



INTERFLUG

RITTER

**Passagierflugzeug
AN-24W**

Flughandbuch

INTERFLUG

Hauptprüfleiter

Eigenerarbeitung des Betriebsteils Verkehrsflug
Bereich Flugbetrieb / Fluginspektion

Verantwortlicher Bearbeiter: Dipl.-Ing. Flugkapitän K. Petzold

Technische Redaktion: Bruno Lau

Gültig ab 1.8.1970 für die INTERFLUG

gez. W i l p e r t
Stellvertreter des Ministers
und Leiter der HVZL

Benutzte Quellen: ИНСТРУКЦИЯ ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ
ЭКСПЛУАТАЦИИ АН - 24 В
ИЗДАНИЕ II

- Alle Rechte vorbehalten -

Herausgeber: INTERFLUG - Technische Dokumentationsstelle -
Berlin - Schönefeld

August 1970

Ordnungs-Nummer BB-AN 24-4/81

Ag/130/54/70 TDZL

MINISTERRAT DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK
MINISTERIUM FÜR VERKEHRSWESSEN
STELLVERTRETER DES MINISTERS

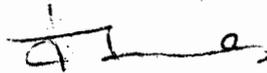
Die vorliegende 2. Änderung, Ordnungs-Nummer: BB-An 24 - 4/107, zum Flughandbuch An 24, Ordnungs-Nummer: BB-An 24 - 4/81, wird hiermit in Kraft gesetzt.

gez. W i l p e r t
Stellvertreter des Ministers
und Leiter der HVZL

Berlin, den 1.12.1972

MINISTERRAT DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK
MINISTERIUM FÜR VERKEHRSWESEN
STELLVERTRETER DES MINISTERS

Die vorliegende 6. Änderung, Ordnungs-Nummer:
An 24-4/158, zum Flughandbuch An 24, Ordnungs-
Nummer: BB-An 24-4/81, wird hiermit in Kraft
gesetzt.



Dr. H e n k e s
Generalmajor

Berlin, den 3. 7. 1975

Änderungsverzeichnis zum Flughandbuch An-24, Ordnungs-Nr. BB-An 24-4/81

Nr. der Änderung	Datum	Ordnungs-Nummer	Änderungsbetreff
1	10.9.71	BB-An 24-4/85	Auswechseln der Seiten: 9/10, 11/12, 21/22, 65/66, 71/72, 75/76, 79/80, 81/82, 83/84, 85/86, 87/88, 89/90, 91/92, 93/94, 95/96, 97/98, 101/102, 33/34, 103/104, 105/106, 107/108, 109/110, 111/112, 113/114, 117/118, 125/126, 133/134, 137/138, 139/140, 145/146, 153/154, 155/156, 157/158, 159/160, 161/162, 167/168, 173/174, 179/180, 181/182, 183/184, 193/194, 195/196, 197/198, 199/200, 205/206, 231/232, 249/250. <u>Handschriftliche Änderungen auf den Seiten:</u>
			7, 26, 32, 126/127, 127, 129, 136. <u>Auswechseln des Einlegeblattes:</u> Abb. 1
2	09.08.72	BB-An 24-4/107	<u>Auswechseln der Seiten:</u> 11/12, 85/86, 91/92, 107/108, 135/136, 137/138, 133/134.
3	09.04.73	BB-An 24-4/115	<u>Auswechseln der Seiten:</u> 69/70, 99/100, 109/110, 111/112, 133/134, 137/138, 155/156, 85/86
4.	8.11.73	BB-An 24-4/123	<u>Hinzufügen der Seiten:</u> 251/252, 253/254, 255/256, 257/258, 259/260, 261/262 (leer)
5	31.01.74	BB-An 24-4/122	<u>Auswechseln der Seiten:</u> 5/6, 27/28, 33/34, 37/38, 39/40, 43/44, 83/84, 85/86, 89/90, 91/92, 97/98, 103/104, 107/108, 109/110, 111/112, 113/114, 115/116, 117/118, 119/120, 125/126, 127/128, 129/130, 137/138, 157/158, 167/168, 205/206
			<u>Einlegeblatt</u> 126/127 <u>Hinzufügen der Seiten:</u> 38a, 104a/104b, 108a, 198a/198b.
6	29.05.75	An 24-4/158	<u>Auswechseln der Seiten:</u> 21/22, 37/38, 38a/-, 39/40, 41/42, 83/84, 85/86, 91/92, 93/94, 104a/104b, 105/106, 153/154, 161/162
-	-	-	<u>Hinzufügen der Seiten:</u> 84a/-, 86a/-, 92a/-, 104c/-, 154a/-, 162a/-

