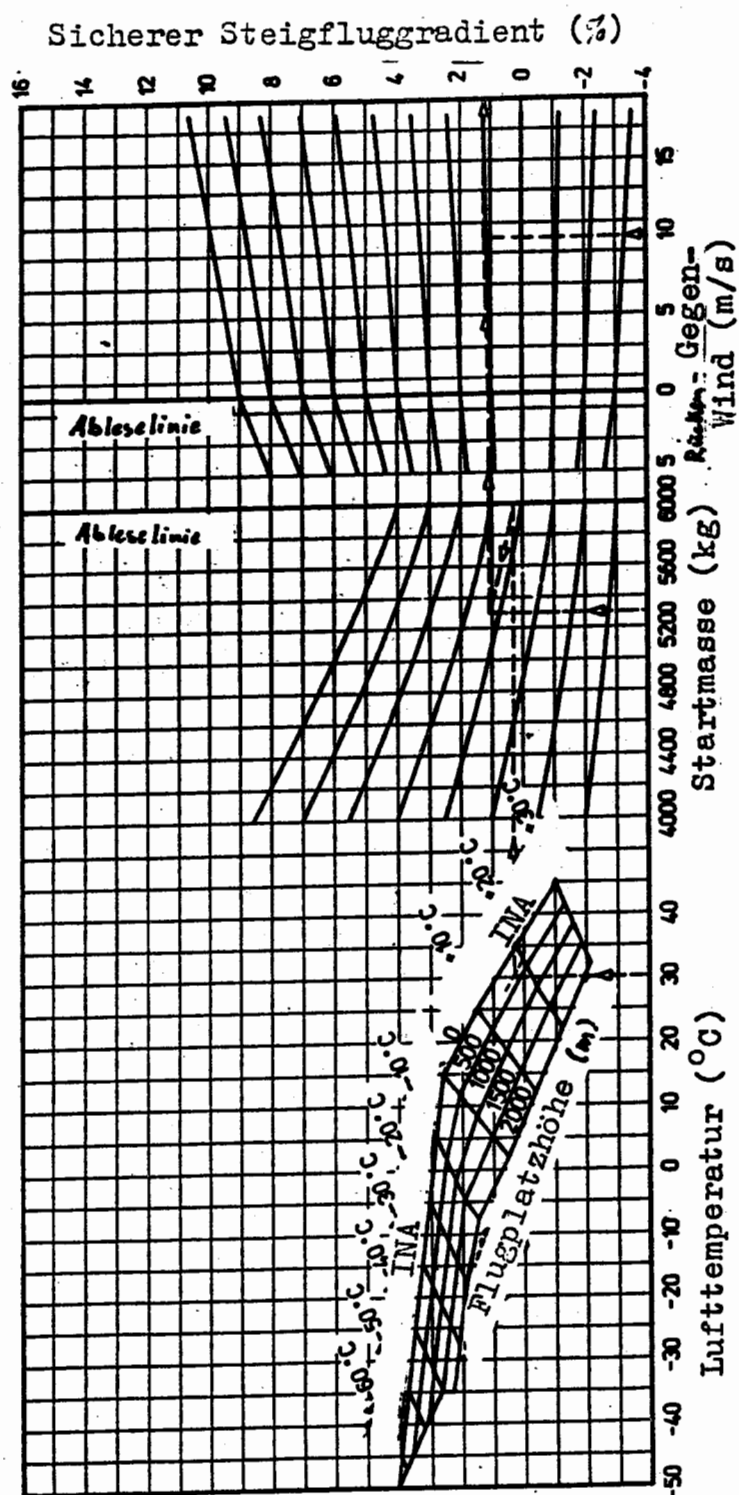


Abb. 5.5.1/7a Sicherer Steigfluggradient von 120 m bis 400 m Höhe für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

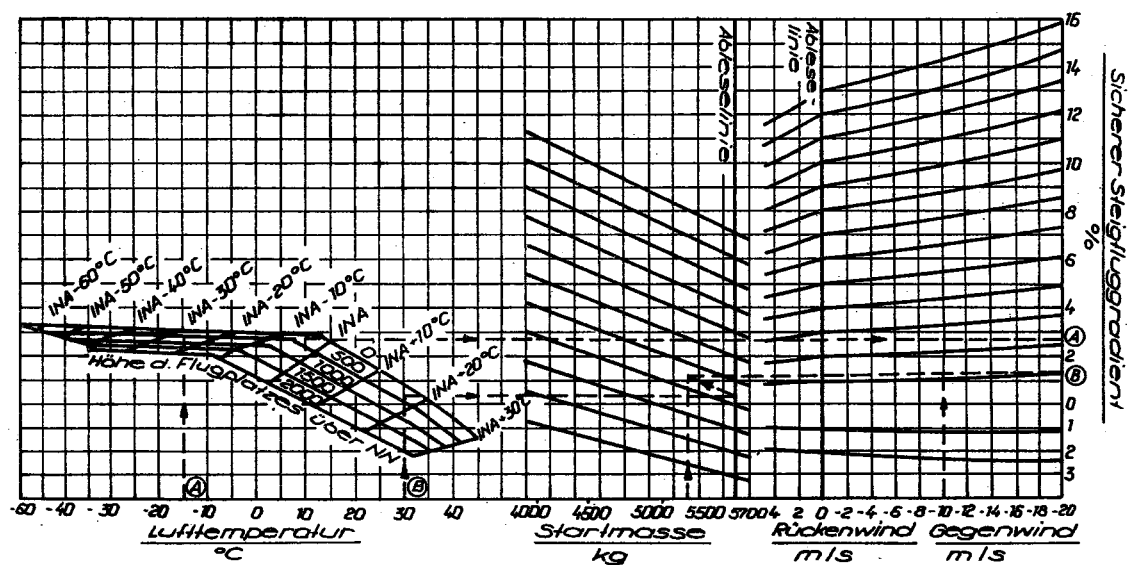


Abb. 5.5.1/7 Sicherer Steigfluggradient von 120 m bis 400 m Höhe
für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

5.5.2. Bestimmung der maximalen Startmasse

5.5.2.1. Bestimmung der maximalen Startmasse und der Entscheidungsgeschwindigkeit v_1

1. Mittels Abb. 5.5.2/1 wird die Flugplatzhöhe in Abhängigkeit vom Luftdruck ermittelt.
2. Die maximale Startmasse, die die Einhaltung des normierten Steigfluggradienten (1,2 %) in der 4. Startetappe gewährleistet, ist mittels Abb. 5.5.2/2 zu bestimmen. Dabei sind die im Punkt 1. ermittelte Flugplatzhöhe und Lufttemperatur zu berücksichtigen.
3. Die Rechengröße "D" und die Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 werden mit der Abb. 5.5.2/3 in Abhängigkeit von der verfügbaren Startfortsetzungstrecke und der verfügbaren Startabbruchstrecke sowie vom Neigungswinkel der SLB und der Windgeschwindigkeit bestimmt.

Befindet sich der Schnittpunkt der Bestimmungsgeraden rechts des Parameters $v_1 = 140$ km/h (145 km/h), dann gilt als Entscheidungsgeschwindigkeit $v_1 = 140$ km/h (145 km/h) und als Rechengröße "D" der Schnittpunkt zwischen der horizontalen Bestimmungsgeraden und dem Parameter $v_1 = 140$ km/h (145 km/h).

Befindet sich der Schnittpunkt der Bestimmungsgeraden links des Parameters $v_1 = 125$ km/h (130 km/h), dann gilt als Entscheidungsgeschwindigkeit $v_1 = 125$ km/h (130 km/h) und als Rechengröße "D" der Schnittpunkt zwischen der vertikalen Bestimmungsgeraden und dem Parameter $v_1 = 125$ km/h (130 km/h).

4. Nach Nomogramm Abb. 5.5.2/4 wird die maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Außentemperatur, der Flugplatzhöhe und der Rechengröße "D" bestimmt.
5. Die Rechengröße "R" und die Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 werden in Abhängigkeit von der verfügbaren Startanrollstrecke, von der verfügbaren Startabbruchstrecke vom Neigungswinkel der SLB und von der Windgeschwindigkeit mittels Abb. 5.5.2/5 bestimmt.
Befindet sich der Schnittpunkt der Bestimmungsgeraden rechts des Parameters $v_1 = 140$ km/h (145 km/h), dann gilt $v_1 = 140$ km/h (145 km/h) als Entscheidungsgeschwindigkeit. Als Rechengröße "R" gilt in diesem Falle der Schnittpunkt der horizontalen Bestimmungsgeraden mit dem Parameter $v_1 = 140$ km/h (145 km/h).
Befindet sich der Schnittpunkt der Bestimmungsgeraden links des Parameters $v_1 = 125$ km/h (130 km/h) dann gilt $v_1 = 125$ km/h (130 km/h) als Entscheidungsgeschwindigkeit. Als Rechengröße "R" gilt in diesem Falle der Schnittpunkt der vertikalen Bestimmungsgeraden mit dem Parameter $v_1 = 125$ km/h (130 km/h).
6. Nach Nomogramm Abb. 5.5.2/6 wird die maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Außentemperatur, der Flugplatzhöhe und der Größe "R" bestimmt.

Anmerkung zu den Punkten 3. bis 6.: Die Nomogramme 5.5.2/3, /4, /5, /6 gelten für Starts mit Wassereinspritzung bei Außentemperaturen $\geq 21^\circ\text{C}$ (bzw. $\leq 23^\circ\text{C}$). Wird keine Wassereinspritzung angewandt, sind zur Bestimmung der entsprechenden Größen die Nomogramme Abb. 5.5.2/3a, /4a, /5a, /6a zu verwenden.
Die Werte in Klammern gelten für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg.

7. Die maximale Startmasse unter Berücksichtigung von Hindernissen auf der Flugstrecke wird folgendermaßen bestimmt:
 - a) Die maximale Flugmasse, die den sicheren Gradient von 0 % mit einem arbeitenden Triebwerk (Leistungsstufe = Startleistung) gewährleistet, ist anhand der Abb. 5.5.2/7 unter Berücksichtigung der Flughöhe und der Lufttemperatur zu ermitteln.
Die absolute Flughöhe wird aus der Summe von Mindestflughöhe nach IFR und der Höhe des Hindernisses bestimmt.

$$H_{\text{abs}} = H_{\text{min}} + H_H \quad (H_H = H_{\text{Relief}} + \Delta H_H)$$

Die Mindestflughöhen nach IFR betragen:

- über ebenem und hügeligem Gelände 300 m
- über bergigem Gelände 600 m

- b) Der Kraftstoffverbrauch bis zum Überfliegen der Hindernisse ist unter Berücksichtigung der Flugbedingungen und der gewählten Leistungsstufe der Triebwerke mittels der Abb. 5.4.1/1 oder 5.4.1/2 zu bestimmen.
Die Navigationsreserve ist dabei nicht zu berücksichtigen.
Der Kraftstoffverbrauch ist entsprechend der maximalen Startmasse (5800 bzw. 6000 kg) zu ermitteln.
 - c) Die maximale Startmasse unter Berücksichtigung von Hindernissen auf der Flugstrecke wird aus der Summe der mit Abb. 5.5.2/7 ermittelten Flugmasse und der nach Punkt b) ermittelten Kraftstoffmasse gebildet.
8. Die zu nutzende maximale Startmasse ist die kleinste der nach den Punkten 4., 6. und 7. bestimmten Massen.
 9. Die Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 wird nach der kleineren aus den Werten D und R erhaltenen Startmasse gewählt.
Wenn die nach den Werten D und R erhaltene maximale Startmasse gleichgroß und gleich der maximal zulässigen Startmasse von (5800 bzw. 6000 kg) ist, dann wird die größere der beiden verschiedenen Entscheidungsgeschwindigkeiten v_1 gewählt.

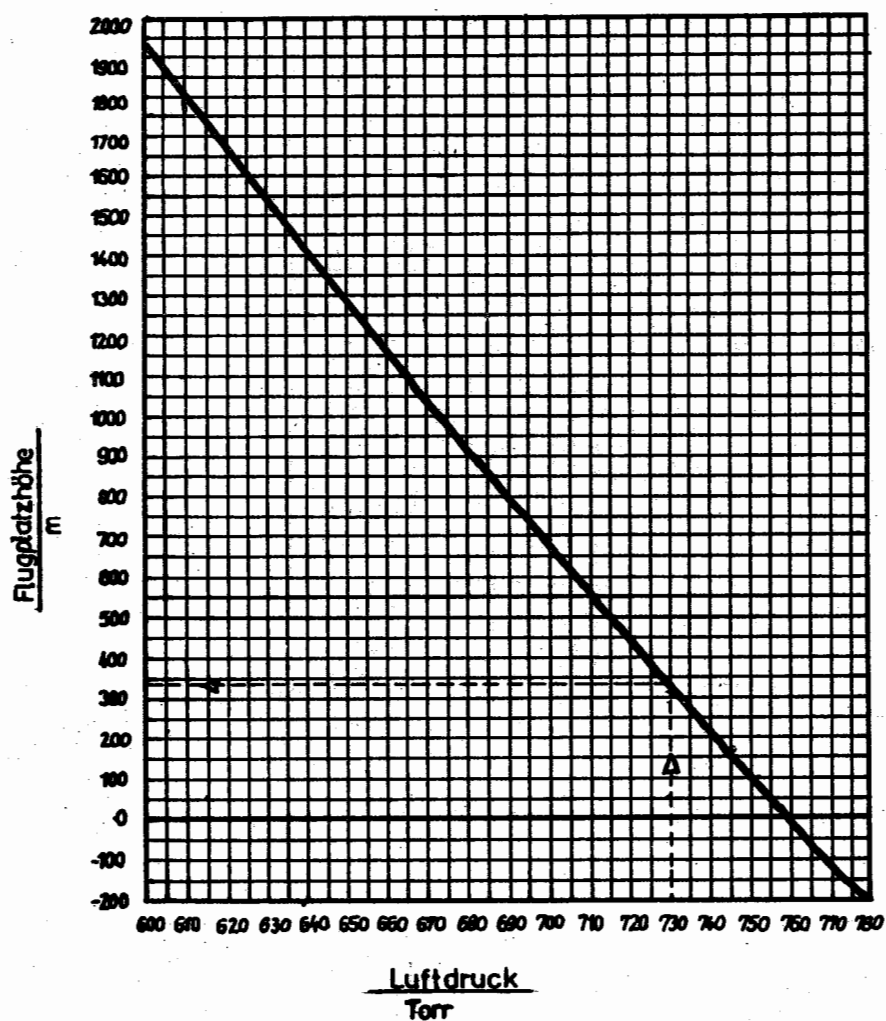
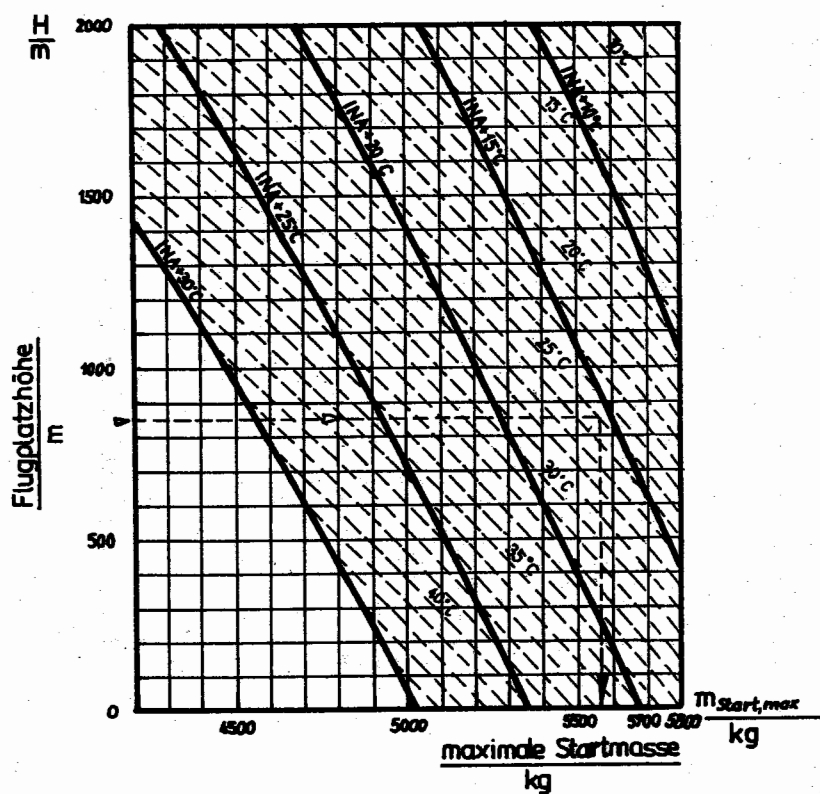


Abb. 5.5.2/1 Bestimmung der Flughöhe aus dem am Flugplatz herrschenden Luftdruck (nach INA)

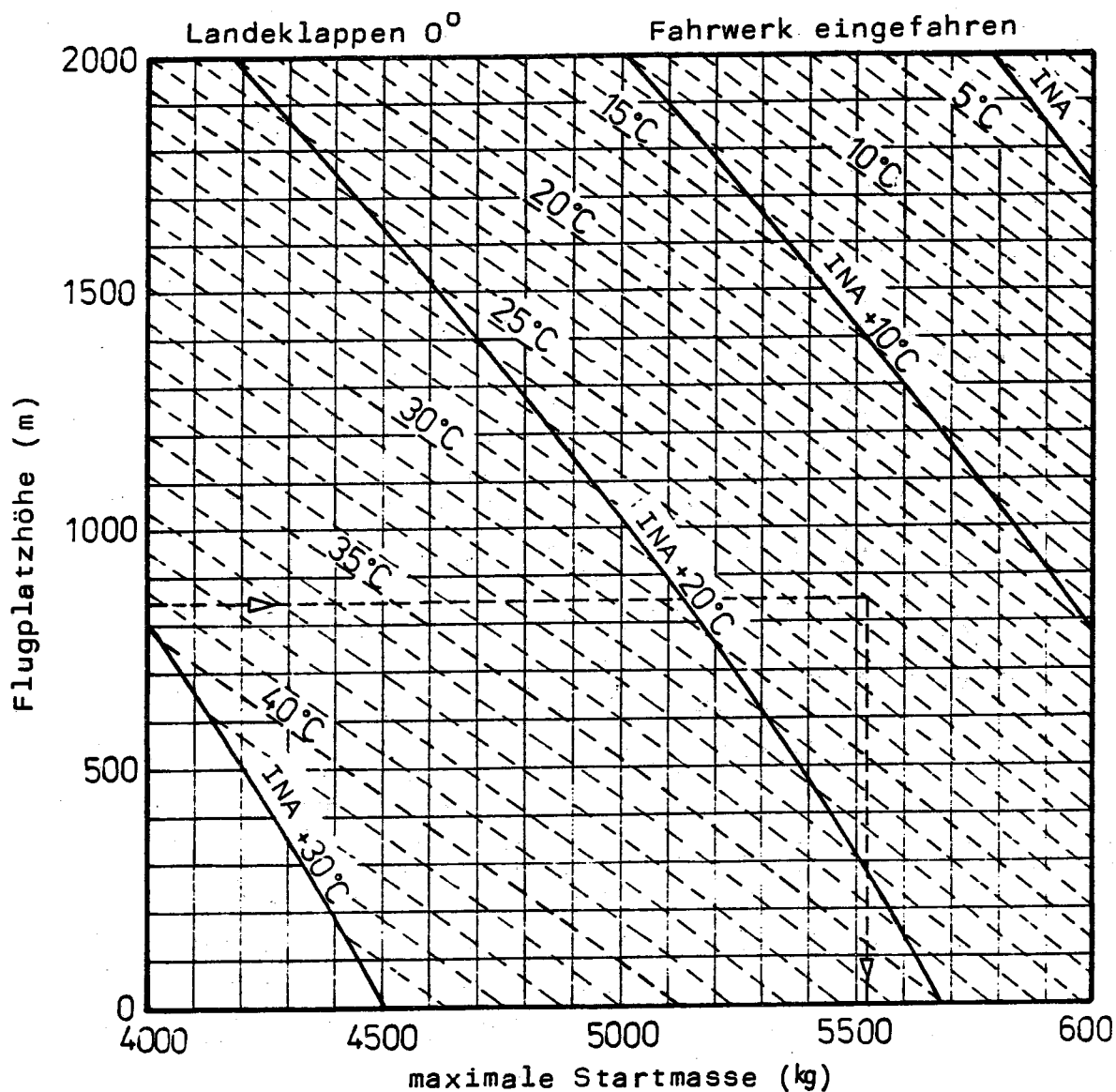


Landeklappen 0° ; Fahrwerk eingefahren

Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke: nur ein TW arbeitet mit Startleistung, das andere nicht
 Heizung: geschlossen
 Enteisungssystem: ausgeschaltet
 Fluggeschwindigkeit: IAS = 190 km/h

Abb. 5.5.2/2 Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Flugplatzhöhe und der Lufttemperatur für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg



Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke: nur ein TW arbeitet mit Startleistung, das andere nicht

Heizung : geschlossen

Enteisungssystem : ausgeschaltet

Fluggeschwindigkeit : IAS = 195 km/h

Abb. 5.5.2/a Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Flugplatzhöhe und der Lufttemperatur für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