Inhaltsverzeichnis

Seite

0.	Hinweise für die Benutzung des Handbuches	7
1.	Zulässige Belastung, Flugleistungen und Betriebsbeschränkungen	9
1.1.	Die Beschränkungen der Flugzeugmasse	9
1.1.1.	Maximal zulässige Werte	9
1.1.2.	Start mit Landeklappenstellung 15°	9
1.1.3.	Start mit Landeklappenstellung 0°	12
1.2.	Beladung und Schwerpunkt	12
1.2.1.	Varianten der Innenausstattung	12
1.2.2.	Beladung	14
1.2.3.	Schwerpunkt	14
1.3.	Fluggeschwindigkeiten	22
1.3.1.	Zulässige Grenzwerte	22
1.3.2.	Minimalgeschwindigkeit v_g	22
1.3.3.	Die kritische Geschwindigkeit v_1 und die sichere Geschwindigkeit v_2 bei Triebwerksausfall während des Starts	23
1.3.4.	Die Abhebegeschwindigkeit v_{LOF}	25
1.3.5.	Die Reisegeschwindigkeit v_H und durchschnittliche Fluggeschwindigkeit v_{QD}	25
1.3.6.	Die Landegeschwindigkeit v_L	27
1.3.7.	Die Geschwindigkeit des Horizontalfluges	27
1.4.	Zulässige Windgeschwindigkeiten bei Start und Landung	33
1.5.	Daten des Steigfluges	33
1.6.	Daten des Sinkfluges	40
1.7.	Reichweite und Kraftstoffverbrauch	43
1.7.1.	Nutzlast-Reichweiten-Diagramme	43
1.7.2.	Reisegeschwindigkeit, Reichweite und Kraftstoffverbrauch	43
1.8.	Die Gipfelhöhe	44
1.8.1.	Garantierte Gipfelhöhe	44
1.8.2.	Flugprofil und garantierte Gipfelhöhe beim Flug mit einem Triebwerk	47
1.9.	Start- und Landestrecken	65
1.9.1.	Anrollstrecke und Startstrecke bis 15 m Höhe	65
1.9.2.	Ausrollstrecke und Landestrecke aus 15 m Höhe	65
1.10.	Zulässige Belastung der Konstruktion	72
1.10.1.	Tauglichkeit des Flugzeuges	72
1.10.2.	Maximal zulässiges Lastvielfaches im Schwerpunkt	72
1.10.3.	Maximal zulässige Querneigung	72
1.10.4.	Maximale Flächenbelastung	72
1.10.5.	Maximale Passagieranzahl	72
1.10.6.	Zulässige Belastung des Bodens der Frachträume	72
1.10.7.	Maximal zulässige Last in den Frachträumen	72
1.11.	Mindestbesatzung	72
2.	Vorbereitung des Fluges, Vorflugkontrolle, Anlassen und Abbremsen der Triebwerke	73
2.1.	Vorbereitung des Fluges	73
2.1.1.	Auswahl der günstigsten Reiseflughöhe	73
2.1.2.	Berechnung der notwendigen Betankung	73
2.2.	Übernahme des Flugzeuges und Vorflugkontrolle durch die Besatzung	74

2.2.1.	Die Vorflugkontrolle des Flugzeuges durch den Bordmechaniker	74
2.2.2.	Die Vorflugkontrolle des Flugzeuges durch den 2. Piloten	78
2.2.3.	Die Vorflugkontrolle des Flugzeuges durch den Kommandanten	79
2.3.	Anlassen, Abstellen und Abbremsen der Triebwerke	79
2.3.1.	Turbogeneratoranlage T P -16	79
2.3.2.	Triebwerke AM -24	81
3.	Die Durchführung des Fluges	87
3.1.	Die Durchführung von Linienflügen	87
3.1.1.	Die Vorbereitung zum Anlassen und Rollen	87
3.1.2.	Rollen	87
3.1.3.	Start	88
3.1.4.	Steig-, Horizontal- und Sinkflug	90
3.1.5.	Landeanflug	92
3.1.6.	Landung und Durchstarten	95
3.2.	Durchführung von Schul- und Werkstattflügen	97
3.2.1.	Die Schulungsplatzrunde	97
3.2.2.	Der Schulflug in der Flughafenzone	98
3.2.3.	Prüf- und Werkstattflüge	100
3.3.	Die Durchführung von Flügen unter schwierigen Bedingungen	101
3.3.1.	Die Besonderheiten des Betriebes auf Rasenplätzen	101
3.3.2.	Die Besonderheiten des Winterflugbetriebes und die Durchführung des Fluges bei Vereisung	102
3.3.3.	Die Durchführung von Flügen in Gewitterzonen und bei Turbulenz	105
4.	Verhalten bei Gefahrenzuständen	107
4.1.	Verhalten der Besatzung bei Brand und bei Ausfällen wichtiger technischer Anlagen an Bord des Flugzeuges	107
4.1.1.	Verhalten der Besatzung bei Brand an Bord des Flugzeuges	107
4.1.2.	Verhalten der Besatzung beim Ausfall von Triebwerksanlagen	108
4.1.3.	Verhalten der Besatzung bei Schäden in der Fahrwerksanlage	115
4.1.4.	Die Landung mit eingefahrenen Landeklappen	116
4.1.5.	Verhalten der Besatzung beim Versagen der Druckregelung der Klimaanlage	116
4.1.6.	Verhalten der Besatzung bei Fehlern in der Kraftstoffanlage	116
4.1.7.	Verhalten der Besatzung bei Ausfall des Systems NPPT	116
4.2.	Extremes Sinken und Notlandung	117
4.2.1.	Das extreme Sinken	117
4.2.2.	Die Notlandung mit eingefahrenem Fahrwerk	117
5.	Technische Daten, Konstruktion und Bedienung der Anlagen	121
5.1.	Aufbau der Flugzeugzelle	121
5.1.1.	Abmessungen des Flugzeuges	121
5.1.2.	Anordnung der wichtigsten Ausschnitte und Luken	123
5.2.	Anordnung der Bedienungselemente und Überwachungsinstrumente im Cockpit	126

	<u>Seite</u>
5.3. Triebwerksanlage	126
5.3.1. Triebwerk A M-24 (zweite Serie)	126
5.3.2. Luftschraube AB-72	133
5.3.3. Wassereinspritzanlage	134
5.3.4. Segelstellungsanlagen	137
5.3.5. Schmierstoffsystem	138
5.3.6. Anlage zur automatischen Begrenzung der Abgastemperatur IPT-24A	139
5.3.7. Vibrationsmeß- und Warnanlage MB-41	146
5.4. Kraftstoffanlage	147
5.4.1. Technische Daten und Aufbau der Kraftstoffanlage	147
5.4.2. Betankung des Flugzeuges	147
5.4.3. Enttanken	151
5.4.4. Überprüfung der Kraftstoffanlage vor dem Flug	151
5.4.5. Funktion und Bedienung der Kraftstoffanlage während des Fluges	151
5.5. Hydraulikanlage	155
5.5.1. Technische Daten der Anlage	155
5.5.2. Aufbau der Anlage	155
5.5.3. Bedienung der Anlage	158
5.6. Fahrwerk und Bremsanlage	158
5.6.1. Technische Daten	158
5.6.2. Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes	159
5.6.3. Benutzung der Bremsanlage	159
5.6.4. Benutzung der Bugradlenkung	160
5.7. Landeklappenanlage	161
5.8. Klimaanlage	162
5.8.1. Technische Daten	162
5.8.2. Aufbau der Anlage	162
5.8.3. Bedienung der Anlage	162
5.9. Enteisungsanlage	167
5.9.1. Überprüfung der Systeme auf Funktionstüchtigkeit	167
5.9.2. Bedienung der Enteisungsanlagen im Fluge	168
5.10. Feuerlösch- und Brandwarnanlage	168
5.10.1. Wirkungsweise	168
5.10.2. Überprüfung der Brandwarnanlage und der Verteilerventile vor dem Flug	170
5.10.3. Bedienung der Anlage im Fluge	172
5.11. Turbogeneratoranlage TT-16	172
5.11.1. Technische Daten	172
5.11.2. Inbetriebnahme der Anlage	173
5.12. Elektroanlage	173
5.12.1. Technische Daten und Kurzbeschreibung der Anlage	173
5.12.2. Überprüfung und Betrieb der Anlage	174
5.12.3. Verhalten der Besatzung bei Störungen der Elektroanlage	175
5.12.4. Absicherung der Elektroanlage	178
5.13. Autopilot AM-28 M3	186
5.13.1. Technische Daten	186
5.13.2. Überprüfung des Autopiloten am Boden	187
5.13.3. Betriebsbeschränkungen	188
5.13.4. Bedienung des Autopiloten	188

	<u>Seite</u>
5.13.5. Bedienung des Autopiloten in besonderen Fällen	189
5.14. Radaranlage ППЧ-2	190
5.14.1. Kontrolle der Anlage	190
5.14.2. Inbetriebnahme der Anlage	191
5.14.3. Beseitigung von Störungen der Anlage während des Fluges	191
5.15. Navigationsanlagen	192
5.15.1. Kurssystem ГМК-1Г	192
5.15.2. Automatischer Radiokompaß APK-9, VOR-ILS-Empfänger AD-260 und Instrumenten-Anflugsystem СП-50	193
5.15.3. Funkhöhenmesser PB-VL	194
5.15.4. Kommando-Steueranlage "ПРИБОД АНЭ "	195
5.16. System der Druckgeber	196
5.17. Verbindungsanlagen	197
5.17.1. UKW-Station P-80ЭГ	197
5.17.2. Eigenverständigungsanlage СПУ-7 und Bordlautsprecher- anlage СГУ-15	197
5.18. Sauerstoffausrüstung	197
5.19. Scheibenwischer	200
5.20. Sanitärzelle	200
6. Anhang	203
6.1. Verwendbarkeit von Kraft- und Betriebsstoffen	203
6.2. Pflichtkontrollen der Besatzung vor der Inbetriebnahme des Flugzeuges	203
6.3. Verzeichnis der Verbraucher der Notschienen der Gleich- und Wechselstromanlage	205
Anlage 1 Kontroll- und Notkarte	251

O. Hinweise für die Benutzung des Handbuches

Die vorliegende Vorschrift setzt die erste Ausgabe der Flugbetriebsanleitung vom Dezember 1966 einschließlich der Nomogramme zur Ermittlung der zulässigen Startmasse außer Kraft und ist ab sofort für alle AN-24-Besatzungen der Interflug verbindlich.