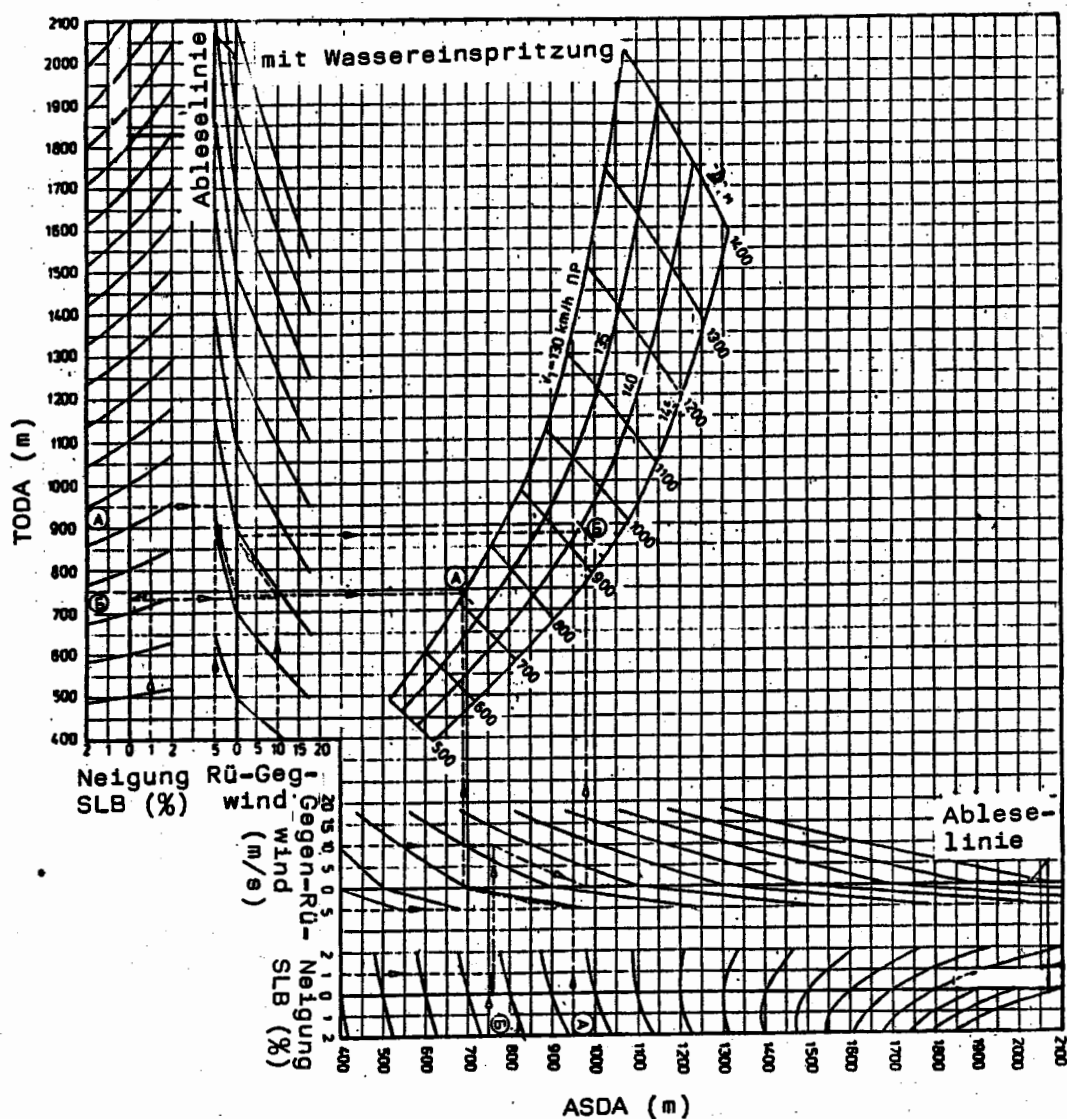


Abb. 5.5.2/3a Rechengröße "D" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 in Abhängigkeit von der verfügbaren Startfortsetzungs- und Startabbruchstrecke, vom Neigungswinkel der SLB und der Windgeschwindigkeit (mit Wassereinspritzung)

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

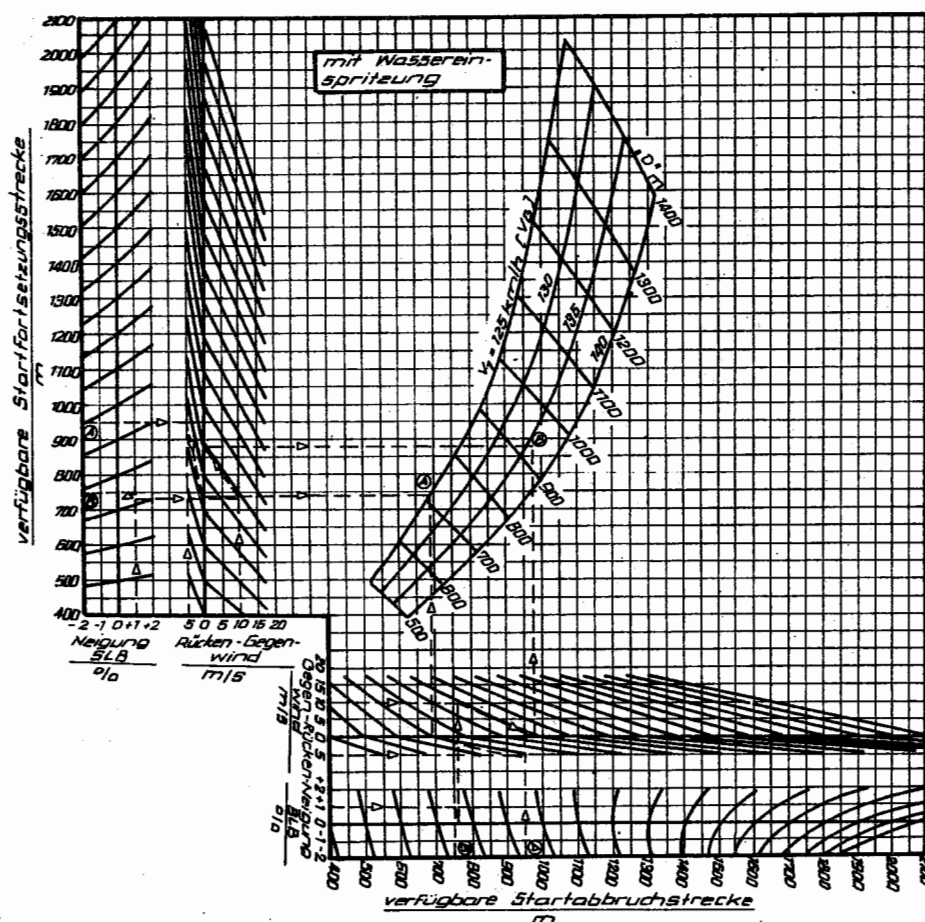


Abb. 5.5.2/3 Rechengröße "D" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 in Abhängigkeit von der verfügbaren Startfortsetzungs- und Startabbruchstrecke, vom Neigungswinkel der SLB und der Windgeschwindigkeit (mit Wassereinspritzung)

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg und TW M 601 B

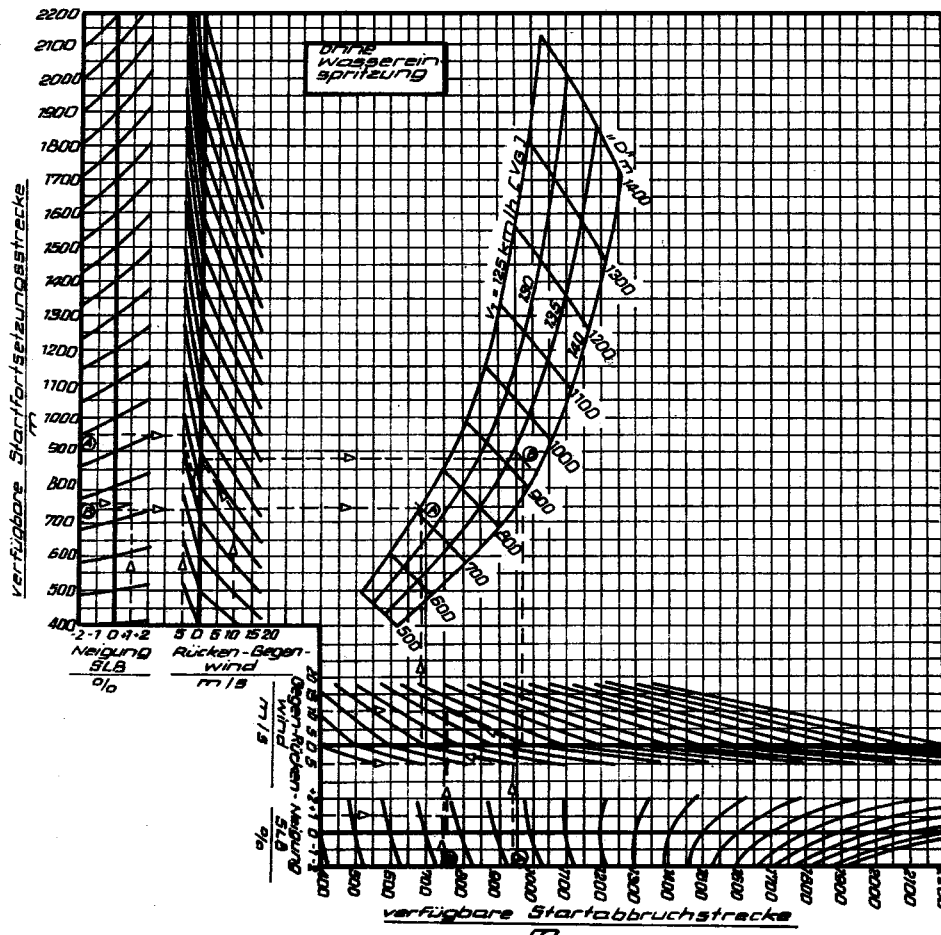
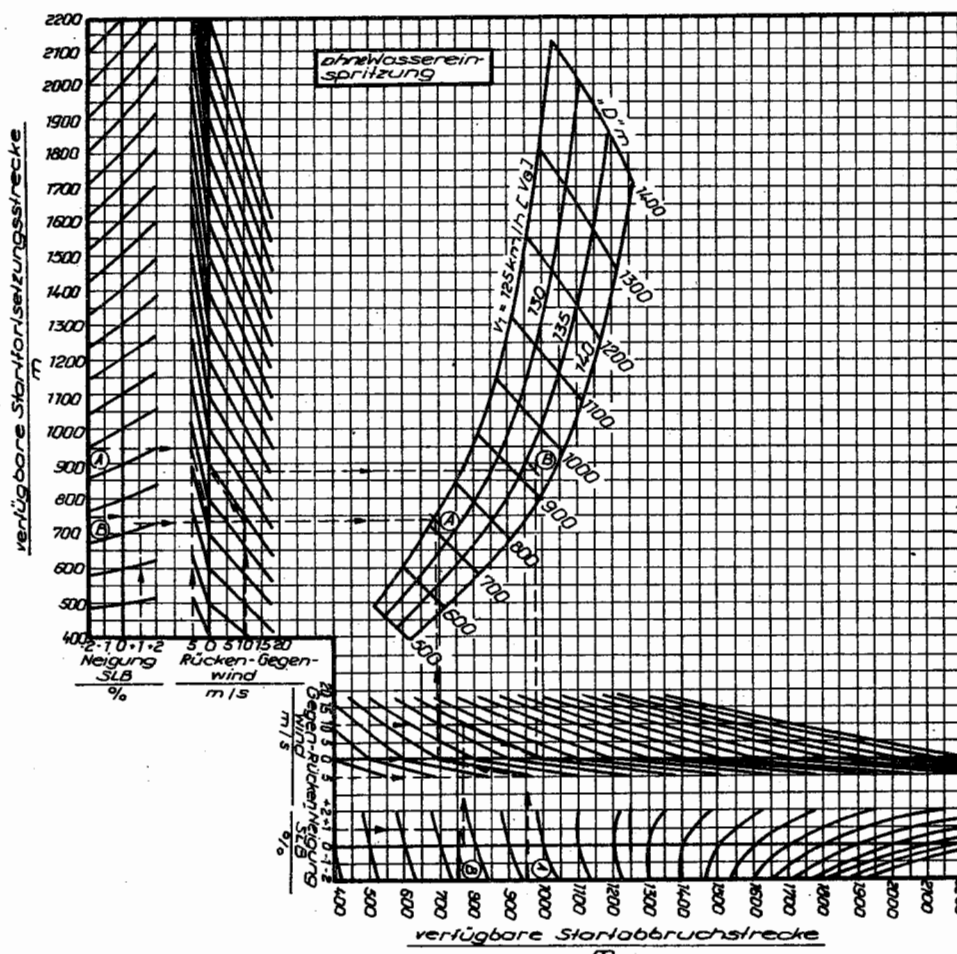


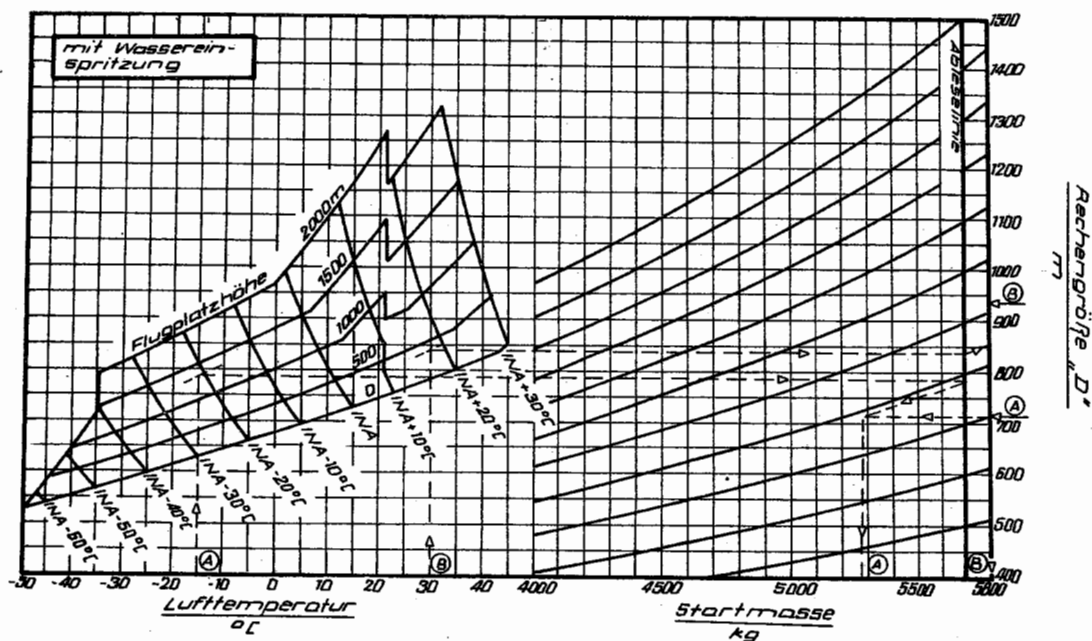
Abb. 5.5.2/3a Rechengröße "D" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 in Abhängigkeit von der verfügbaren Startfortsetzungs- und Startabbruchstrecke, vom Neigungswinkel der SLB und der Windgeschwindigkeit

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg und TW M 601 D



5/30b

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg
und TW M 601 B



für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg
und TW M 601 D

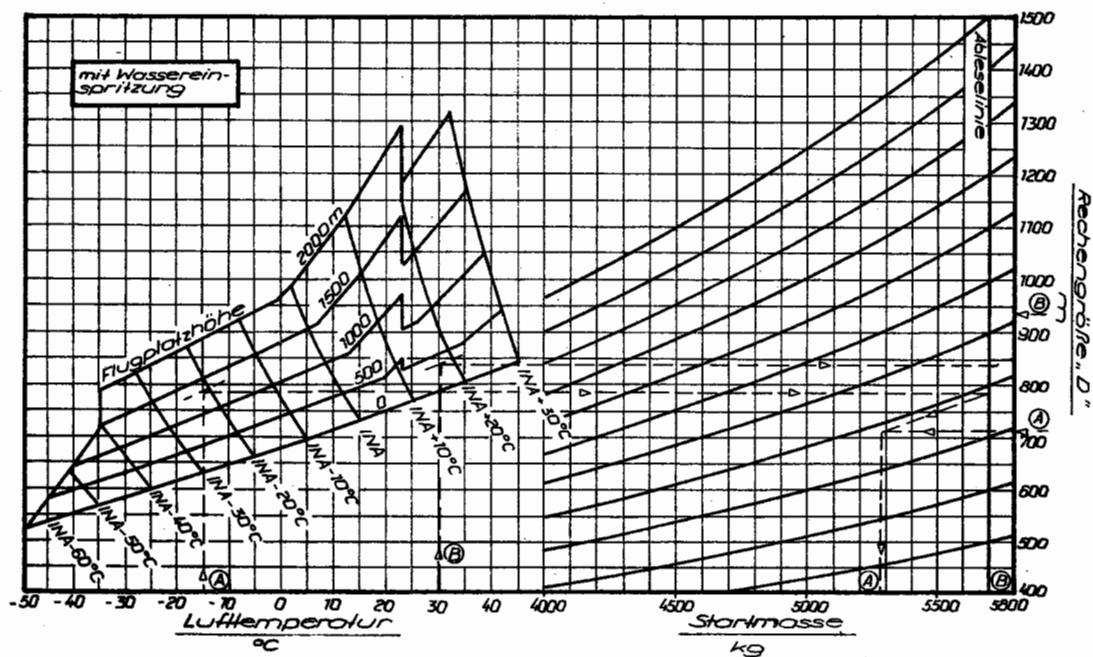


Abb. 5.5.2/4 Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Lufttemperatur, der Flugplatzhöhe und Rechengröße "D" (mit Wassereinspritzung)

01.09.1989
Ausgabe: 2

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

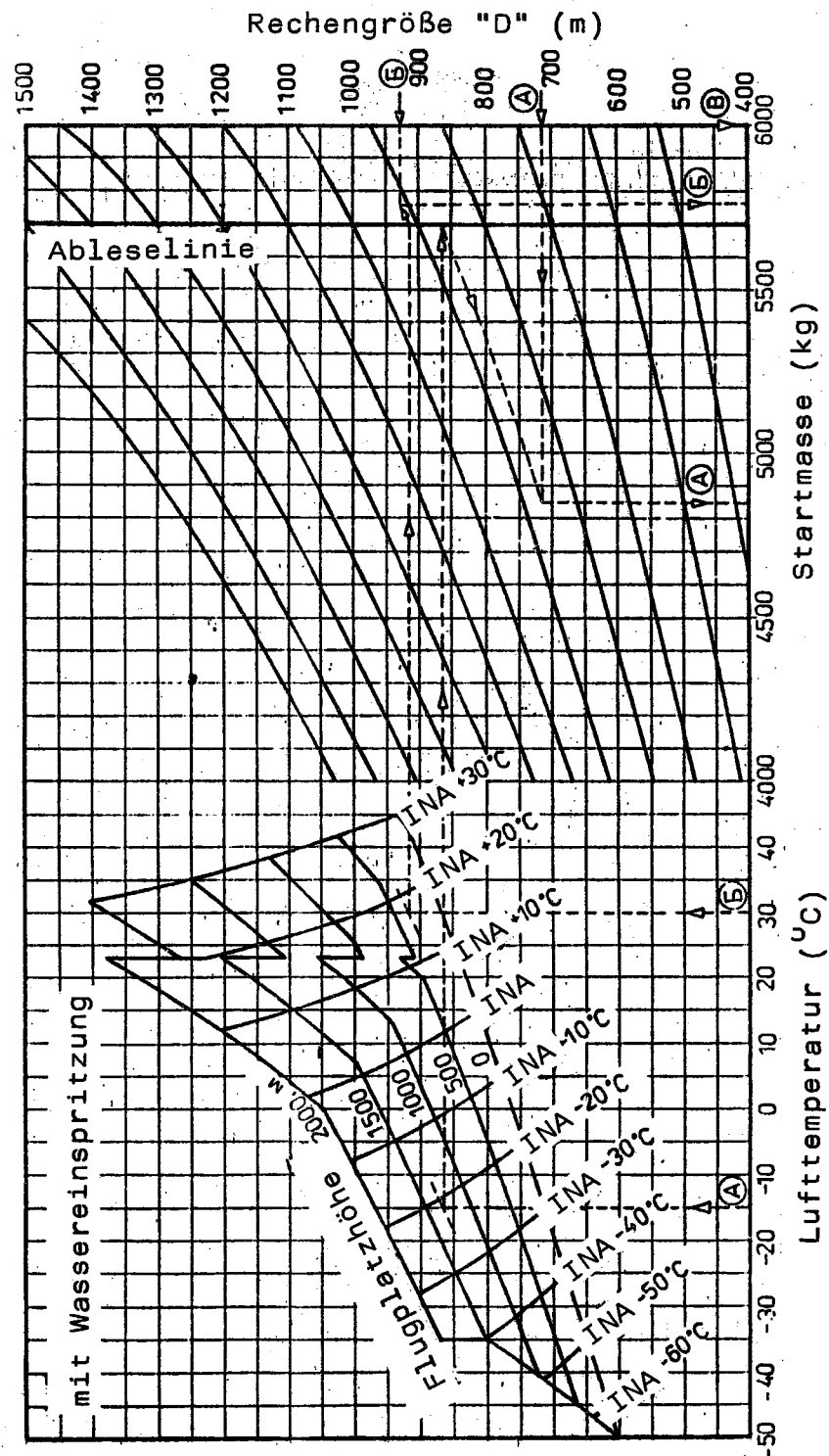


Abb. 5.5.2/4b Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Lufttemperatur, der Flugplatzhöhe und Rechengröße "D" (mit Wassereinspritzung)