In den wesentlichen Teilen geht diese Ausgabe auf die neueste Betriebsanleitung des Herstellerwerkes zurück. Zusätzlich fanden die Besonderheiten Berücksichtigung, die sich durch die Einsatzbedingungen auf den Strecken der Interflug ergeben. Die zusätzlich aufgenommenen Teile des Abschnitts 5. wurden der technischen Beschreibung des Flugzeuges entnommen. Der Abfassung besonders wichtiger Abschnitte gingen Konsultationen mit dem leitenden Aerodynamiker des Herstellerwerkes und mit Spezialisten des Bereiches Technik der Interflug voraus. Die endgültige Fassung wurde durch leitende Mitarbeiter des Bereichs Flugbetrieb festgelegt.

Vom Diagrammteil der Originalanleitung wurden nur die wichtigsten Flugleistungsschaubilder übernommen. Das Verfahren zur Ermittlung der zulässigen Startmasse und der kritischen Geschwindigkeit v_1 wurde soweit vereinfacht, daß nunmehr für diese Berechnungen ein einziges Nomogramm ausreicht. Die Ergebnisse dieser vereinfachten Methode weichen in den meisten vorkommenden Fällen nicht oder in Ausnahmefällen nach der sicheren Seite vom Original ab. Auf die Möglichkeit der Nachrechnung des tatsächlichen Steiggradienten in den einzelnen Abschnitten des Starts mit einem Triebwerk wurde verzichtet.

Es wird ausdrücklich darauf hingewiesen, daß sich diese Instruktion und die derzeit gültige Betriebsanleitung des Herstellerwerkes zwar grundlegend unterscheiden, jedoch in keiner Weise widersprechen.

Der neue Text verzichtet in den meisten Fällen auf Begründungen oder Erläuterungen. Die Beschreibung der Anlagen des Flugzeuges enthält nur solche Einzelheiten bzw. Abbildungen, die zum Verständnis der Funktion sowie zum vorschriftsmäßigen Betrieb der Anlage erforderlich sind. Einzelnen Abschnitten, insbesondere der Beschreibung des Aufbaus der Flugzeugzelle, der Triebwerksanlage und der Elektroanlage, wurde in diesem Handbuch mehr Raum gegeben, um den Besatzungen die Abfassung von Beanstandungs- und Störungsmeldungen zu erleichtern oder die selbständige Behebung kleinerer Defekte zu ermöglichen.

Außerdem wurden die Abbildungen der Bedienelemente und Überwachungsinstrumente der Besatzungskabine hinzugefügt.

Für ausführlichere Informationen steht die technische Beschreibung des Flugzeuges und des Triebwerkes in deutscher Sprache zur Verfügung.

Die deutschen Bezeichnungen und Abkürzungen wurden in Übereinstimmung mit TGL 177-001 festgelegt.

Diese Vorschrift unterliegt der ständigen Ergänzung und Berichtigung durch den Herausgeber.

Für den Benutzer dieses Handbuches sind die folgenden Vorbemerkungen wichtig:

1. Bei nummerierten Aufzählungen von Tätigkeiten ist auf die Einhaltung der Reihenfolge Wert zu legen.

2. Nicht immer wird ausdrücklich darauf hingewiesen, daß grundsätzlich jede Betätigung auf ihre Wirkung zu kontrollieren ist.
3. Alle Geschwindigkeitsangaben (IAS oder CAS) beziehen sich auf den breiten Zeiger des KV C-1200. Die TAS kann mittels Rechenschieber oder mit Hilfe der Abbildung 7 aus der korrigierten Anzeige des breiten Zeigers oder mit Hilfe des NR-10 aus der korrigierten Anzeige des dünnen Zeigers errechnet werden.
4. Vor jeder Inbetriebnahme des Flugzeuges sind alle A3 C und A3 P einzuschalten. Das gleiche gilt für die Überprüfung von Anlagen am Boden. In den einzelnen Abschnitten wird nicht mehr auf diese Notwendigkeit hingewiesen.
5. Zur Beschreibung der richtigen Funktionsverteilung innerhalb einer Besatzung aus zwei Piloten und einem Bordmechaniker wurden die folgenden Kurzzeichen eingeführt:

Zeichen	Bedeutung
K	Entscheidungen, die vom Kommandanten getroffen oder Tätigkeiten, die von ihm ausgeführt werden müssen.
KBM	Tätigkeiten, die vom Bordmechaniker auf Anweisung des Kommandanten ausgeführt werden.
P	Tätigkeiten des unmittelbar steuernden Piloten.
B	Tätigkeiten des Piloten, der nicht unmittelbar steuert.
PBM	Tätigkeiten, die der Bordmechaniker auf Anweisung des steuernden Flugzeugführers ausführt.
LP	Tätigkeiten, die vom linken Piloten ausgeführt werden.
RP	Tätigkeiten, die vom rechten Piloten ausgeführt werden.
BM	Tätigkeiten, die der Bordmechaniker auf eigenen Entschluß, jedoch in Übereinstimmung mit den grundsätzlichen Absichten des Kommandanten ausführt.

1. Zulässige Belastung, Flugleistungen und Betriebsbeschränkungen
- 1.1. Die Beschränkungen der Flugzeugmasse
- 1.1.1. Maximal zulässige Werte

1.
1.1.
1.1.1.
1.1.2.

Startmasse (s. Abb. 1)	21,0	[t]
Landemassee	21,0	
Masse ohne Kraftstoff (Zero-fuel-weight)	19,4	
Kraftstoffmassee	3,95	

1.1.2. Start mit Landeklappenstellung 15°

Im allgemeinen wird der Start mit Landeklappenstellung 15° durchgeführt. Der Berechnung der zulässigen Startmasse bei dieser Klappenstellung unter den Bedingungen des Starthafens dient Abbildung 1.

Vor der Berechnung müssen folgende Angaben des Starthafens bekannt sein (dem AIP oder dem Route manual zu entnehmen):

1. Startbahnlänge oder verfügbare Abhebestrecke
(take-off-run available) TORA
(РАСПОЛАГАЕМАЯ ДЛИНА РАЗБЕЖА)
2. Länge der Stoppfläche (stopway) in Startrichtung hinter der Startbahn
3. Verfügbare Anrollbremsstrecke = Summe der verf. Abhebestrecke und der verf. Länge der Stoppfläche ASDA
(accelerate stop distance)
(РАСПОЛАГАЕМАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЁТА)
4. Verfügbare Länge der Freifläche (clearway) in Startrichtung hinter der Stoppfläche
5. Verfügbare Startstrecke = Summe der verf. Anrollbremsstrecke und der verf. Länge der Freifläche
(take-off-distance available) TODA
(РАСПОЛАГАЕМАЯ ВЗЛЁТНАЯ ДИСТАНЦИЯ)

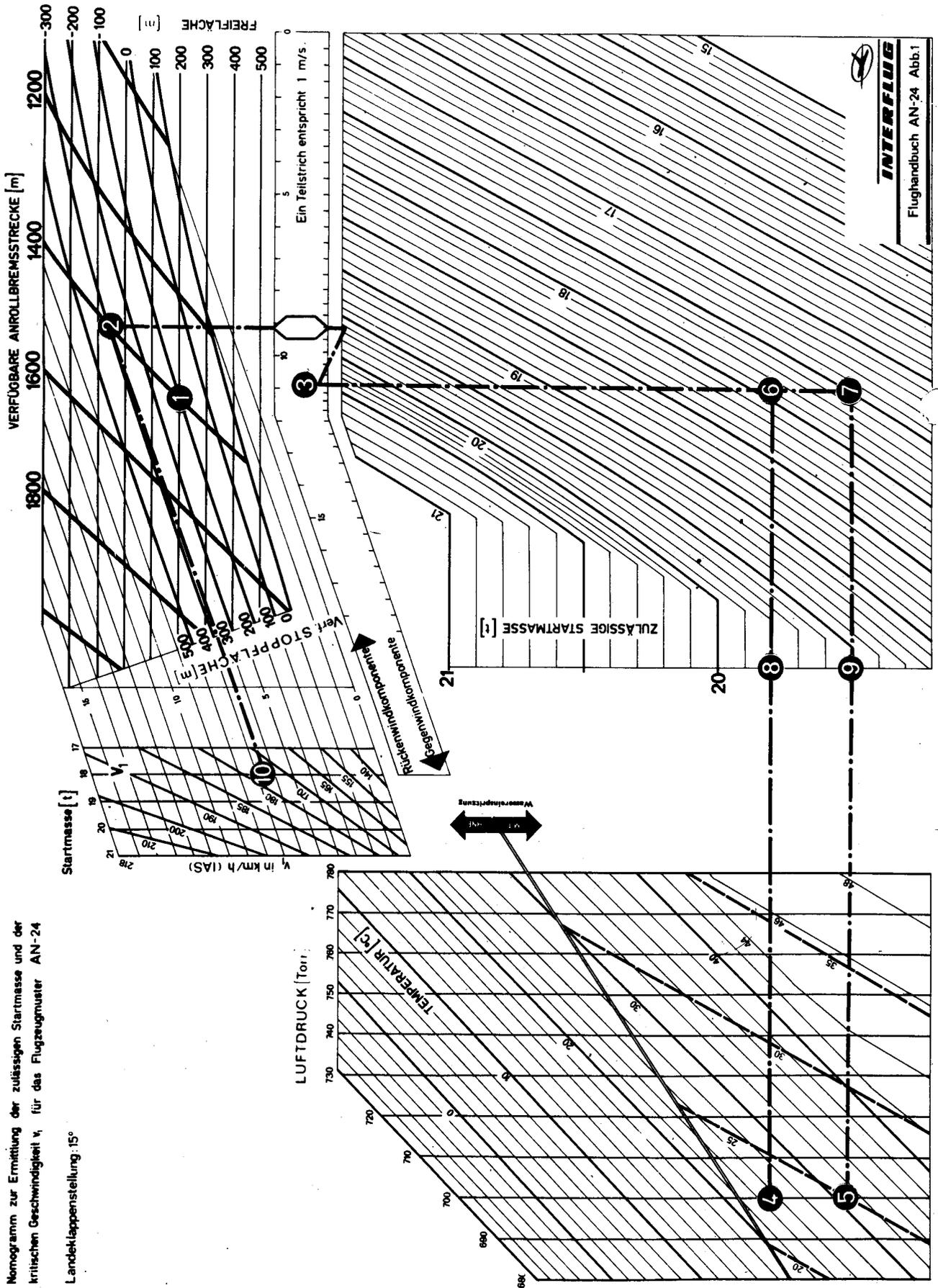
Fehlt diese Angabe im AIP kann die verfügbare Startstrecke errechnet werden, indem das Ende der Freifläche bestimmt wird. Dieses Ende ist gekennzeichnet durch den Beginn der Steigebene 1 : 50 über das maßgebliche Hindernis in Startrichtung, wenn es überflogen werden muß. Wenn z. B. ein 12 m hohes Hindernis 1000 m hinter dem Ende der Anrollbremsstrecke überflogen werden muß, endet die Freifläche $50 \cdot 12 \text{ m} = 600 \text{ m}$ vor dem Hindernis, d.h. sie hat eine Länge von 400 m.