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

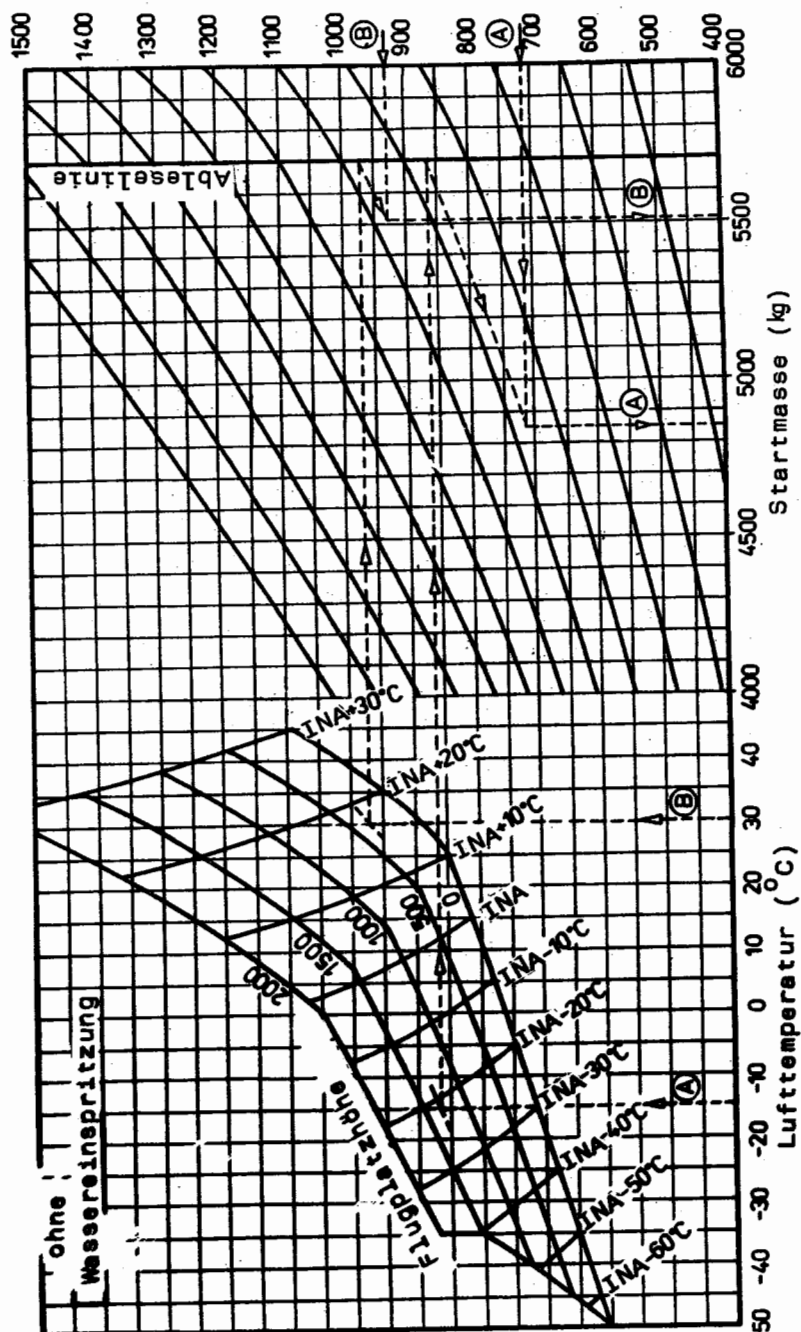


Abb. 5.5.2/4c Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Lufttemperatur, der Flughöhe und Rechengröße "D"

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

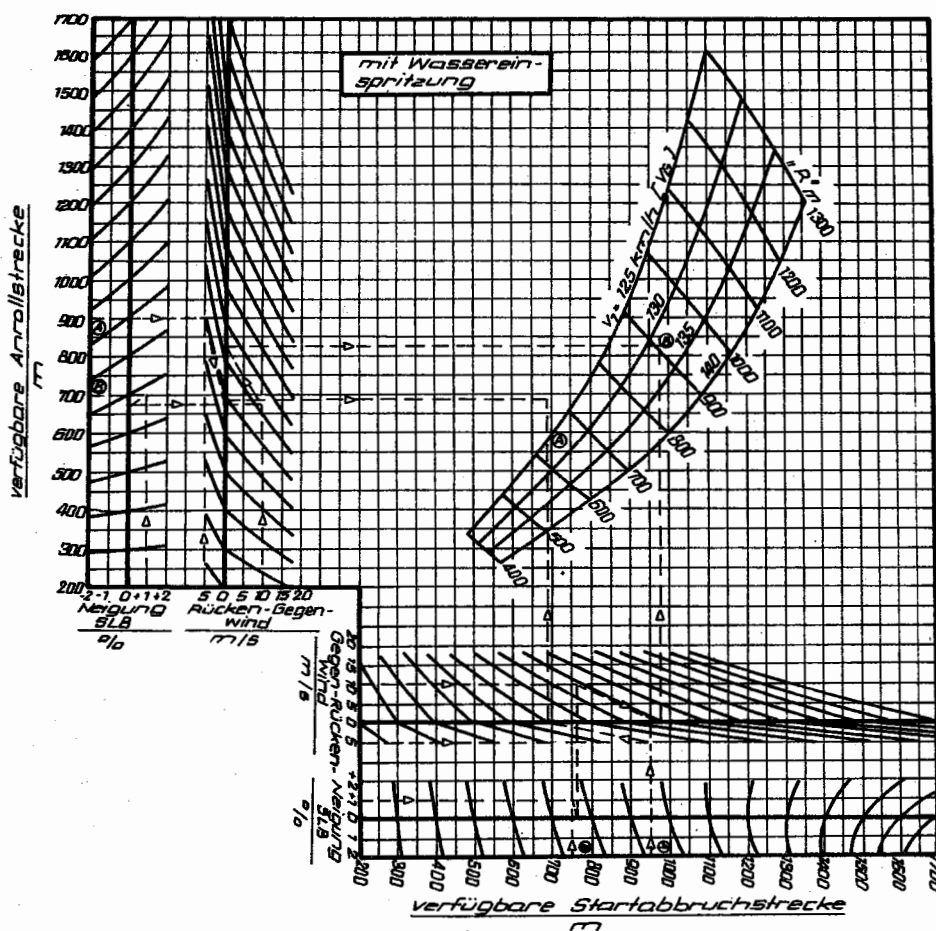


Abb. 5.5.2/5 Rechengröße "R" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 in Abhängigkeit von der verfügbaren Startanroll- und Startabbruchstrecke, vom Neigungswinkel der SLB und der Windgeschwindigkeit (mit Wassereinspritzung)

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg und TW M 601 B

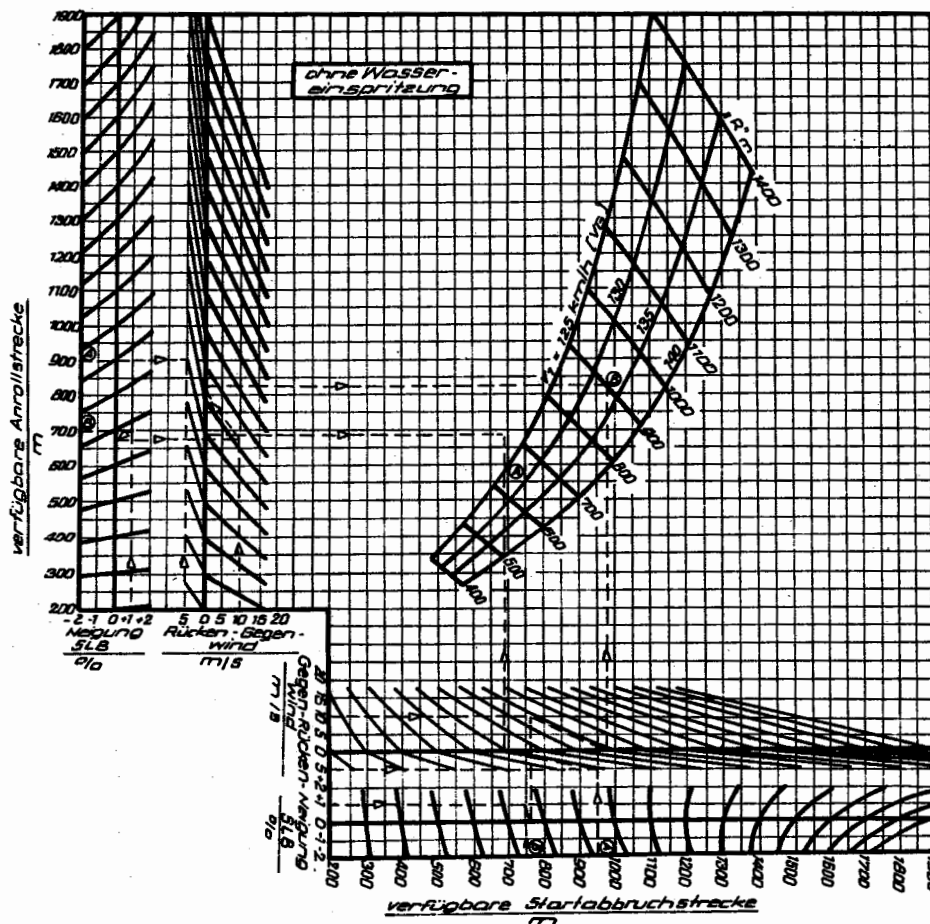


Abb. 5.5.2/5a Rechengröße "R" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 in Abhängigkeit von der verfügbaren Startanroll- und Startabbruchstrecke, vom Neigungswinkel der SLB und der Windgeschwindigkeit

Abb. 5.5.2/5a Rechengröße "R" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1
in Abhängigkeit von der verfügbaren Startanroll- und
Startabbruchstrecke, vom Neigungswinkel der SLB und
der Windgeschwindigkeit

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

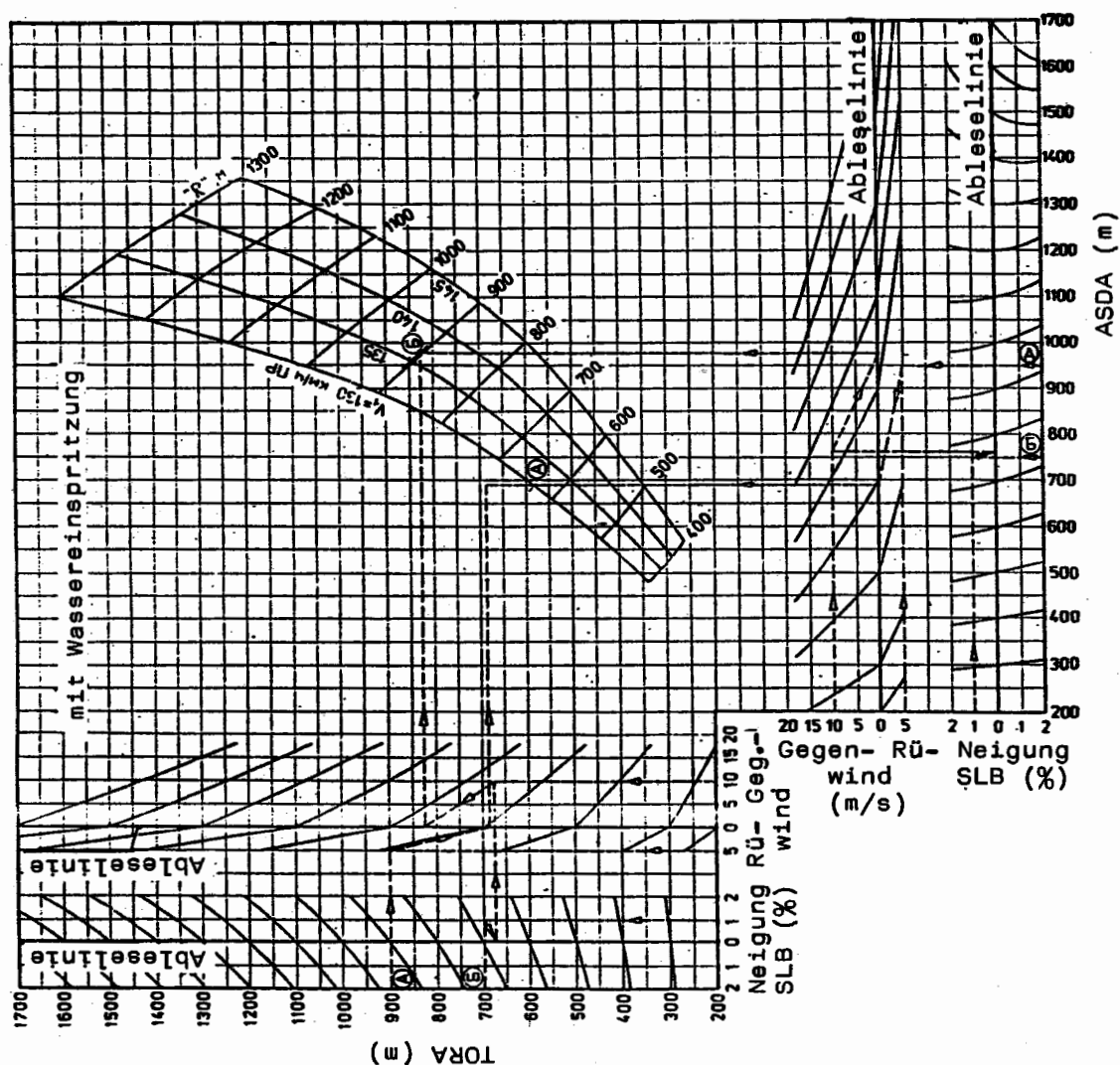
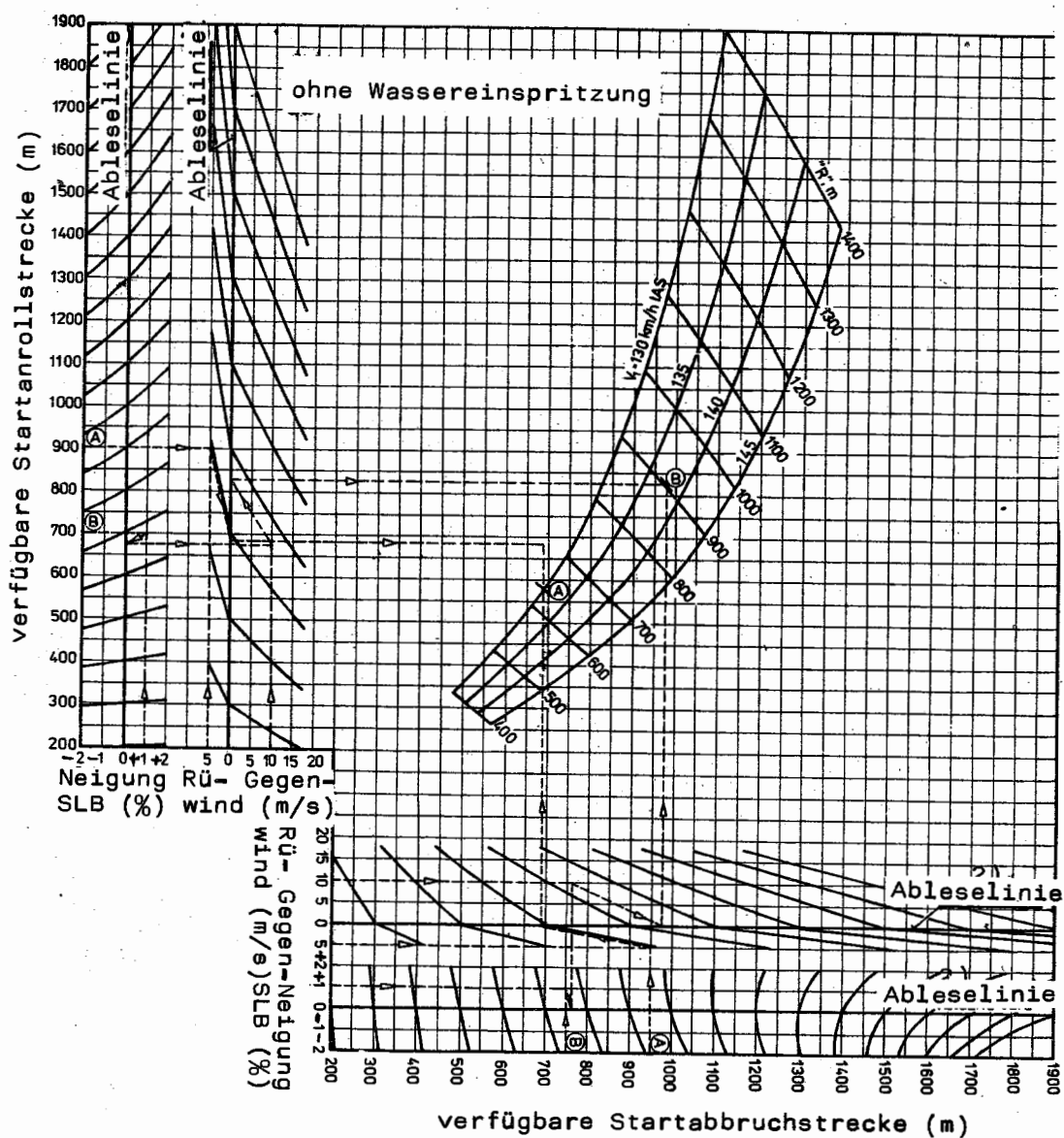
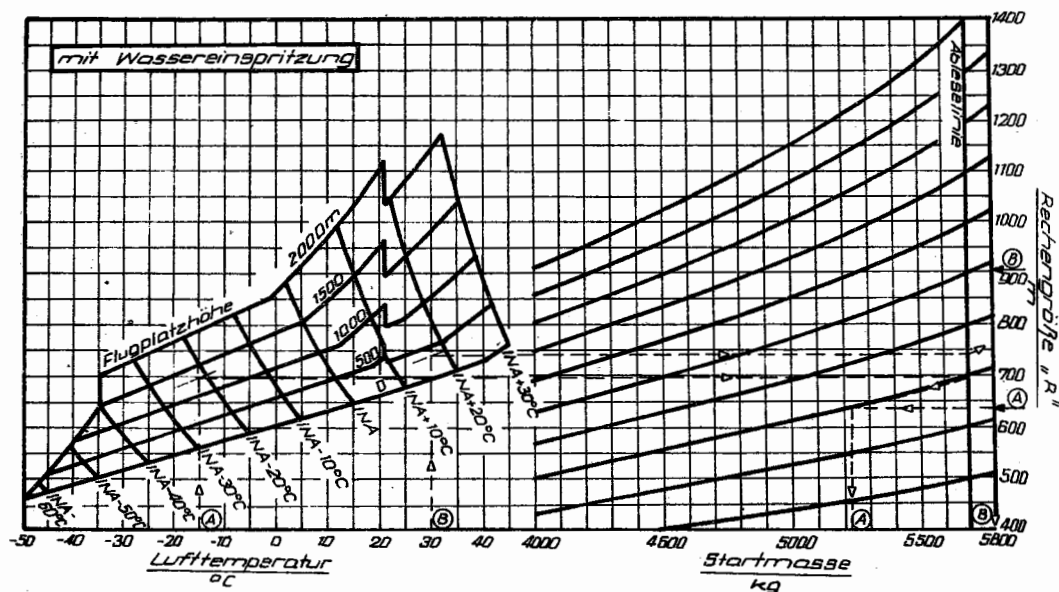


Abb. 5.5.2/5b Rechengröße "R" und Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 in Abhängigkeit von der verfügbaren Startanroll- und Startabbruchstrecke, vom Neigungswinkel der SLB und der Windgeschwindigkeit (mit Wassereinspritzung)

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg



für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg und TW M 601 B



für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg und TW M 601 D

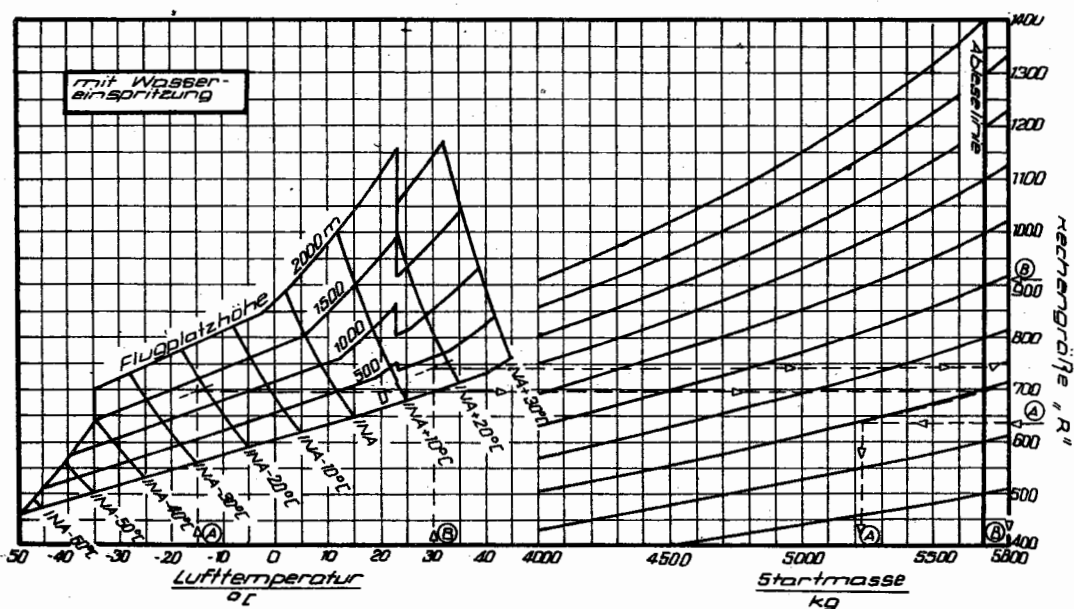


Abb. 5.5.2/6 Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Lufttemperatur, der Flugplatzhöhe und Rechengröße "R" (mit Wassereinspritzung)

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

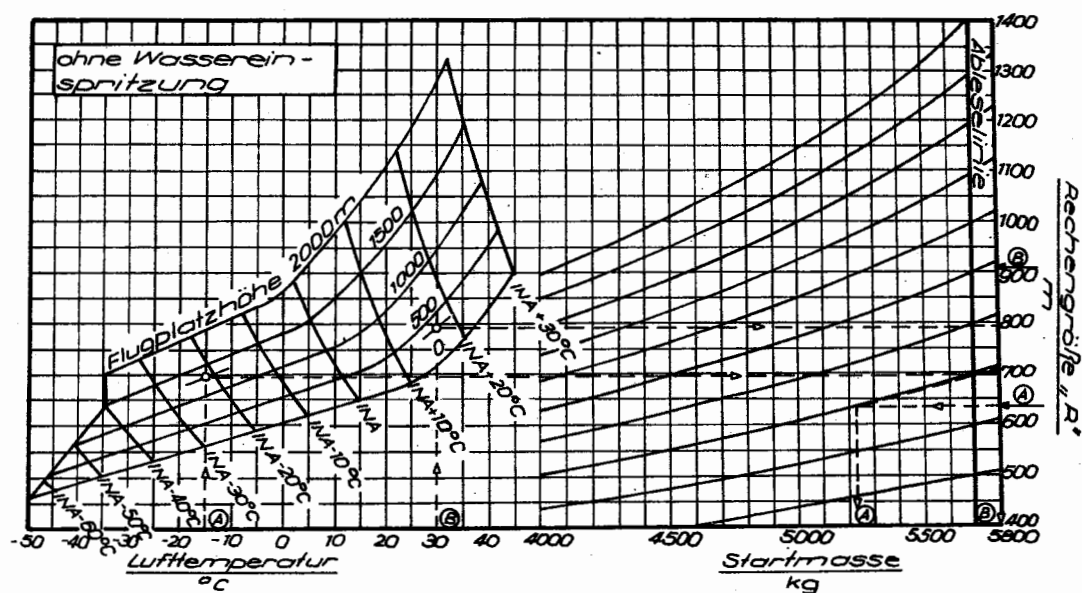


Abb. 5.5.2/6a Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Lufttemperatur der Flugplatzhöhe und Rechengröße "R"