Die unter 1 bis 5 genannten Strecken sind in Abb. 2 dargestellt. Außerdem müssen folgende Angaben des Starthafens für den Startzeitpunkt zur Verfügung stehen:

1. Luftdruck (QFE) in Torr;
2. Lufttemperatur in °C;
3. Längswindkomponente in m/s.

Nomogramm zur Ermittlung der zulässigen Startmasse und der kritischen Geschwindigkeit v_k für das Flugzeugmuster AN-24

Landekleppenstellung: 15°



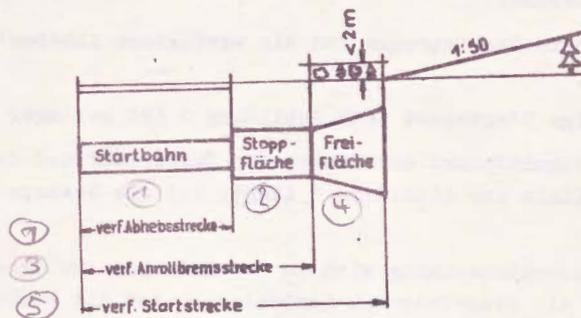


Abb. 2

Berechnungsbeispiele für die Handhabung des Startnomogramms (Abb. 1):

Beispiel 1: Gegeben sind: Verf. Startbahnlänge: 1000 m
 Verf. Länge der Stoppfläche: 400 m
 Verf. Startstrecke: 1600 m
 Luftdruck: 700 Torr
 Temperatur: 25 °C
 Gegenwindkomponente: 5 m/s

Berechnung: Verf. Anrollbremsstrecke: 1400 m
 Startstr. minus Anrollbremsstrecke: (Freifläche) +200 m

Ablesung: Die Linie 1400 der verfügbaren Anrollbremsstrecke schneidet die Startstreckenlinie +200 m in Punkt ① und die Stoppflächenlinie 400 m in Punkt ②. Der Punkt ② liegt rechts von Punkt ① (im Bereich niedrigerer Startmassen) und ist damit maßgebend. Senkrecht unter ② kann eine Festmarke (◻) für spätere Berechnungen dieser Startrichtung eingezeichnet werden. Fünf Teilstriche ($5 \frac{m}{s}$) der Gegenwindkala links neben dieser Marke ergibt sich in Punkt ③ die senkrechte Bestimmungslinie, die sich mit den horizontalen Bestimmungslinien durch ④ und ⑤ (den Schnittpunkten der Temperatur und des Druckes mit und ohne Wassereinspritzung) in Punkt ⑥ an der zulässigen Startmasse von 17,9 t (mit Wassereinspritzung) und in Punkt ⑦ bei 17,5 t (ohne Wassereinspritzung) schneidet.

Beispiel 2: Gegeben sind: Verf. Startbahnlänge und Startstrecke > 3000 m
 Luftdruck: 700 Torr
 Temperatur: 25 °C

Der Schnittpunkt ④ der Linien der Temperatur und des Druckes liegt unter der Trennlinie, d.h. die Wassereinspritzung ist zweckmäßig. Eine horizontale Linie vom Punkt ④ schneidet die vertikale Masseleiter im Punkt ⑧ und ergibt die zulässige Startmasse von 19,8 t. Wird in diesem Falle die Wassereinspritzung nicht benutzt, ergibt der Schnittpunkt ⑤ der gestrichelten Temperaturkennlinie (25 °C) mit der Drucklinie (700 Torr) in gleicher Weise die zulässige Startmasse von 19,5 t (Punkt ⑨). Eine Nachprüfung der Begrenzung der Startmasse durch die verfügbaren Längen erübrigt sich in diesem Falle (> 3000 m).

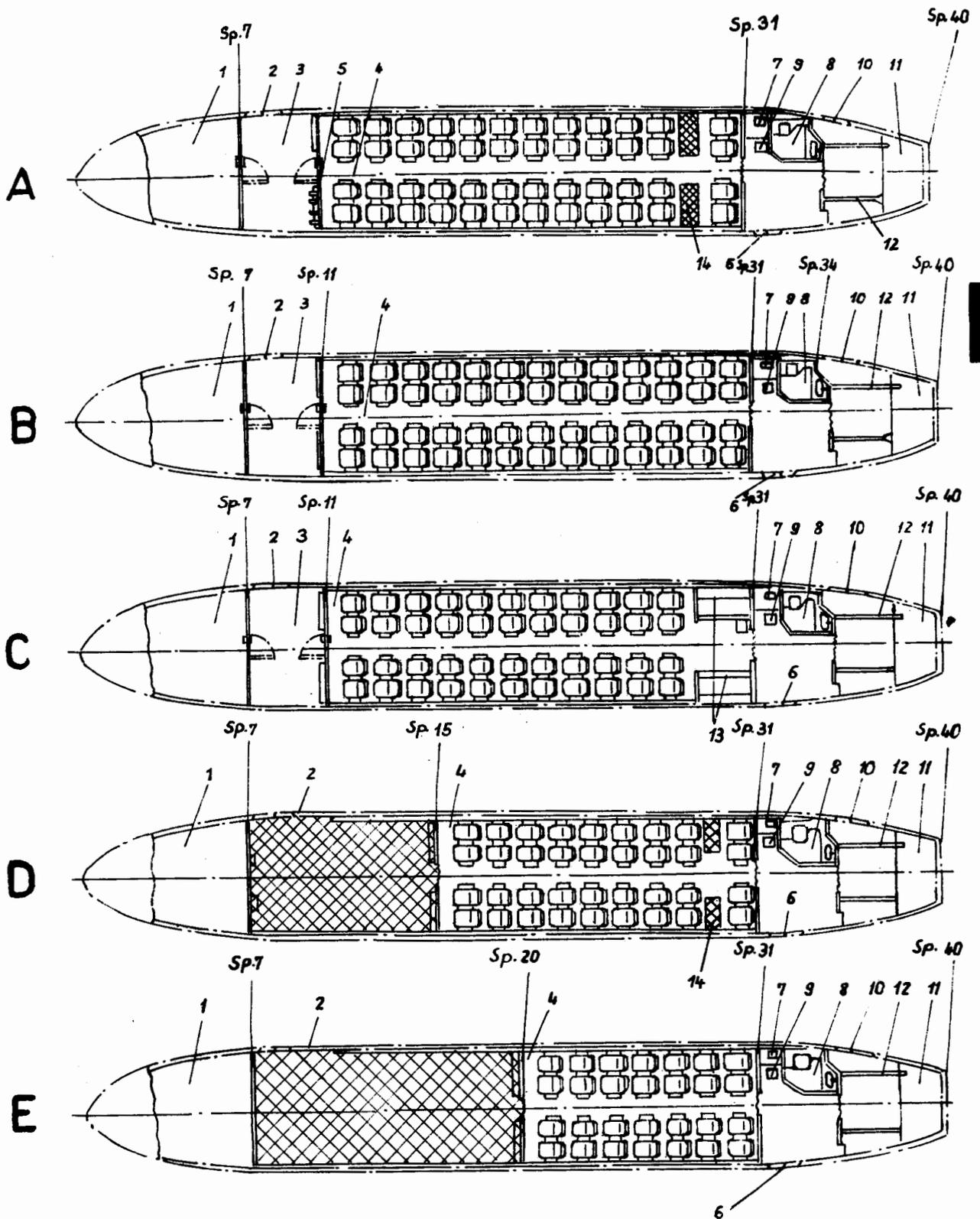


Abb. 3 Varianten der Innenausstattung

- | | | |
|---------------------|-------------------------|--------------------------|
| 1- Bes.-Kabine; | 6- Tür; | 11- Gepäckraum; |
| 2- Frachtluke; | 7- Bordbuffet; | 12- Garderobe; |
| 3- Frachtraum; | 8- Toilette; | 13- zusätzliches Buffet; |
| 4- Passagierkabine; | 9- Sitz für Stewardess; | 14- Babykörbchen |
| 5- Bes.-Garderobe; | 10- Gepäckkluke; | |

Bei der Umrüstung der Normalvariante treten gegenüber den Angaben der Lebenslaufakte folgende Änderungen ein: 1.2.2.
1.2.3.