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

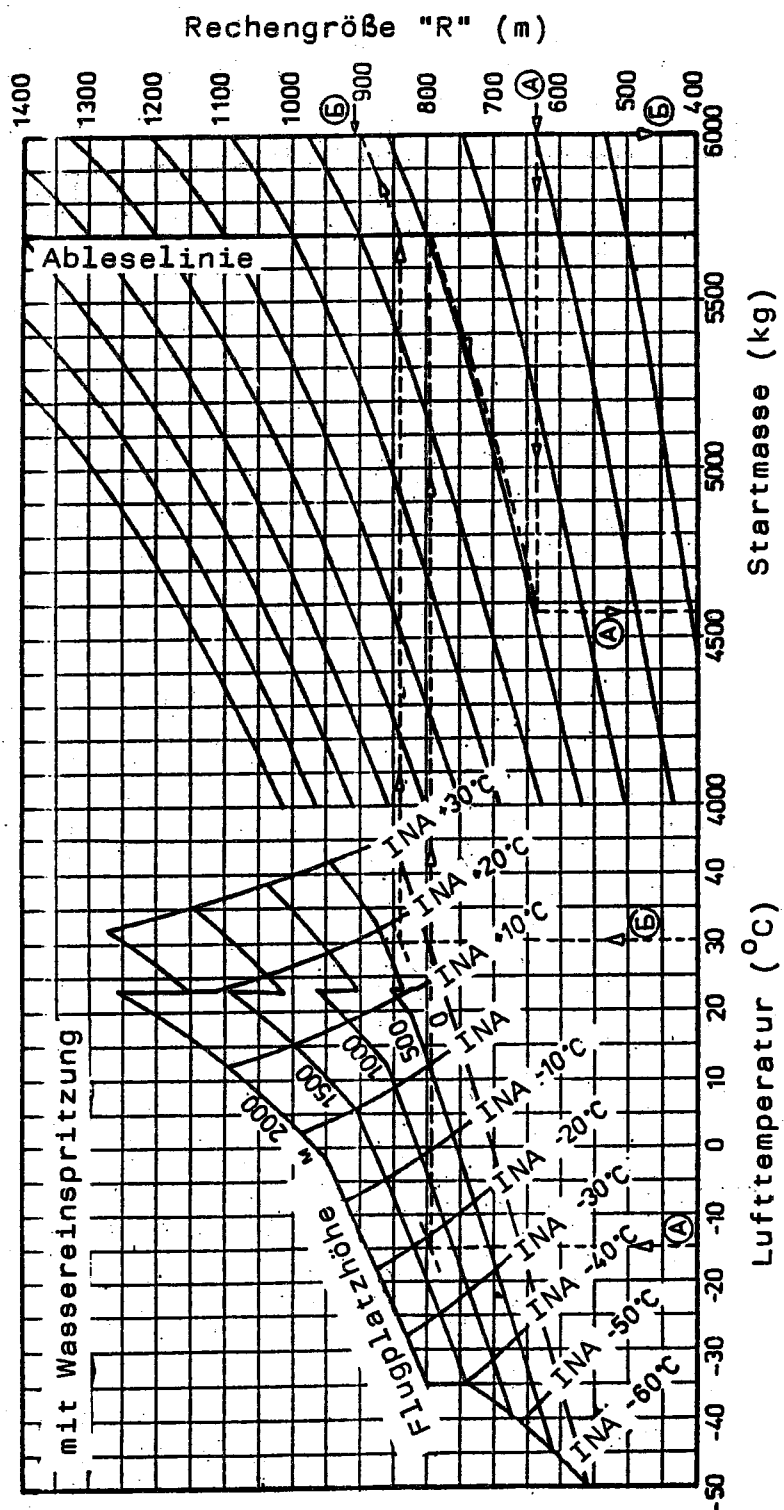


Abb. 5.5.2/6b Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Lufttemperatur, der Flugplatzhöhe und Rechengröße "R" (mit Wassereinspritzung)

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

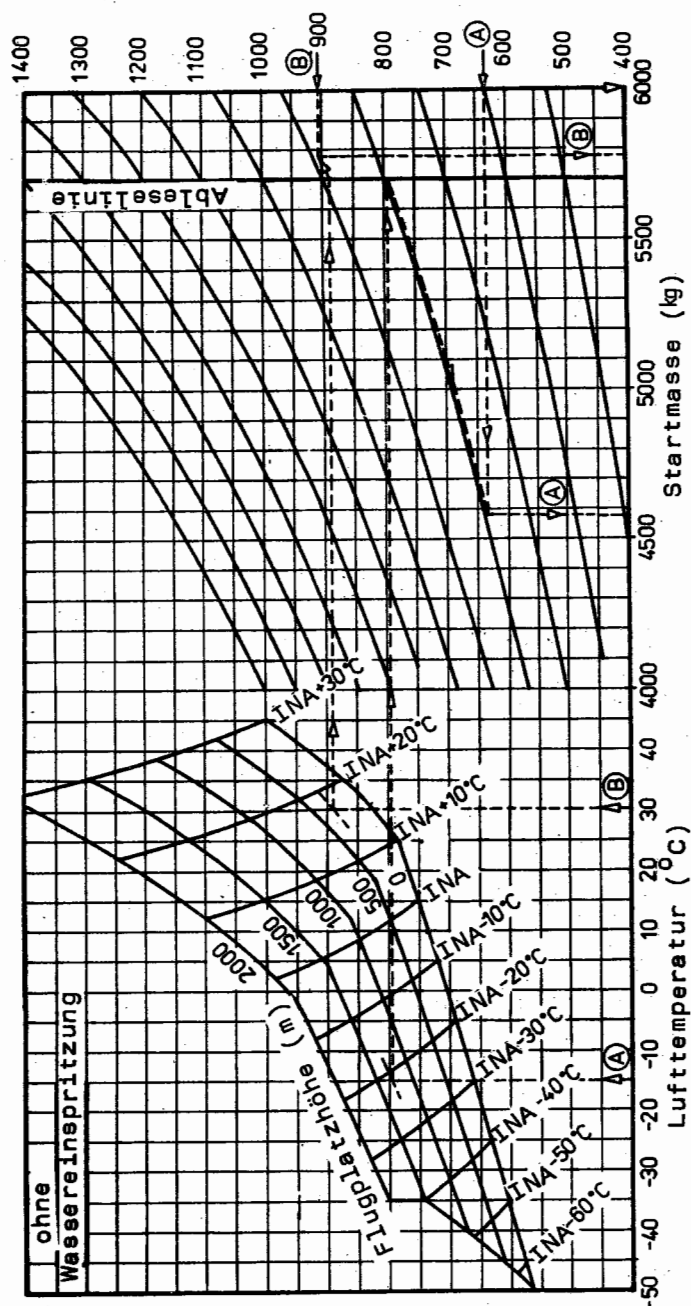
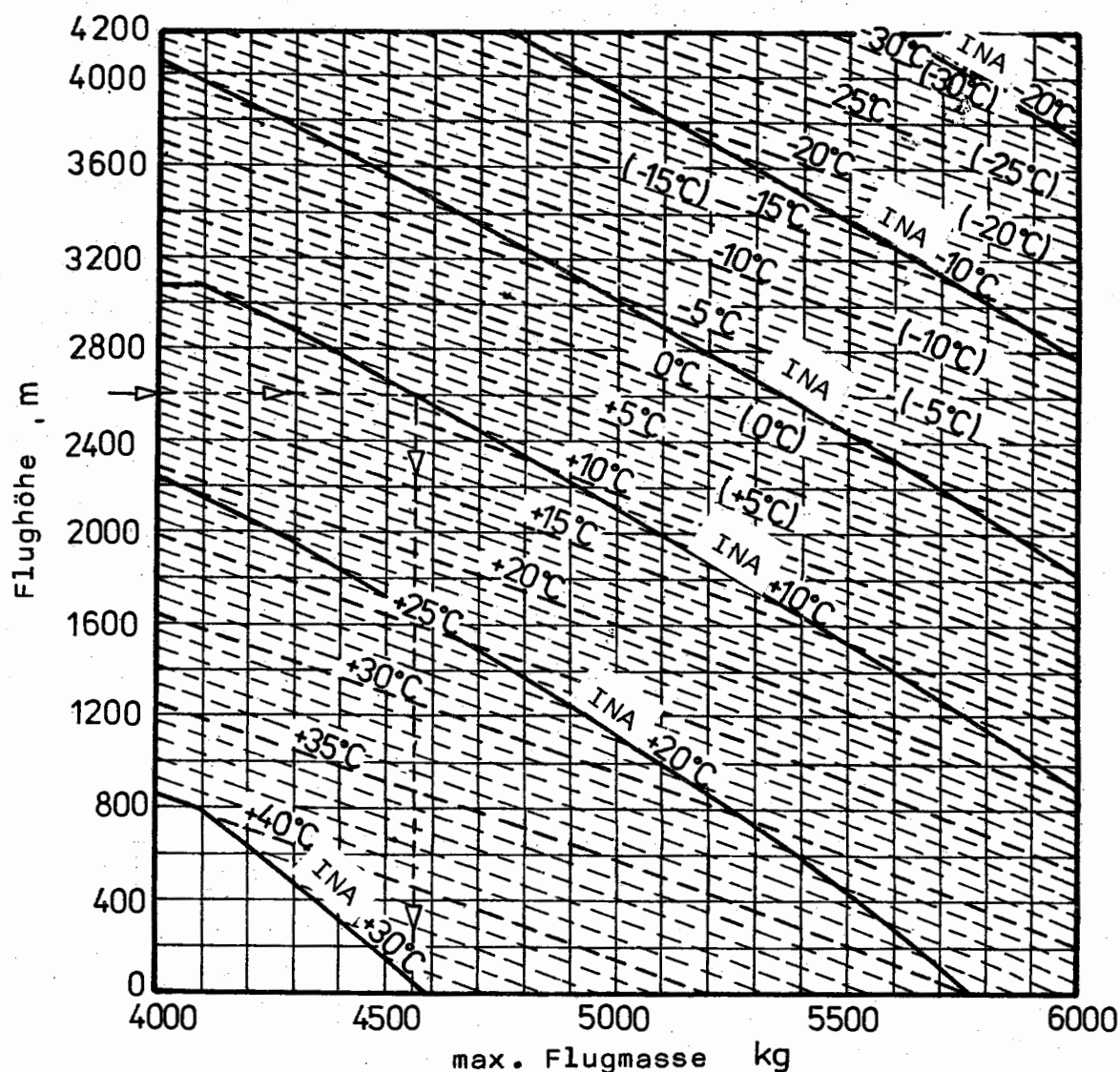


Abb. 5.5.2/6c Maximale Startmasse in Abhängigkeit von der Lufttemperatur, der Flughöhe und Rechengröße "R" (ohne Wassereinspritzung)

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg



Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke: ein Triebwerk steht, das andere arbeitet mit Startleistung

Konfiguration: Flugkonfiguration

Fluggeschwindigkeit: IAS = 195 km/h

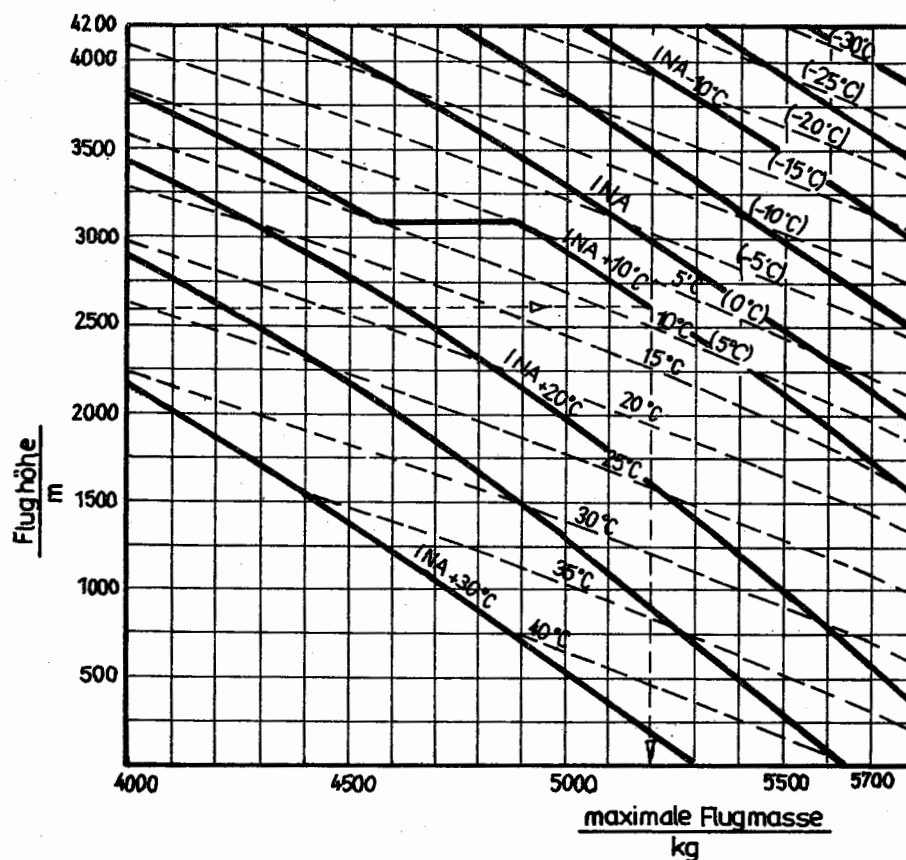
Heizung: eingeschaltet

Enteisungssystem: ausgeschaltet

Anmerkung: Bei eingeschaltetem Enteisungssystem gelten die Temperaturen, die in der Grafik in Klammern stehen.

Abb. 5.5.2/7 Maximale Flugmasse in Abhängigkeit von Hindernissen auf der Flugstrecke

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg



Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke:

ein Triebwerk steht, das andere arbeitet
mit Startleistung

Konfiguration:

Flugkonfiguration

Fluggeschwindigkeit:

IAS = 190 km/h

Heizung

eingeschaltet

Enteisungssystem:

ausgeschaltet

Anmerkung: Bei eingeschaltetem Enteisungssystem gelten die Temperaturen, die in der Grafik in Klammern stehen

Abb. 5.5.2/7a Maximale Flugmasse in Abhängigkeit von Hindernissen
auf der Flugstrecke

In den Abb. 5.5.2/3 bis 5.5.2/6 dargestellten Beispiele

Beispiele zu den Nomogrammen:

1. 5.5.2/3 bis 6 (Wassereinspritzung bei $t_A = 21^\circ\text{C}$)
2. 5.5.2/3a bis 6a (ohne Wassereinspritzung)

Ausgangswerte (für alle Nomogramme):

	Beispiel A	Beispiel B
Außentemperatur	-15°C	$+30^\circ\text{C}$
Flugplatzhöhe	1300 m	338 m
Verfügbare Startstrecke für Startfortsetzung und -abbruch	950 m	750 m
Verfügbare Startanrollstrecke	900 m	700 m
Neigung der SLB	0	1 % steigend
Windgeschwindigkeit (Rückenwind -; Gegenwind +)	-5 m/s	+10 m/s
Wassereinspritzung:		
1.	nein	ja
2.	nein	nein

Ergebnisse:

Beispiel	1.A = 2.A	1.B	2.B
Größe "D"	714 m	936 m	933 m
Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 nach "D"	125 km/h	136 km/h	137 km/h
max. zulässige Startmasse nach "D"	5280 kg	5800 kg	5800 kg
Größe "R"	634 m	905 m	905 m
Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 nach "R"	125 km/h	131 km/h	133 km/h
Max. zulässige Startmasse nach "R"	5230 kg	5800 kg	5800 kg

Die Entscheidungsgeschwindigkeit nach den im Punkt 9. genannten Bedingungen und die maximal zulässige Startmasse nach der Bedingung im Punkt 8. sind dick eingerahmt.

5.5.2. Einfluß der SLB-Beschaffenheit

1. Einfluß auf die Bestimmung der maximalen Startmasse

- Die Bestimmung der maximalen Startmasse erfolgt entsprechend Punkt 5.5.2.1. unter Berücksichtigung des nachfolgend unter b) aufgeführten Sachverhalts.
- Die in den Punkten 5.5.2.1. (3.) und (5.) genannten verfügbaren Startfortsetzungsstrecken (TODA) und verfügbaren Startanrollstrecken (TORA) sind bei den folgenden aufgeführten Bedingungen durch die dazugehörigen Beiwerte zu dividieren:

- Betonbahn bedeckt mit Matsch oder feuchtem Schnee bis 12 mm Höhe	1,21
- Betonbahn mit einer Wasserschicht bis 10 mm Höhe	1,21
- Beton- und Rasenbahn mit einer trockenen Schneeschicht bis 50 mm Höhe	1,17
- Rasenbahn mit festgewalzter Schneedecke und einer Festigkeit von 8 kp/cm ²	1,20
- nicht verfestigte Sandbahn	1,05
- weiche Rasenbahn mit einer Festigkeit nicht kleiner als 6 kp/cm ²	1,55

Die in den Punkten 5.5.2.1. (3.) und (5.) genannten verfügbaren Startabbruchstrecken sind unter den nachfolgend genannten Bedingungen durch die dazugehörigen Beiwerte zu dividieren:

- Betonbahn mit einem Reibungsbeiwert kleiner als 0,5	lt. Abb. 5.5.2/8
- Betonbahn mit Matsch oder feuchtem Schnee bis 12 mm Höhe	1,3
- Betonbahn mit einer Wasserschicht bis 10 mm Höhe	1,3
- Beton- und Rasenbahn mit einer trockenen Schneeschicht bis 50 mm Höhe	1,2
- Rasenbahn mit festgewalzter Schneedecke und einer Festigkeit von 8 kp/cm ²	1,25
- nicht verfestigte Sandbahn	0,95
- weiche Rasenbahn mit einer Festigkeit nicht kleiner als 6 kp/cm ²	1,35

Bei der Bestimmung der Rechengröße "D" und der Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 entsprechend Abb. 5.5.2/3 ist folgendes zu beachten:

Befindet sich der Schnittpunkt von horizontaler und der vertikalen Bestimmungsgeraden rechts des Parameters $v_1 = 140$ km/h (bzw. 145 km/h), dann beträgt die Entscheidungsgeschwindigkeit $v_1 = 140$ km/h (bzw. 145 km/h). Die Rechengröße "D" wird am Schnittpunkt zwischen der horizontalen Bestimmungsgeraden und dem Parameter $v_1 = 140$ km/h (bzw. 145 km/h) abgelesen.

Befindet sich der Schnittpunkt der Bestimmungsgeraden links des Parameters $v_1 = 125$ km/h (bzw. 130 km/h) dann beträgt die Entscheidungsgeschwindigkeit $v_1 = 125$ km/h (bzw. 130 km/h). Die Rechengröße "D" wird am Schnittpunkt zwischen der vertikalen Bestimmungsgeraden und dem Parameter $v_1 = 125$ km/h (bzw. 130 km/h) abgelesen.

Bei der Bestimmung der Rechengröße "R" und der dazugehörigen Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 entsprechend Abb. 5.5.2/5 ist folgendes zu beachten:

Befindet sich der Schnittpunkt der Bestimmungsgeraden rechts des Parameters $v_1 = 140$ km/h (bzw. 145 km/h), dann beträgt die Entscheidungsgeschwindigkeit $v_1 = 140$ km/h (bzw. 145 km/h). Die Rechengröße "R" wird in diesem Falle am Schnittpunkt zwischen der vertikalen Bestimmungsgeraden und dem Parameter $v_1 = 125$ km/h (bzw. 130 km/h) abgelesen.

Anmerkung: Die Werte in Klammern gelten für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg.

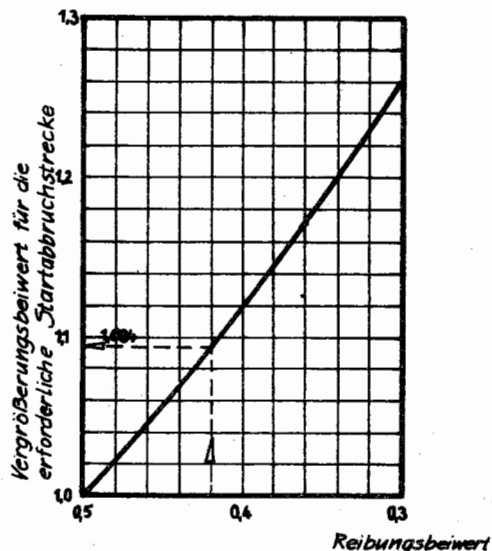


Abb. 5.5.2/8 Einfluß der SLB-Beschaffenheit auf die erforderliche Startabbruchstrecke (Handhabung laut Punkt 5.5.2.2 (1. b))

5.6. Berechnungen zum Steigflug

5.6.1. Kenngrößen des Steigfluges

5.6.1.1. Allgemeines

Die Kenngrößen des Steigfluges sind in folgenden Diagrammen zu ermitteln:

- Abb. 5.6.1/1 Steigfluggeschwindigkeiten mit zwei arbeitenden Triebwerken
- Abb. 5.6.1/2 Steiggeschwindigkeiten mit zwei arbeitenden Triebwerken
- Abb. 5.6.1/3 Praktische Gipfelhöhe mit einem arbeitenden Triebwerk
- Abb. 5.6.1/4 Steigzeit mit zwei arbeitenden Triebwerken
- Abb. 5.6.1/5 Steigstrecke mit zwei arbeitenden Triebwerken
- Abb. 5.6.1/6 Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit zwei arbeitenden Triebwerken
- Abb. 5.6.1/7 Steigzeit mit einem arbeitenden Triebwerk
- Abb. 5.6.1/8 Steigstrecke mit einem arbeitenden Triebwerk
- Abb. 5.6.1/9 Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit einem arbeitenden Triebwerk

5.6.1.2. Steigfluggeschwindigkeiten mit zwei arbeitenden Triebwerke

Für die Abb. 5.6.1/1 gelten folgende Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke	Nennleistung
Drehzahl der Luftschrauben	1900 min ⁻¹
Steiggeschwindigkeit v_v	3 m/s
Konfiguration	Flugkonfiguration
Heizung der Kabine	eingeschaltet
Enteisungssystem	ausgeschaltet
atmosphärische Bedingungen	INA

Beispiel laut Abb. 5.6.1./1:

Flughöhe	= 2750 m
Startmasse	= 5000 kg
Steigfluggeschwindigkeit IAS	= 286 km/h

5.6.1.3. Steiggeschwindigkeiten mit zwei arbeitenden Triebwerken

Für die Abb. 5.6.1./2 gelten folgende Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke	Nennleistung
Drehzahl der Luftschrauben	1900 min ⁻¹
Heizung der Kabine und Enteisungssystem	eingeschaltet
Konfiguration	Flugkonfiguration
Steigfluggeschwindigkeit	IAS = 220 km/h bzw. 225 km/h für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

Beispiel laut Abb. 5.6.1./2:

Flughöhe	= 2500 m
Lufttemperatur	= INA +5 °C
Startmasse	= 5200 kg
Steiggeschwindigkeit v_v	= 5,4 m/s

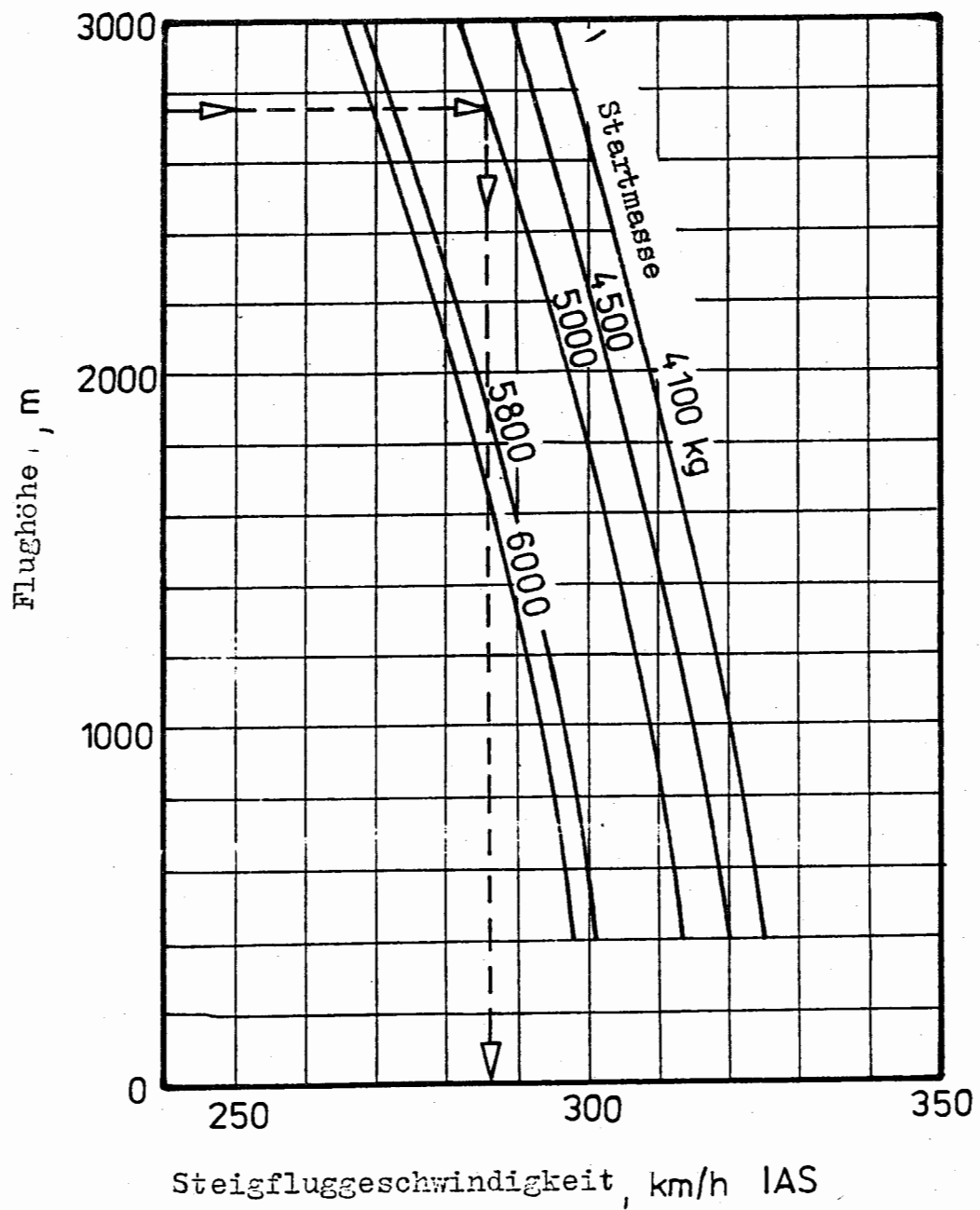


Abb. 5.6.1/1 Steigfluggeschwindigkeit mit zwei arbeitenden Triebwerken

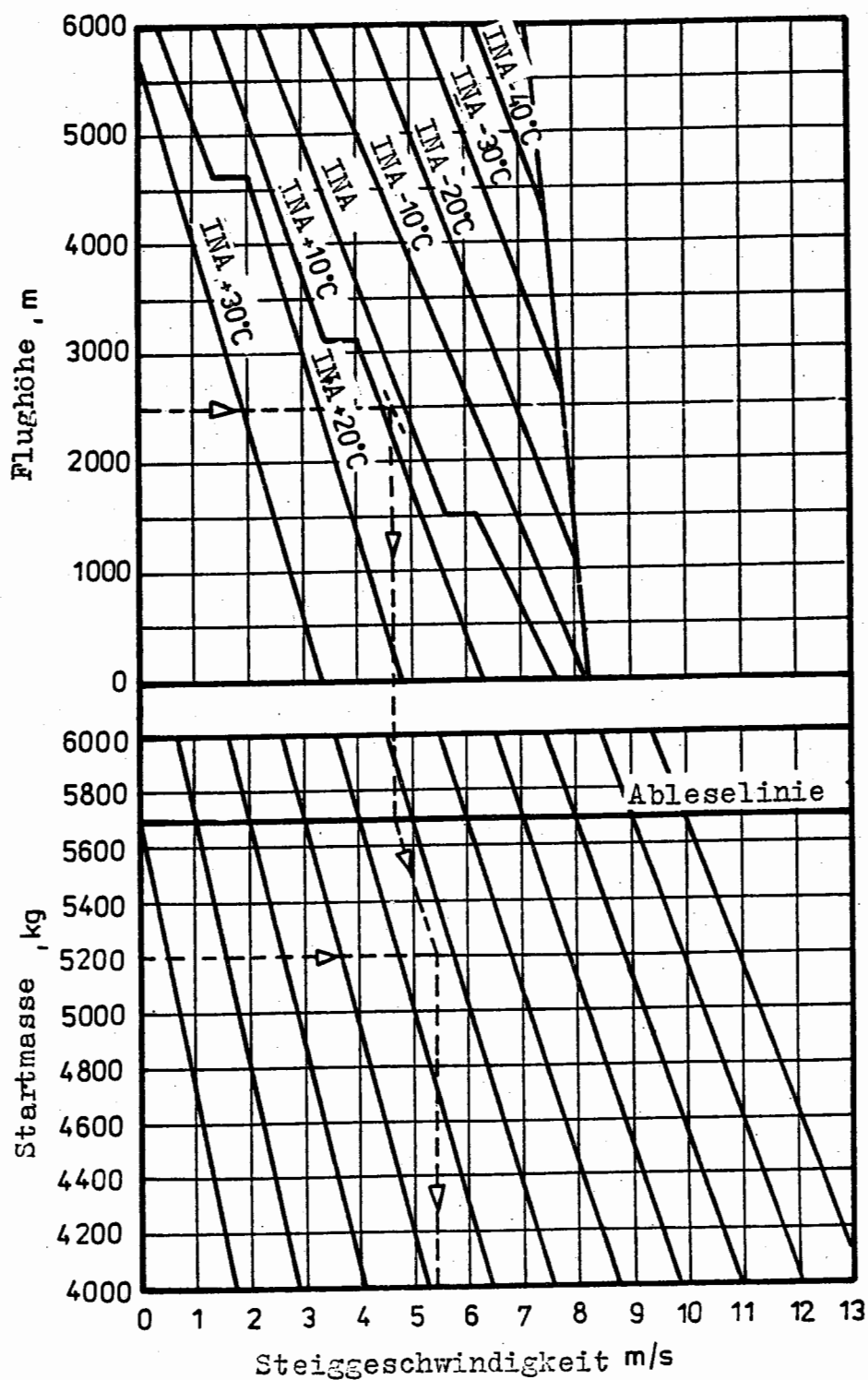


Abb. 5.6.1/2 Steiggeschwindigkeit mit zwei arbeitenden Triebwerken

5.6.1.4. Praktische Gipfelhöhe mit einem arbeitenden Triebwerk

Für die Abb. 5.6.1/3 gelten folgende Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke

ein Triebwerk arbeitet nicht, das andere arbeitet mit Startleistung

Heizung der Kabine

eingeschaltet

Enteisungssystem

ausgeschaltet

Konfiguration

Flugkonfiguration

Steigfluggeschwindigkeit

IAS = 190 km/h (bzw. 195 km/h in Abb. 5.6.1/3a)

Beispiel laut Abb. 5.6.1/3

Startmasse	= 5100 kg
Lufttemperatur	= INA +10 °C
Praktische Gipfelhöhe	= 3000 m

5.6.1.5. Steigzeit, Steigstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit zwei arbeitenden Triebwerken

Für die Abb. 5.6.1/4 bis 5.6.1/6 gelten folgende Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke

Nennleistung

Drehzahl der Luftschrauben

1900 min⁻¹

Steiggeschwindigkeit v_v

3 m/s

Konfiguration

Flugkonfiguration

Heizung der Kabine

eingeschaltet

Enteisungssystem

eingeschaltet

1. Steigzeit (siehe Abb. 5.6.1/4)

Beispiel: Flughöhe	= 3000 m
Steigzeit	= 14,4 min

2. Steigstrecke (siehe Abb. 5.6.1/6)

Beispiel: Startmasse	= 5300 kg
Flughöhe	= 3000 m
Lufttemperatur	= INA -10 °C
Rückenwind	= 30 km/h
Steigstrecke	= 88 km

3. Kraftstoffverbrauch (siehe Abb. 5.6.1/5)

Beispiel: Flughöhe	= 2700 m
Lufttemperatur	= INA -10 °C
Kraftstoffverbrauch	= 93 kg

5.6.1.6. Steigzeit, Steigstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit einem arbeitenden Triebwerk

Für die Abb. 5.6.1/7 bis 5.6.1/9 gelten folgende Bedingungen:

Leistungsstufe des Triebwerkes

Startleistung

Drehzahl der Luftschraube

2080 min⁻¹

Fluggeschwindigkeit

IAS = 190 km/h (bzw. 195 km/h für LFZ mit max. TOW 6000 kg)

Konfiguration

Flugkonfiguration

sicherer Steigfluggradient

entspr. Bedingungen

Heizung der Kabine

eingeschaltet

Enteisungssystem

eingeschaltet

1. Steigzeit (siehe Abb. 5.6.1/7)

Beispiel: Startmasse	= 5400 kg
Flughöhe	= 2400 m
Lufttemperatur	= INA +5 °C
Steigzeit	= 31,6 min

2. Steigstrecke (siehe Abb. 5.6.1/8)

Beispiel: Startmasse	= 5400 kg
Flughöhe	= 2400 m
Lufttemperatur	= INA +5 °C
Gegenwind	= 20 km/h
Startstrecke	= 99 km

3. Kraftstoffverbrauch (siehe Abb. 5.6.1/9)

Beispiel: Startmasse	= 5400 kg
Flughöhe	= 2400 m
Lufttemperatur	= INA +5 °C
Kraftstoffverbrauch	= 99 kg

5/44

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

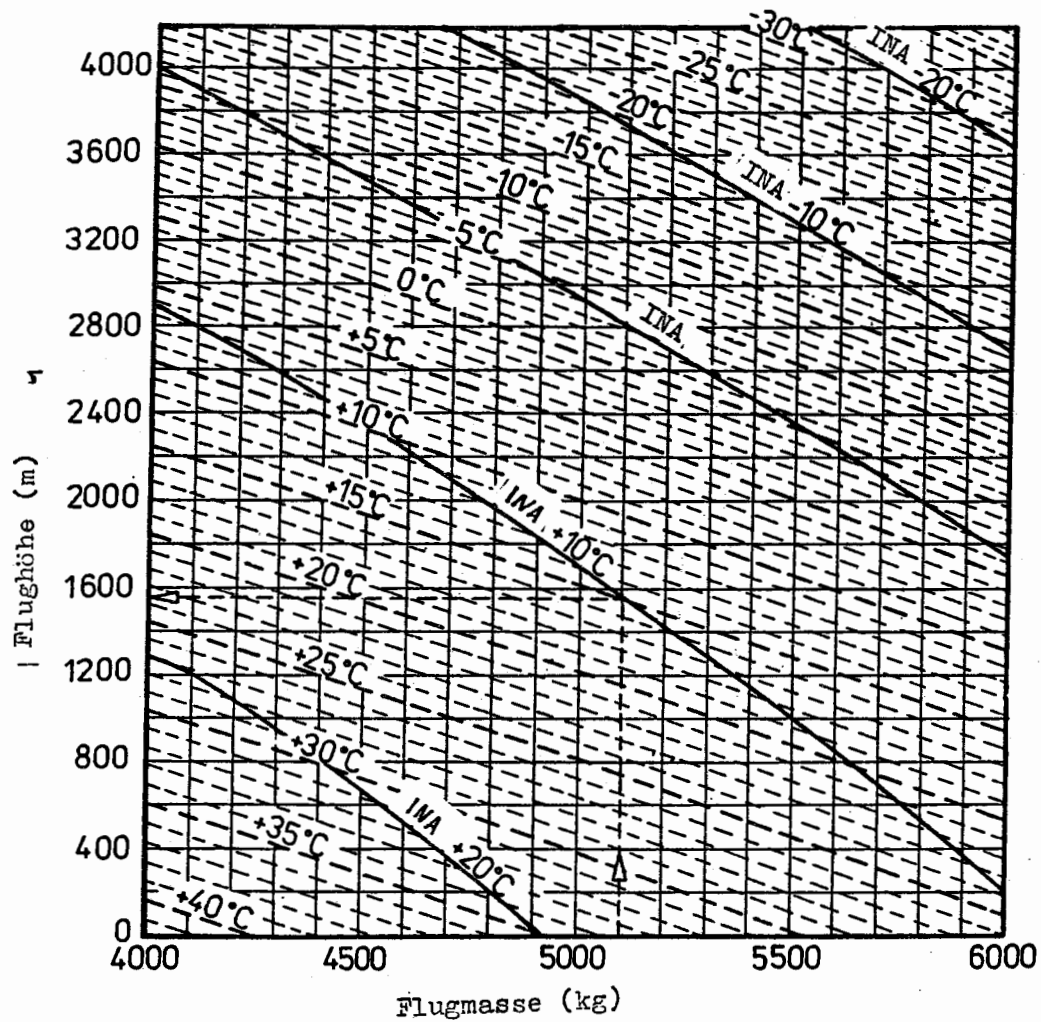


Abb. 5.6.1/3a Praktische Gipfelhöhe mit einem arbeitendem Triebwerk

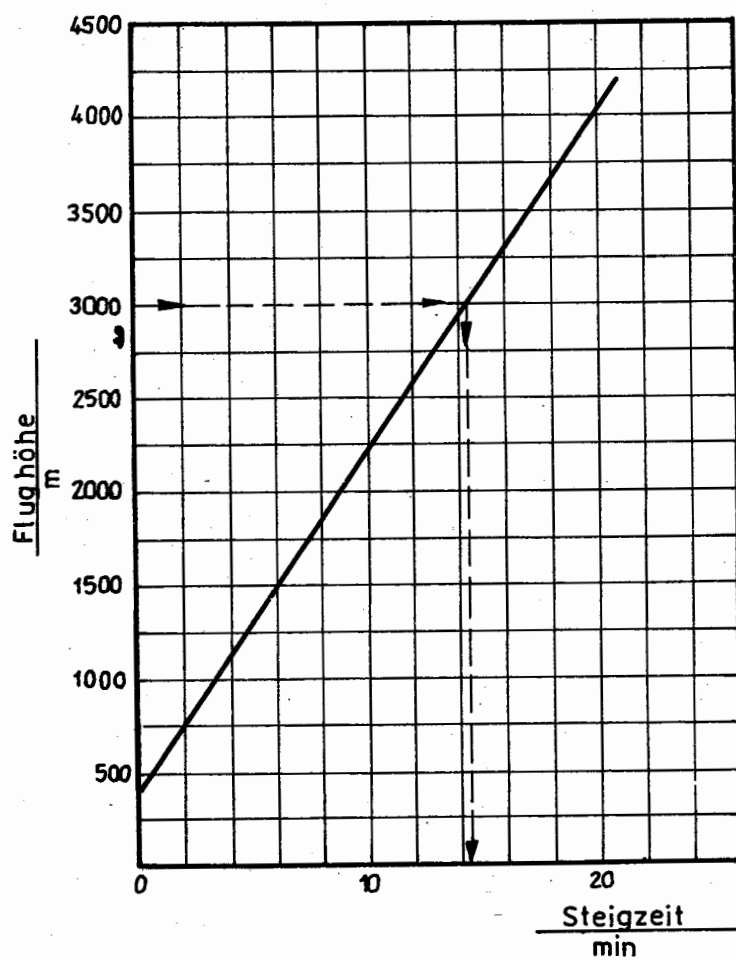


Abb. 5.6.1/4 Steigzeit mit zwei arbeitenden Triebwerken

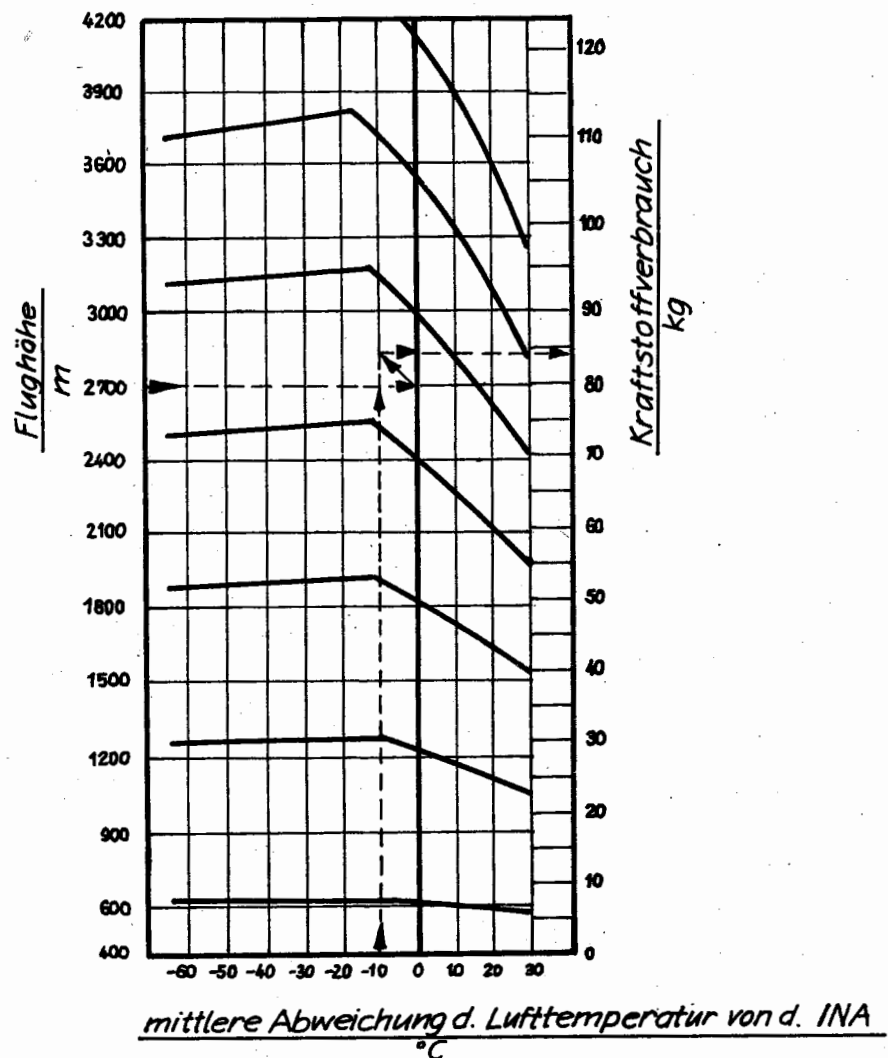


Abb. 5.6.1/5 Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit zwei arbeitenden Triebwerken

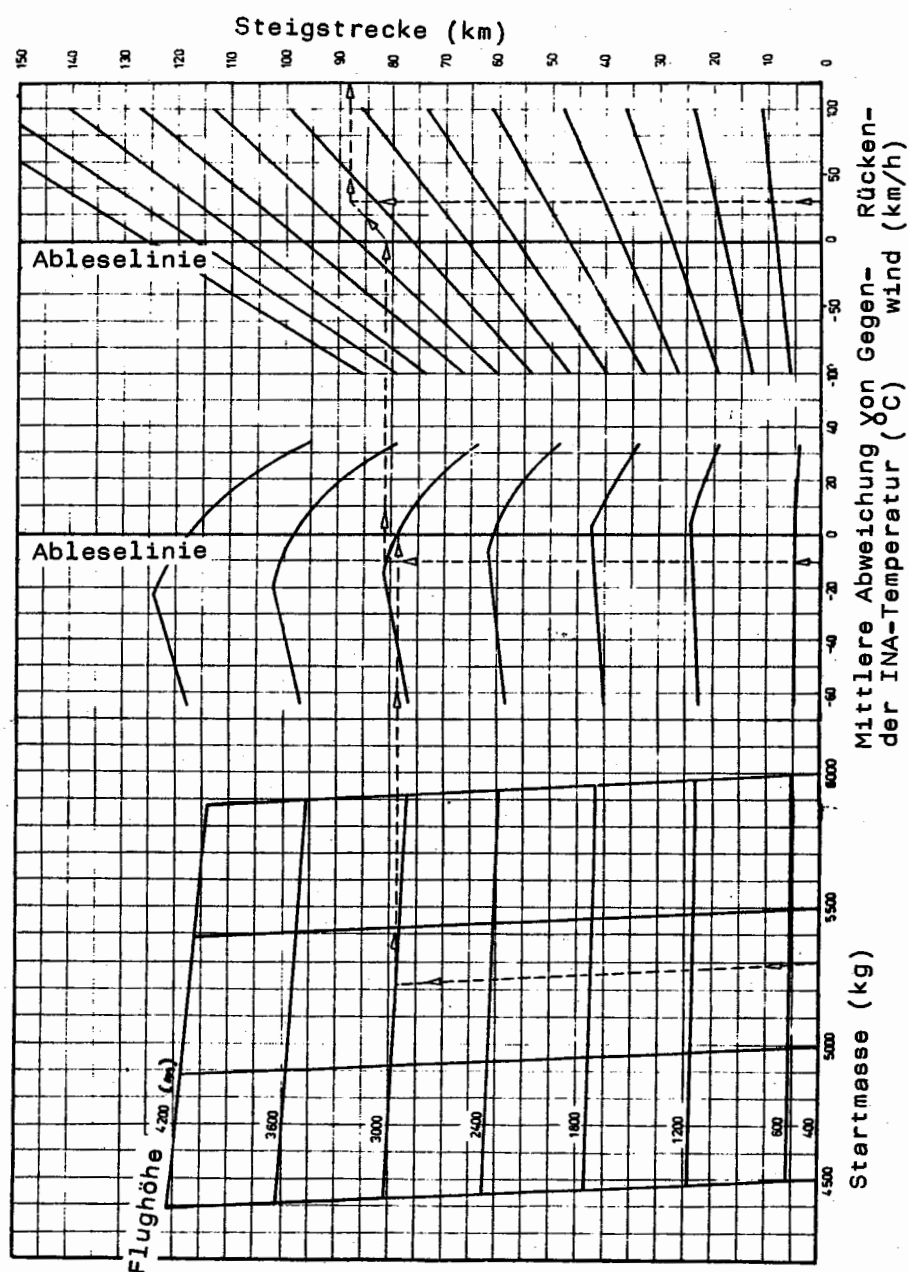


Abb. 5.6.1/6 Steigstrecke mit zwei arbeitenden Triebwerken

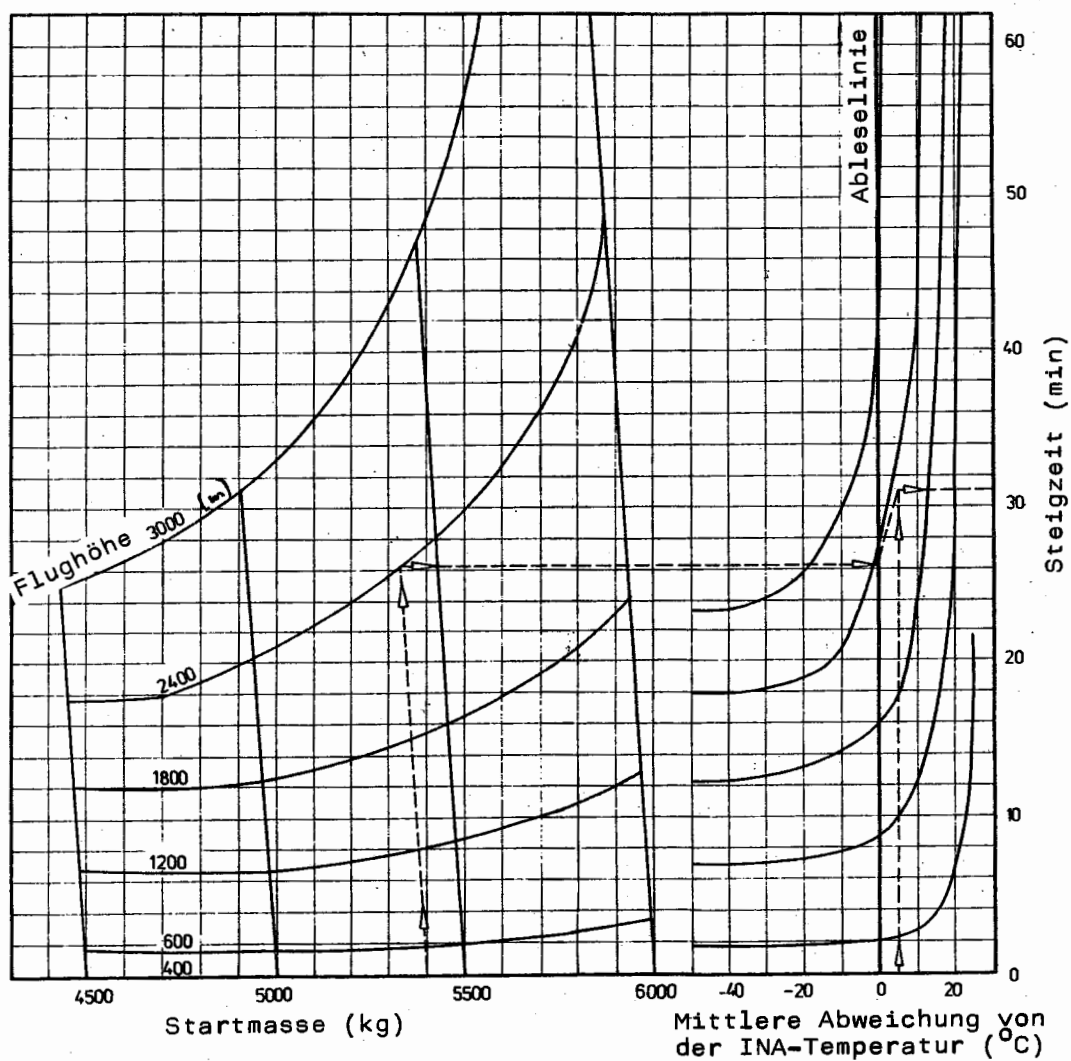


Abb. 5.6.1/7 Steigzeit mit einem arbeitenden Triebwerk

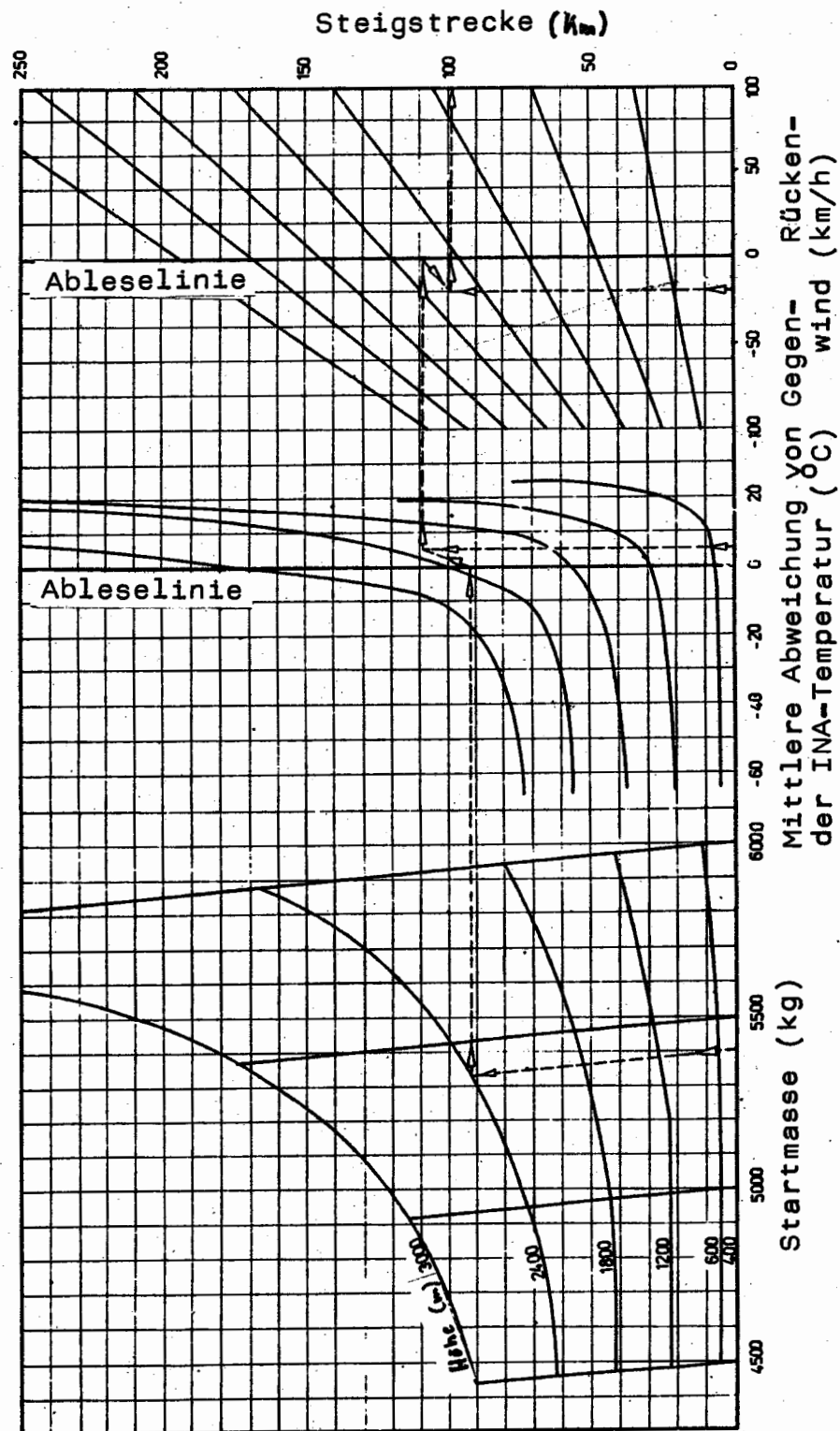


Abb. 5.6.1/8 Zurückgelegte Entfernung beim Steigflug mit einem arbeitenden Triebwerk

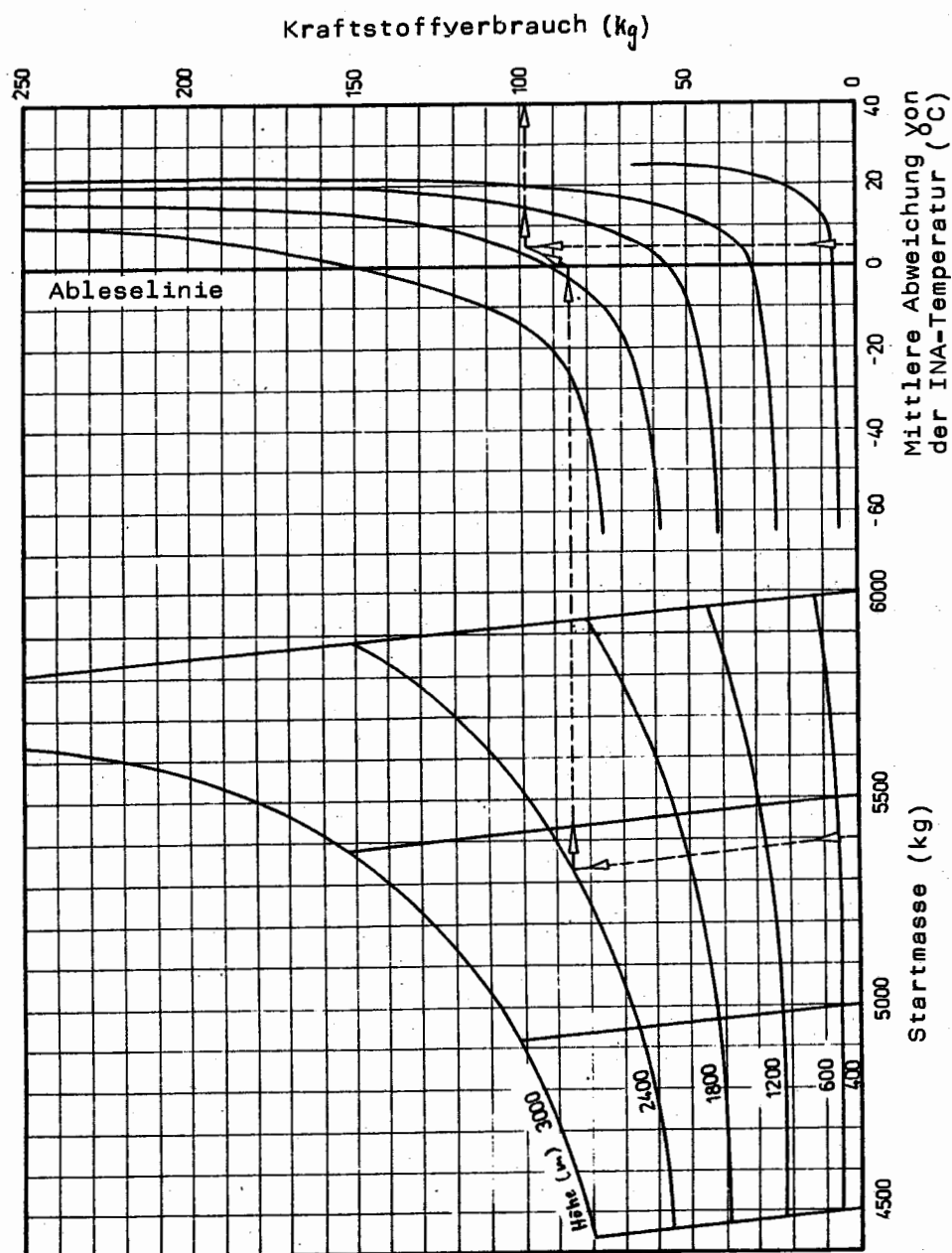


Abb. 5.6.1/9 Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit einem arbeitenden Triebwerk

5.7. Berechnungen zum Reiseflug

5.7.1. Reiseflugzustände / Allgemeines

Die Anweisungen zum Einnehmen und Kontrollieren der Reiseflugzustände sind im Abschnitt 4.2.7. gegeben.

Die Tabellen für den Kraftstoffverbrauch werden im nachfolgenden Unterabschnitt gegeben.

5.7.2. Kraftstoffverbrauch

- Der Kraftstoffverbrauch für die Reiseflugzustände wird in Abhängigkeit von der Flugmasse, von der Staffelungshöhe und von der Fluggeschwindigkeit IAS in den folgenden Tabellen angegeben:

a) stündlicher Kraftstoffverbrauch bei zwei arbeitenden Triebwerken für INA-Bedingungen (Abb. 5.7.2/1)

b) Kilometerkraftstoffverbrauch bei einem arbeitenden Triebwerk (Abb. 5.7.2/2).

Die Kraftstoffverbrauchswerte schließen den Betrieb der Heizung unter INA-Bedingungen ein. Bei anderen Bedingungen muß nach Abb. 5.7.2/3 korrigiert werden.

- Das Umrechnen des stündlichen Kraftstoffverbrauchs auf von der INA abweichenden Bedingungen in der jeweiligen Staffelungshöhe erfolgt nach der Formel:

$$q_h = q_{h, INA} \cdot \frac{T}{T_{INA}}$$

wobei q_h = stündlicher Kraftstoffverbrauch
 $q_{h, INA}$ = stündlicher Kraftstoffverbrauch unter INA-Bedingungen
 T = absolute Temperatur der Luft
 T_{INA} = absolute Temperatur der Luft unter INA-Bedingungen

- Beim Einschalten des Enteisungssystems erhöht sich der stündliche Kraftstoffverbrauch um 6,5 kg/h.

5.7.3. Kraftstoffnavigationsreserve

Die Kraftstoffnavigationsreserve wird folgendermaßen bestimmt:

- für Flüge nach IFR

Flugverlauf:

	KS-Berechnung nach
- Übergang zum Fehlanflugverfahren	5.6.1/6
- Steigflug auf die Reiseflughöhe Zielplatz - Ausweichplatz	5.6.1/6
- Flug vom Zielplatz zum Ausweichplatz	5.7.2/1
- Warteflug nach Erreichen des Ausweichplatzes bzw. Zielflugplatzes mit IAS = 250 km/h	5.9.1.

- für Flüge nach VFR

- Warteflug nach Erreichen des Zielplatzes mit IAS = 250 km/h	5.9.1.
---	--------

Anmerkung: Zur Festlegung der notwendigen Kraftstoffreserven siehe FBH 3.1.8. und 3.1.9.

Flugmasse $\geq$ 5700 kg

Staffe- lungshöhe	Gerätegeschwindigkeit in km/h									
	250	260	270	280	290	300	310	320	330	340
1850 m	261,4	273,5	286,9	301,3	316,0	331,3	347,6	364,3	381,3	398,9
2150 m	257,5	270,5	284,3	298,9	313,8	329,5	346,0	363,1	380,6	-
2450 m	254,8	268,0	282,1	297,0	312,2	328,4	345,1	362,9	380,8	-
2750 m	252,0	265,7	280,6	295,7	311,7	328,2	345,6	363,6	-	-
3050 m	249,2	263,7	278,8	294,5	310,9	327,9	345,7	-	-	-

Flugmasse = 5500 kg

Staffe- lungshöhe	Gerätegeschwindigkeit in km/h									
	250	260	270	280	290	300	310	320	330	340
1850 m	259,1	271,2	284,5	298,5	313,0	328,2	344,2	360,3	376,9	394,0
2150 m	256,0	268,8	282,4	296,7	311,5	327,0	343,1	359,6	376,7	-
2450 m	253,2	266,2	280,0	294,5	309,4	325,3	341,6	358,8	376,2	-
2750 m	250,4	263,8	278,1	292,7	308,3	324,4	341,4	358,9	-	-
3050 m	248,2	262,1	276,8	292,9	308,0	324,6	342,0	-	-	-

Flugmasse = 5000 kg

Staffe- lungshöhe	Gerätegeschwindigkeit in km/h									
	250	260	270	280	290	300	310	320	330	340
1850 m	253,4	265,7	278,6	292,1	306,4	321,3	336,5	352,0	-	-
2150 m	249,8	262,3	275,3	289,0	303,3	318,2	333,3	-	-	-
2450 m	247,9	260,5	273,7	287,6	302,1	317,2	332,4	-	-	-
2750 m	245,9	258,8	272,3	286,4	301,2	316,5	332,0	-	-	-
3050 m	243,7	256,9	270,6	284,8	299,9	315,5	331,6	-	-	-

Flugmasse = 4500 kg

Staffe- lungshöhe	Gerätegeschwindigkeit in km/h									
	250	260	270	280	290	300	310	320	330	340
1850 m	246,6	258,6	271,5	284,8	298,8	313,0	327,8	343,1	-	-
2150 m	245,0	257,2	270,0	283,6	297,5	311,9	326,8	-	-	-
2450 m	242,9	255,1	268,0	281,7	295,7	310,2	326,1	-	-	-
2750 m	240,2	252,5	265,6	279,4	293,5	307,9	-	-	-	-
3050 m	237,1	249,5	262,6	276,4	290,5	304,8	-	-	-	-

Abb. 5.7.2/1 Stündlicher Kraftstoffverbrauch in kg/h beim Flug mit 2 arbeitenden Triebwerken

Flugzeugmasse $\geq$ 5700 kg

Staffelungshöhe	Gerätegeschwindigkeit in km/h			
	190	200	210	220
1850 m	0,74	0,73	0,73	0,74
2150 m	0,72	0,71	0,72	0,73
2450 m	0,69	0,69	0,70	0,72
2750 m	0,67	0,67	0,69	0,71
3050 m	0,65	0,65	0,68	0,70

Flugzeugmasse = 5800 kg

Staffelungshöhe	Gerätegeschwindigkeit in km/h			
	190	200	210	220
1850 m	0,73	0,72	0,72	0,73
2150 m	0,71	0,70	0,71	0,72
2450 m	0,69	0,68	0,69	0,71
2750 m	0,66	0,67	0,68	0,70
3050 m	0,64	0,65	0,67	0,70

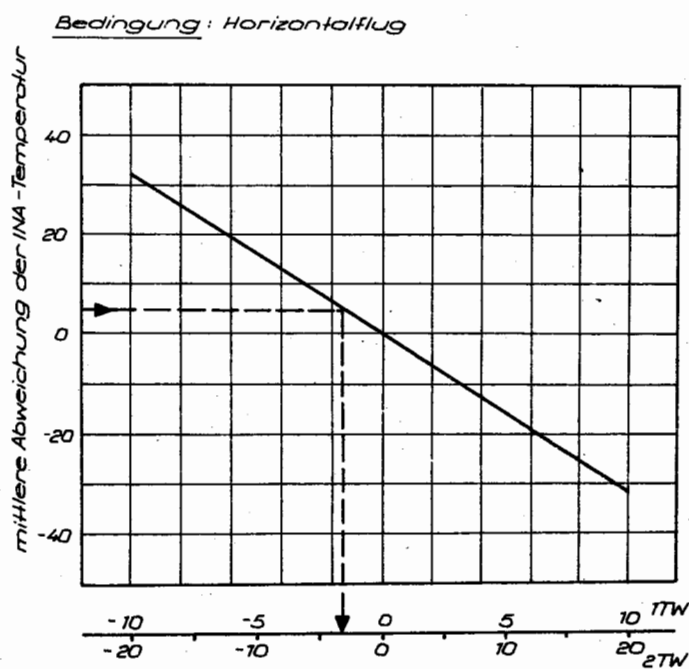
Flugzeugmasse = 5000 kg

Staffelungshöhe	Gerätegeschwindigkeit in km/h			
	190	200	210	220
1850 m	0,70	0,70	0,70	0,71
2150 m	0,68	0,68	0,69	0,70
2450 m	0,66	0,66	0,67	0,69
2750 m	0,65	0,65	0,66	0,68
3050 m	0,63	0,64	0,65	0,67

Flugzeugmasse = 4500 kg

Staffelungshöhe	Gerätegeschwindigkeit in km/h			
	190	200	210	220
1850 m	0,67	0,67	0,67	0,68
2150 m	0,65	0,65	0,66	0,67
2450 m	0,64	0,64	0,65	0,66
2750 m	0,62	0,63	0,64	0,65
3050 m	0,61	0,62	0,63	0,64

Abb. 5.7.2/2 Kilometerkraftstoffverbrauch in kg/km beim Flug mit einem arbeitenden Triebwerk



Beispiel: Lufttemperatur

Verringerung des stündlichen Kraftstoffverbrauchs

- mit einem arbeitenden Triebwerk
- mit zwei arbeitenden Triebwerken

INA +5 °C

um 1,6 kg/h

um 3,2 kg/h

Abb. 5.7.2/3 Veränderung des stündlichen Kraftstoffverbrauches bei Abweichung von der INA-Temperatur

5.8. Berechnungen zum Sinkflug

5.8.1. Sinkzeit, Sinkstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Sinkflug mit zwei arbeitenden Triebwerken

Siehe Abb. 5.8.1/1

Bedingungen:

Sinkgeschwindigkeit v_v	3 m/s
Drehzahl der Luftschrauben	1900 min ⁻¹
Drehmoment der Luftschrauben	30 %
Heizung der Kabine	eingeschaltet
Enteisungssystem	ausgeschaltet
Konfiguration	Flugkonfiguration

Beispiel:

Flughöhe	=	3000 m
Lufttemperatur	=	INA +10 °C
Rückenwind	=	50 km/h
Gleitzeit	=	14,4 min
Kraftstoffverbrauch	=	60 kg
Gleitweite	=	75 km

Anmerkung: Die Werte für den Kraftstoffverbrauch bei Temperaturen unterhalb der INA-Werte sind der Kurve für INA-Bedingungen zu entnehmen.

5.8.2. Sinkzeit, Sinkstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Sinkflug mit einem arbeitenden Triebwerk

Siehe Abb. 5.8.2/1

Bedingungen:

Sinkgeschwindigkeit v_v	3 m/s
Drehzahl der Luftschraube	1900 min ⁻¹
Fluggeschwindigkeit	IAS = 190 km/h bzw. 195 km/h bei LFZ mit max. TOW 6000 kg
Heizung der Kabine	eingeschaltet
Enteisungssystem	ausgeschaltet
Konfiguration	Flugkonfiguration

Beispiel:

Staffelungshöhe	=	2500 m
Lufttemperatur	=	INA +5 °C
Gegenwind	=	40 km/h
Gleitzeit	=	11,6 min
Kraftstoffverbrauch	=	16 kg
Gleitweite	=	35 km

Anmerkung: Die Werte für den Kraftstoffverbrauch bei Temperaturen unterhalb der INA-Werte sind der Kurve für INA-Bedingungen zu entnehmen.

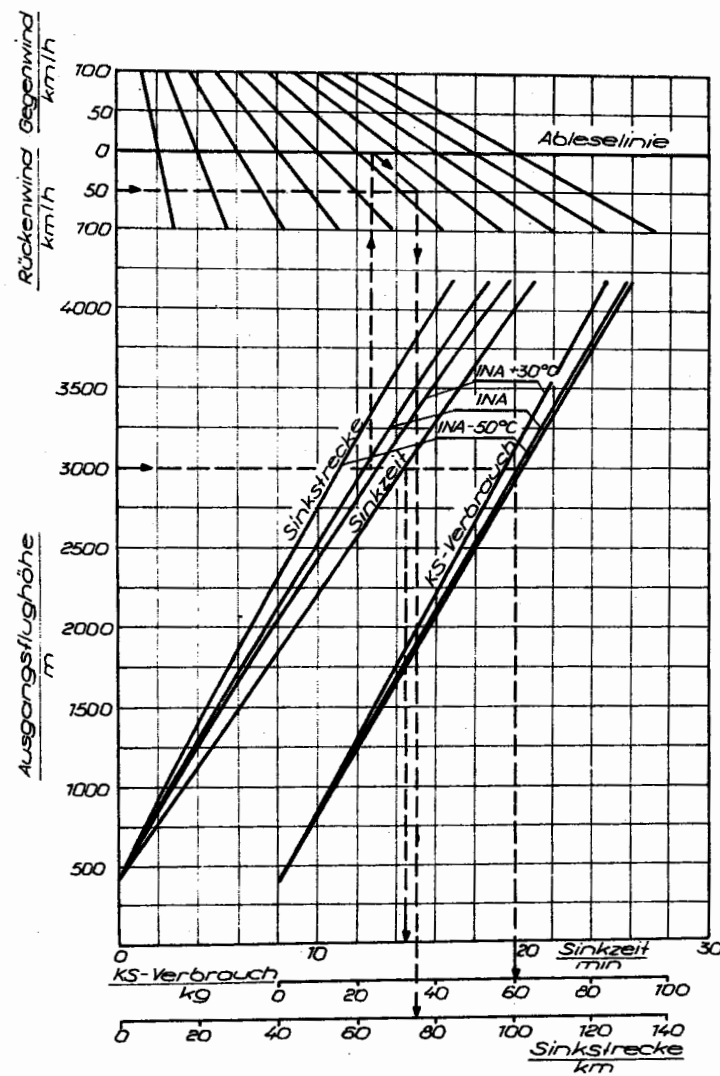
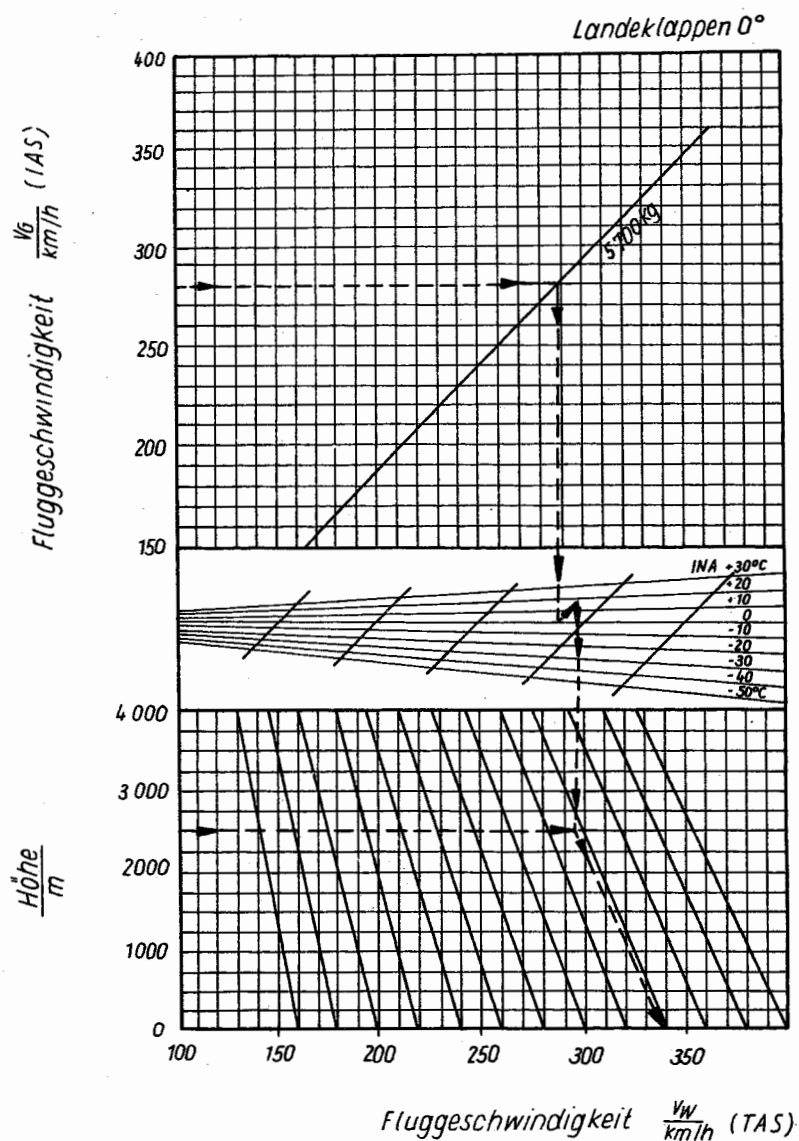


Abb. 5.8.1/1 Sinkzeit, Sinkstrecke und Kraftstoffverbrauch beim Sinkflug mit zwei arbeitenden Triebwerken

5.9.2. Umrechnung von IAS in TAS



Beispiel:

Ausgangsdaten:

Fluggeschwindigkeit	IAS = 280 km/h
Flugmasse	$F_G = 5700$ kg
Flughöhe	H = 2500 m
Lufttemperatur	$T_{HB} = +18$ °C = ISA +20 °C

Antwort: TAS = 337 km/h

5.10. Berechnungen zur Landung

5.10.1. Kenngrößen der Landung

5.10.1.1. Landestrecke bei Anwendung der Schubumkehr

Für die Abb. 5.10.1/1 gelten folgende Bedingungen:

Landeklappenauerschlag	35°
Sinkfluggradient bis auf H = 9 m	5 %
Leistungsstufe der Triebwerke ab H = 9 m	Leerlauf
Ausfahrhöhe der Landeinterzeptoren	etwa 0,5 m
Landegeschwindigkeit (Aufsetzen)	IAS = 135 km/h
Bremsart	Bremse + Schubumkehr
Beiwert der tatsächlichen Landestrecke	1,67

Beispiel:

Lufttemperatur	+30 °C
Platzhöhe	340 m
Landemasse	5100 kg
Wind (Gegen-, Rücken- = +)	+5 m/s
Neigung der SLB (unten = +, oben = -)	0
erforderliche Landestrecke	1295 m

Anmerkung: 1. Bei feuchter SLB ist die erforderliche Landestrecke 15 % länger als bei trockener.

2. Werden die Landeinterzeptoren erst nach dem Aufsetzen gefahren, dann vergrößert sich die erforderliche Landestrecke um 23 %, die Aufsetzgeschwindigkeit verringert sich um 10 bis 15 km/h.
Siehe Abb. 5.10.1/1

5.10.1.2. Landestrecke ohne Anwendung der Schubumkehr

Für die Abb. 5.10.1/2 gelten folgende Bedingungen:

Landeklappenauerschlag	35°
Sinkfluggradient bis auf H = 9 m	5 %
Leistungsstufe der Triebwerke ab H = 9 m	Leerlauf
Ausfahrhöhe der Landeinterzeptoren	etwa 0,5 m
Landegeschwindigkeit (Aufsetzen)	IAS = 135 km/h
Bremsart	Bremse
Beiwert der tatsächlichen Landestrecke	1,67

Beispiel:

Lufttemperatur	+30 °C
Platzhöhe	340 m
Landemasse	5100 kg
Wind	+5 m/s Rückenwind
Neigung der SLB	0
erforderliche Landestrecke	1485 m

Anmerkung: 1. Bei feuchter SLB ist die erforderliche Landestrecke 15 % länger als bei trockener.

2. Werden die Landeinterzeptoren erst nach dem Aufsetzen gefahren, dann vergrößert sich die erforderliche Landestrecke um 23 % und die Aufsetzgeschwindigkeit verringert sich um 10 bis 15 km/h.
Siehe Abb. 5.10.1/2

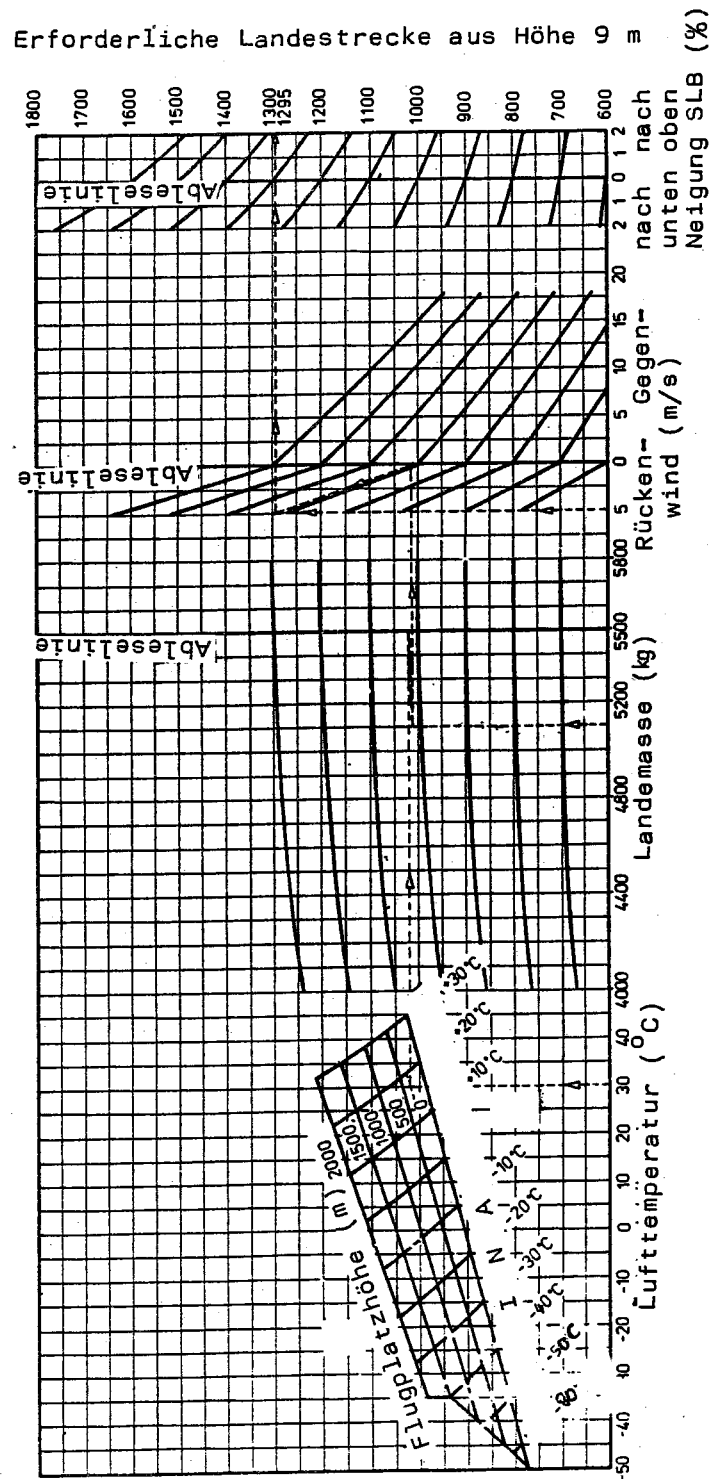


Abb. 5.10.1/1 Erforderliche Landestrecke mit Anwendung der Schubumkehr

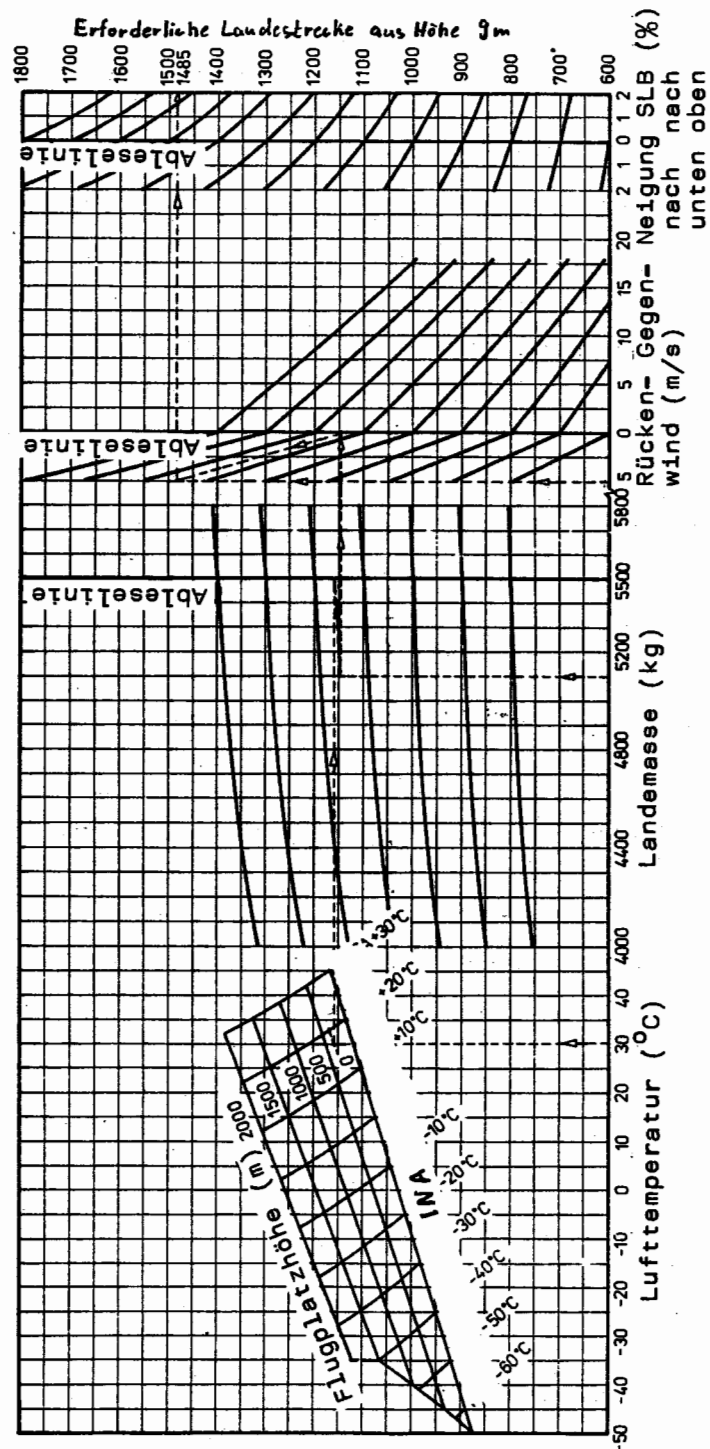


Abb. 5.10.1/2 Erforderliche Landestrecke ohne Anwendung der Schubumkehr

5.10.2. Bestimmung der maximalen Landemasse

1. Die Flugplatzhöhe des Landeflugplatzes in Abhängigkeit vom Luftdruck wird mittels Abb. 5.5.2/1 bestimmt.
2. Die maximale Flugmasse, die beim Übergang zur zweiten Platzrunde die Einhaltung des normierten minimalen Steigfluggradienten von 2,1 % gewährleistet, ist mittels Abb. 5.10.2/1 bzw. 5.10.2/1a zu bestimmen. Sie ist von der Lufttemperatur und der Flugplatzhöhe abhängig.
3. Die maximale Landemasse des Flugzeuges ist mittels Abb. 5.10.2/2 zu bestimmen. Die maximale Landemasse wird in Abhängigkeit von der verfügbaren Landestrecke und der Wettervorhersage über Lufttemperatur, Luftdruck, Geschwindigkeit und Richtung des Windes am Landeflugplatz ermittelt. Die Neigung der SLB des Landeflugplatzes ist ebenfalls zu berücksichtigen.
4. Die in Abb. 5.10.2/2 zu bestimmenden maximalen Landemassen gelten für die Landung auf trockener SLB.
5. Die entsprechend den Punkten 2. und 3. bestimmte maximale Landemasse darf die festgelegte nicht überschreiten.

Maximale Flugmasse für den Übergang zur zweiten Platzrunde in Abhängigkeit von der Flugplatzhöhe und der Lufttemperatur

Bedingungen:

Leistungsstufen der Triebwerke:

ein Triebwerk ausgefallen, das andere arbeitet mit Startleistung

Drehzahl der Luftschraube:

2080 min⁻¹

Landeklappen:

15°

Fahrwerk:

eingefahren

Heizung:

geschlossen

Enteisung:

ausgeschaltet

Fluggeschwindigkeit:

IAS = 145 km/h

Beispiel:

Bedingungen:

Flugplatzhöhe

700 m

Lufttemperatur

28 °C

Antwort:

maximale Flugmasse für den Übergang zur zweiten Platzrunde

5375 kg

Beispiel zur Abb. 5.10.2/2

Bedingungen:

Lufttemperatur

Beispiel A
-15 °C

Beispiel B
+30 °C

verfügbare Landestrecke

900 m

1000 m

Wind

0 m/s

Gegenwind 10 m/s

Neigung der SLB

0 %

1 % nach oben

Flugplatzhöhe

500 m

1000 m

Antwort:

maximale Landemasse

4920 kg

5500 kg

Die in Abb. 5.10.2/2 aufgeführte verfügbare Landestrecke berücksichtigt den Sicherheitsfaktor 1,67.

für Flugzeuge mit max. TOW 5800 kg

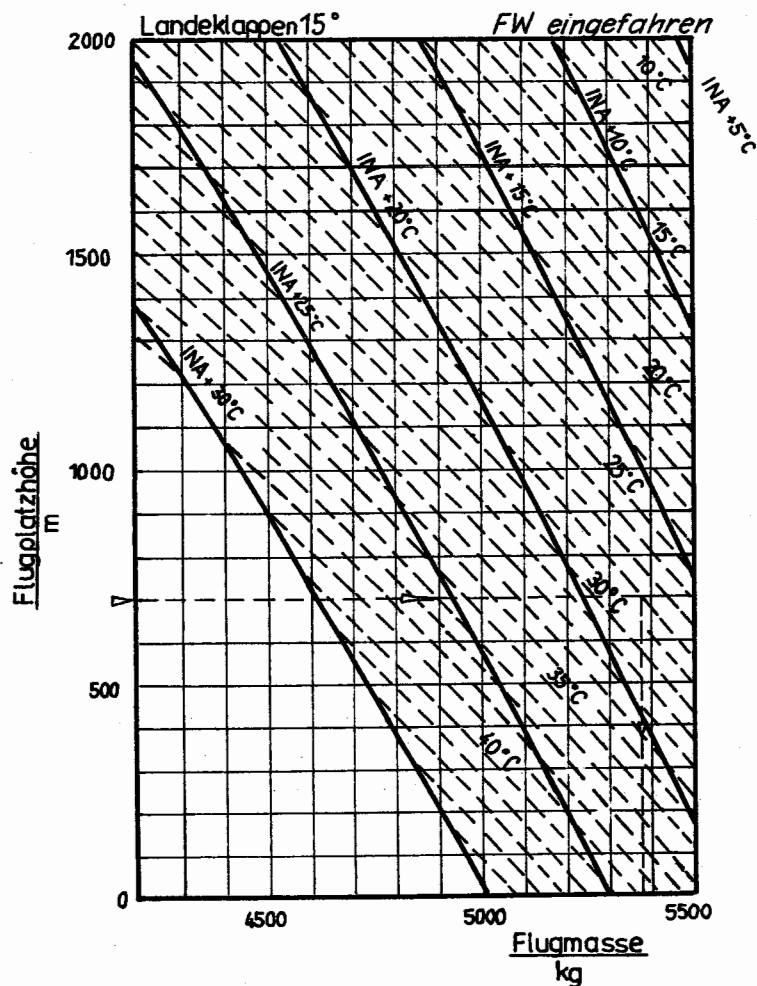


Abb. 5.10.2/1 Maximale Flugmasse für das Durchstarten in Abhängigkeit von der Flugplatzhöhe und der Lufttemperatur

für Flugzeuge mit max. TOW 6000 kg

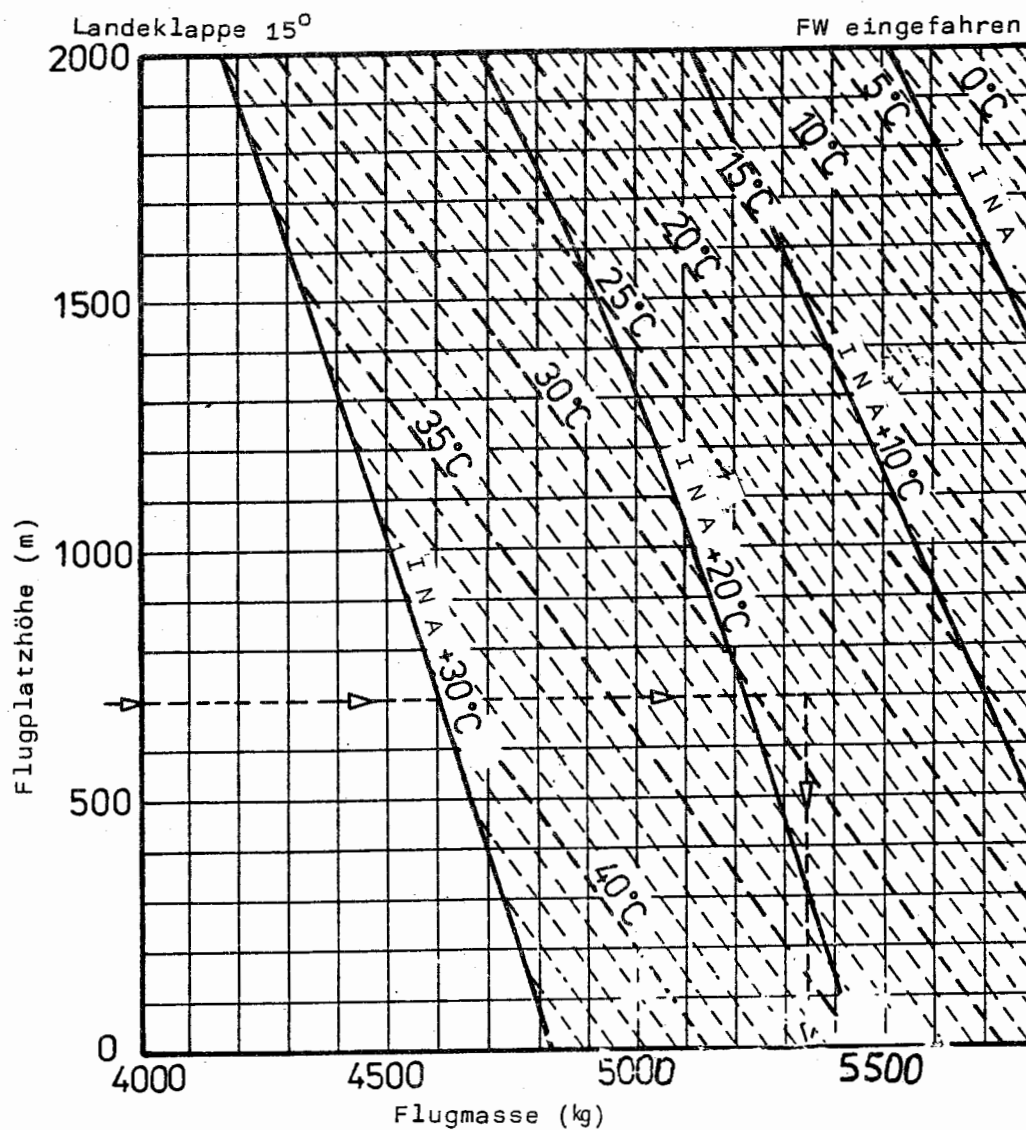


Abb. 5.10.1/1a Maximale Flugmasse für das Durchstarten in Abhängigkeit von der Flugplatzhöhe und der Lufttemperatur

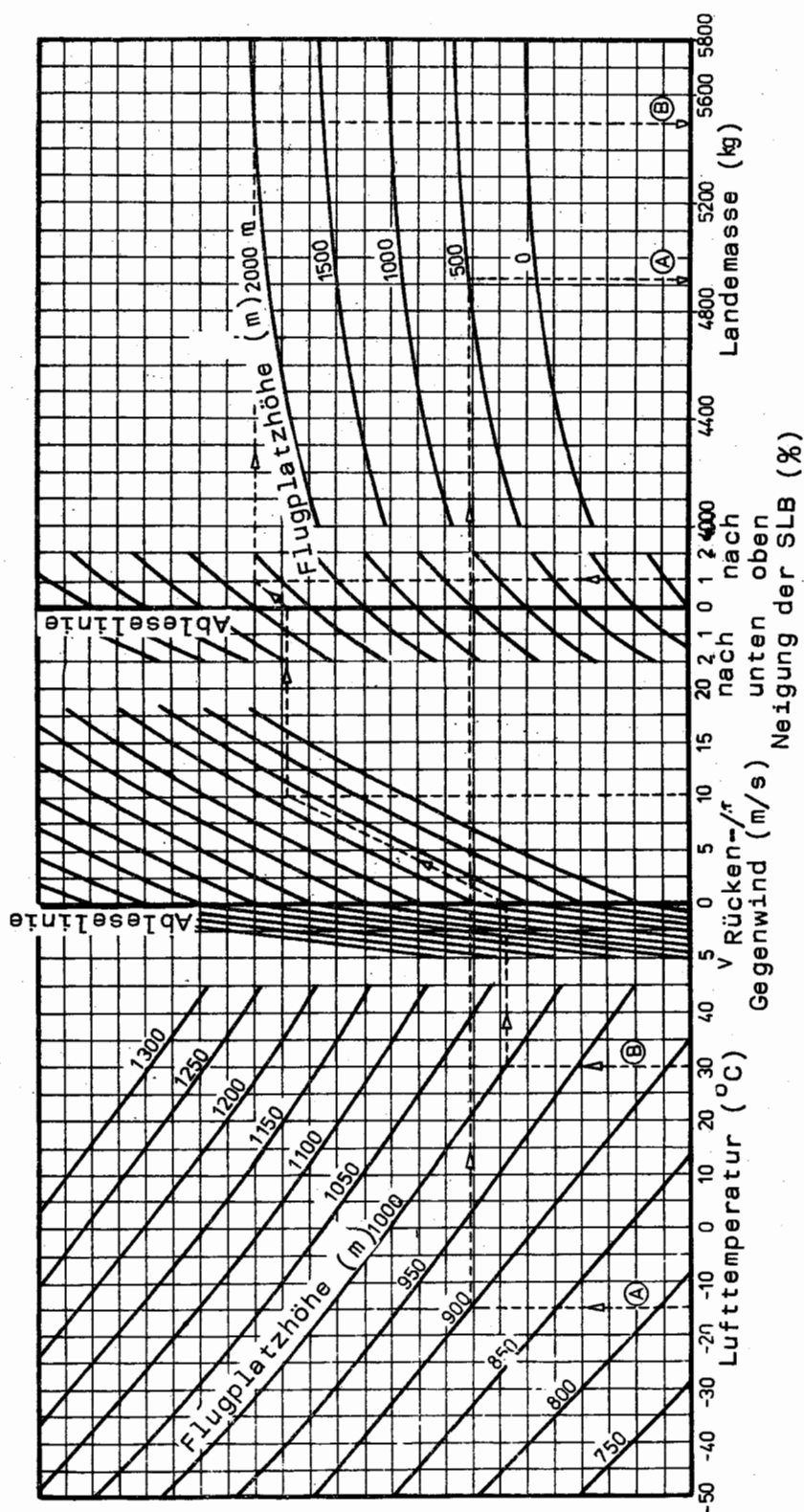


Abb. 5.10.2/2 Maximale Landemasse mit Nutzung der Schubumkehr

5.10.3. Einflug des Zustandes der SLB auf die Landestrecke und Landemasse

1. Allgemeines

Der Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit der SLB auf die erforderliche Landestrecke, die nach Abb. 5.10.1/1 (mit Anwendung der Schubumkehr) oder 5.10.1/2 (ohne Anwendung der Schubumkehr) ermittelt wurde, wird durch Multiplikation mit dem Beiwert für den jeweiligen Flugzeugtyp und die jeweilige Oberflächenbeschaffenheit bestimmt (s. 5.10.3.2. b)

2. Einfluß auf die Bestimmung der maximalen Landemasse

a) Die Bestimmung der maximalen Landemasse erfolgt entsprechend Punkt 5.10.2. mit Berücksichtigung des nachfolgend unter b) aufgeführten Sachverhalts

b) Die verfügbare Landestrecke, entsprechend Abb. 5.10.2/2, ist bei den folgenden aufgeführten Bedingungen durch die dazugehörigen Beiwerte zu dividieren

- Betonbahn mit einem Reibungswert kleiner als 0,5	laut Abb. 5.10.3/1
- Betonbahn mit Matsch oder feuchtem Schnee bis 12 mm Höhe oder mit einer Wasserschicht bis 10 mm Höhe	1,24
- Beton- und Rasenbahn mit einer trockenen Schneeschicht bis 50 mm Höhe	1,11
- Rasenbahn mit festgewalzter Schneedecke und einer Festigkeit von 8 kp/cm ²	1,15
- nicht verfestigte Sandbahn	0,95
- weiche Rasenbahn mit einer Festigkeit nicht kleiner als 6 kp/cm ²	0,815

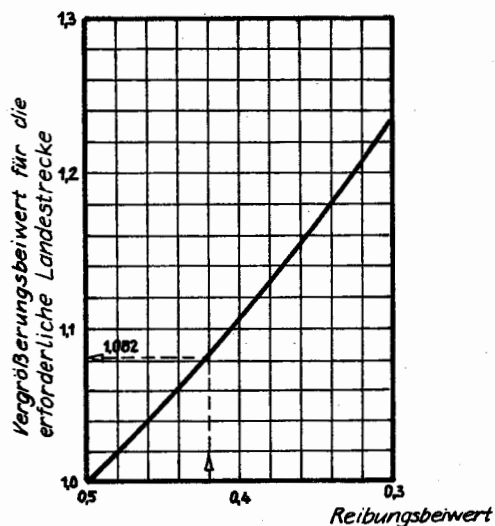


Abb. 5.10.3/1 Einfluß der SLB-Beschaffenheit auf die erforderliche Landestrecke

6. Anhang

6.1. Instruktion über die Kraftstoffbetankung des Flugzeuges

6.1.1. Kraftstoffarten

1. Das Flugzeug kann nur mit folgenden Kraftstoffsorten betankt werden:

R-1	entsprechend TGL 38582
T1 und TS-1	entsprechend GOST 10227-62
RT	entsprechend GOST 16564-71
PL-6	entsprechend PND 25-005-76

2. Eine Vermischung der oben genannten Sorten ist erlaubt.

3. Die Reinheit des Kraftstoffes - nicht schlechter als die Klassen 8-9 nach GOST 172/6-71

4. Bei Außentemperaturen gleich oder niedriger als 5 °C ist es zulässig, den Kraftstoff die Flüssigkeit "I" (Äthylzellosof) im Verhältnis 0,1 + 0,05 % des Volumens beizumischen. Die Flüssigkeit muß mit dem Kraftstoff genügend vermischelt sein. Anstelle der Flüssigkeit "I" kann man die Flüssigkeit "TGF" aus der CSSR-Produktion verwenden, aber auch die Flüssigkeiten "I-M" nach TU 6-10-1458-74 und "TGF-M" nach TU 6-10-1457-74.

6.1.2. Sicherheitstechnik bei der Betankung

Vor der Betankung des Flugzeuges mit Kraftstoff muß man sich überzeugen, daß

1. sich am Standplatz die Feuerlöschmittel befinden
2. der Tankwagen geerdet ist
3. sich im Kraftstoff-Attest die Bestätigung zur Betankung befindet
4. aus den Wasserabscheidern des Tankwagens im Beisein einer verantwortlichen Person des technischen Bereiches oder eines Besatzungsmitgliedes das Kondensat abgelassen wird
5. das Flugzeug mit der Standbremse angebremselt ist
6. die Tankpistole nicht verschmutzt ist
7. das Flugzeug geerdet wurde (beim Abstellen auf einer Betonfläche)

6.1.3. Normalbetrieb

Bedingungen/Arbeitsgang	Notwendige Handlungen
1. Betankung der Tragflächenbehälter	a) Die notwendige Betankungsmenge des Kraftstoffes ist in Übereinstimmung mit dem Flughandbuch, Pkt. 5.4.1., zu bestimmen. Die Maximalbetankung einer Behältergruppe (in einer Tragfläche) beträgt 645 l (500 kg). Die Betankung beider Behältergruppen muß gleichmäßig erfolgen. Der zulässige Betankungsunterschied beträgt höchstens 60 kg. Die Anfangsmenge des Kraftstoffes in den Behältergruppen ist nach dem Peilstab an der Luke des Einfüllstutzens zu bestimmen. b) Die Lukendeckel zu den Einfüllstutzen der Kraftstoffbehälter an der Oberseite der Tragfläche sind zu öffnen. c) Die Verschußdeckel des Einfüllstutzens sind zu öffnen. Nach dem Peilstab am Verschußdeckel des Einfüllstutzens des mittleren Behälters (nahe am Rumpf) ist die Anfangsmenge des Kraftstoffes in der entsprechenden Behältergruppe zu bestimmen. d) Die Tankpistole des Betankungsschlauches ist in den Einfüllstutzen zu stecken. e) Das Endstück des Erdungsseiles des Betankungsschlauches ist an den Erdungsanschluß am Einfüllstutzen anzubringen. f) Das Kommando zum Beginn der Kraftstoffbetankung aus dem Tankwagen ist zu geben. Die Betankungsregime bei Verwendung der Standorttankpistole mit Druckmesser 38 mm sind folgende:

Betankungs- geschwindigkeit	Druck nach Manometer	Zyklus: Betankung/Anhalten			
		Betankung	Anhalten	Betankung	Anhalten ...
[l/min]	[MPa (kg/cm ²)]	[s]	[s]	[s]	[s]
100 - 150	0,04-0,06 (0,4-0,6)	60	10	60	10

Bedingungen/Arbeitsgang
Notwendige Handlungen

- g) Erdungskabel lösen, Tankpistole herausziehen
- h) Einfüllstutzen schließen und überprüfen, daß der Verschluß richtig eingesetzt, die Verriegelung festgezogen und der Knebel richtig gesichert sind.

Achtung! 1. Wird die Betankung von nicht für die Arbeit am Flugzeug zugelassenem technischen Personal durchgeführt, dann hat der 2. Flugzeugführer den sicheren Verschluß der Einfüllstutzen zu kontrollieren.

2. Das Betreten der Tragflügel ist nur mit Bordschuhen gestattet!

3. Um Beschädigungen der Enteisungsanlage an der Tragflügelvorderkante zu vermeiden, muß vorsichtig mit dem Tankschlauch umgegangen werden. Der Tankschlauch darf nur zwischen Rumpf und Triebwerk zu den Tanköffnungen befördert werden.

- i) Schließen der Luken für den Zugang zu den Kraftstoffeinfüllstutzen.

1a) Betankung des Rumpfbehälters (gilt nur für Flugzeuge mit Rumpfbehälter)

- a) Bestimmung der Anfangskraftstoffmenge im Behälter (nach Anzeigerät). Die Maximalbetankung des Rumpfbehälters beträgt 295 Liter (228 kg).
- b) Der Lukendeckel zum Einfüllstutzen auf der linken Rumpfseite (über der Fahrwerksgondel) ist zu öffnen.
- c) Der Verschlußdeckel des Einfüllstutzens ist zu öffnen.
- d) Die Tankpistole des Betankungsschlauches ist in den Einfüllstutzen zu stecken und das Endstück des Erdungsseiles des Tankschlauches wird in die Buchse am Einfüllstutzen gesteckt.
- e) Das Kommando zum Beginn der Kraftstoffbetankung aus dem Tankwagen ist zu geben. Das Betankungsregime ist so wie das für die Tragflächenbehälter.

Achtung: Da der Kraftstoffvorratsmesser des Rumpfbehälters eine obere Anzeigegrenze von 200 kg hat, ist es notwendig, nach Erreichen dieser Marke den Zyklus Betanken/Anhalten auf 1s/1s zu verkürzen, um zu vermeiden, daß Kraftstoff ausspritzt. Bei der Berechnung der Flugweite/Flugdauer ist die Kraftstoffmenge über 200 kg nicht zu berücksichtigen (ca 28 kg, das entspricht einer Flugweite von etwa 30 km).

- f) Die anschließenden Arbeiten sind analog der Arbeiten nach Betankung der Tragflächenbehälter (siehe Punkte 1 g, h, i).

2. Ablassen des Bodensatzes

- aus dem Ablassventil des Rumpfbehälters (gilt nur für Flugzeuge mit Rumpfbehälter)

- a) Öffnen des Verschlusses des Ablassventils des Behälters in der linken Fahrwerksgondel.

An den Ablassstutzen wird die Vorrichtung zum Ablassen des Kraftstoffes Nr. B 096591 N angebracht, nachdem ein Ablassbehälter bereitgestellt wurde.

Die Vorrichtung wird an den Ablassstutzen gedrückt.

- b) Nach dem Ablassen von etwa 1 Liter Kraftstoff wird die Ablassvorrichtung abgenommen und der Verschluß des Ventiles wieder zugeschraubt.

3. Ablassen des Bodensatzes

- aus den Abschlußventilen der KS-Tragflächenbehälter

- a) Jeweils die beiden Lukendeckel am Rumpf und den Triebwerksgondeln öffnen, um Zugang zu den Ablassventilen zu erhalten.

- b) Öffnen des Verschlusses des Ablassventils. An den Ablassstutzen wird die Vorrichtung zum Ablassen des Kraftstoffes Nr. B 096591 N angebracht, nachdem ein Ablassbehälter bereitgestellt wurde. Die Vorrichtung wird an den Ablassstutzen gedrückt.

- c) Nach dem Ablassen von etwa 1 Liter Kraftstoff wird die Ablassvorrichtung abgenommen und der Verschluß des Ventils wieder zugeschraubt.

- d) Alle Lukendeckel sind zuverlässig zu verschließen.

Bedingungen/Arbeitsgang

Notwendige Handlungen

- aus den Ablassventilen der KS-Filter

Achtung: Das Ablassen hat von allen vier Ablassventilen zu erfolgen.

- a) Öffnen der unteren Triebwerksverkleidung.
- b) Auf das Ablassventil des Filters ist das KS-Entnahmerohr Nr. L-410.9642 aus dem Bodengerätesatz aufzusetzen, nachdem ein sauberer Ablassbehälter bereitgestellt wurde.
- c) Verschlußmutter des Ablassventils nach rechts drehen. Der Kraftstoff fließt über das Innere der Mutter aus.
- d) Nach dem Ablassen von etwa 1 Liter Kraftstoff ist die Verschlußmutter wieder festzuziehen.

4. Ablassen des Kraftstoffes

- aus den Tragflächenbehältern

Auf die Stutzen der Ablassventile 1703 A, die sich unter den Rumpf-Tragflügel-Spaltverkleidungen in Nähe der Kraftstoffpumpen befinden, sind die Ablassschläuche B 096116 N aufzuschrauben. Der Kraftstoff ist in geeignete Behälter zu enttanken.

Anmerkung: Zum schnelleren Enttanken können bei geschlossenen Brandhähnen die Kraftstoffpumpen benutzt werden.

- aus dem Rumpfbehälter
(gilt nur für Flugzeuge mit Rumpfbehälter)

Das Ablassen des Kraftstoffes aus dem Rumpfbehälter erfolgt so wie das Ablassen des Bodensatzes.