Umrüstung in Variante	Änderung der Leermasse um [kg]	Änderung des Leerschwerpunktes um % μ
B	+ 39	+ 0,4
C	- 14	- 0,2
D	-118 ^{x)}	+ 0,8
E	-196 ^{x)}	+ 1,3
F	-500 ^{x)}	- 1,5

x) Fußbodenroste, Schutzgitter und Verzurrungsmaterial gehen in die zählende Nutzlast ein.

1.2.2. Beladung

In den gemischten Passagier-Frachtvarianten erfolgt die Beladung des vorderen Gepäckraumes stets zuerst. Die Lasten sind gleichmäßig auf dem Fußboden zu verteilen und zu verzurren. In der reinen Frachtvariante wird die Fracht ebenfalls zuerst vorn verstaut und an den Fußbodenrosten verzurrt. Wenn die Beladung infolge sperriger Güter hinten beginnen muß, ist die Heckstütze zu benutzen.

Für die Berechnung des Schwerpunktes in den Varianten D bis F muß die Entfernung der Einzellasten von einem Bezugspunkt gemessen werden. Dieser Bezugspunkt (Entfernung 0) liegt 140 mm hinter der Ebene des Spantes 7 (Trennspace zwischen Frachtraum und Besatzungskabine).

Abmessungen und Rauminhalte der Frachträume der Passagiervarianten A-C									
Laderaum	Abmessungen [m]			Fläche [m ²]	Vol. [m ³]	Max. zul. Beladung [kg]	Durchschnittliches Fassungsvermögen in kg bei Beladung mit		
	Höhe	Länge	Breite				Gepäck	Post	Fracht
I	1,8	1,5	2,0,95	2,8	5,0	1500	600	1350	1500
II	1,7	1,3	0,73	1,0	1,7	400	200	400	400
III	1,35	1,15	1,85	2,1	2,8	850	340	760	850

1.2.3. Schwerpunkt

Grenzwerte des Flugzeugschwerpunktes			
Zulässige vordere Lage (s. Abb. 5)		15	% μ
Zulässige hintere Lage		33	
Kleinste Verschiebung nach vorn (bei großer Flugzeugmasse)	durch Einfahren des Fahrw.	2,3	
	durch Kraftstoffverbrauch	0,5	
Größte Verschiebung nach vorn (bei kleiner Flugzeugmasse)	durch Einfahren des Fahrw.	3,6	
	durch Kraftstoffverbrauch	4	

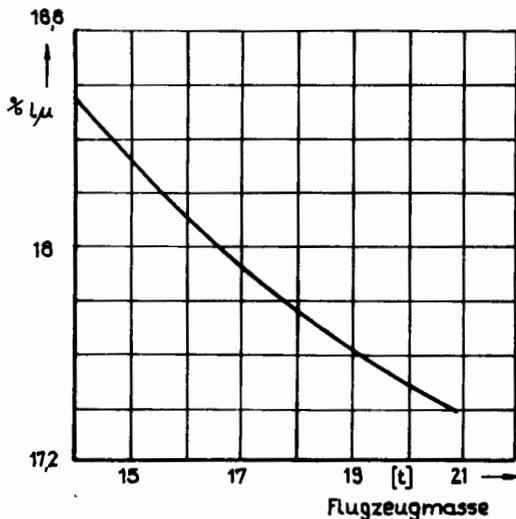


Abb. 5 Zulässige vordere Schwerpunktlage mit ausgefahrenem Fahrwerk

Berechnung der Schwerpunktlage mit Hilfe der Diagramme 4A bis 4F

Berechnungsbeispiel für Variante D (Abb. 4D)

Gegeben:

Leermasse:	14040 kg	lt. Lebenslaufakte
Leerschwerpunkt:	17,6 20 % lp	
Besatzung:	2	
Stewardeß mit Proviant	120 kg	
Passagiere:	36	
Fracht:	Masse [kg]	Entf. v. Bezugsp. [m]
Vord.Raum	1200	1,5
	300	3,25
Raum II	200	-
Raum III	100	-

Berechnung: Lt. Tabelle unter 1.2.1. verringert sich die Leermasse um 118 kg und verschiebt sich der Leerschwerpunkt um 0,8 % nach hinten bei Umrüstung in Variante D.

Die Leermasse beträgt 13922 kg (14040 - 118), der Leerschwerpunkt ergibt sich zu 20,8 % lp (20 + 0,8) und nach Addition der Dienstlast erhält man die Dienstmasse von 14058 kg (13922 + 136).

In Abb. 4 D bezeichnet Punkt A den Schnittpunkt der Linien der Dienstmasse und des Leerschwerpunktes. Senkrecht darunter wird in der Skala Besatzung in Pfeilrichtung 2 Teilstriche (Anzahl der Besatzungsmitglieder) nach links verschoben (Punkt 1). Senkrecht unter 1 verschiebt man in der Skala "Stewardeß und Proviant" drei Teilstriche nach rechts (120 kg) und erhält Punkt 2. Senkrecht unter Punkt 2 wird die horizontale Linie der Entfernung vom Bezugspunkt 1,5 m aufgesucht. Auf dieser Linie wird der gefundene Punkt um 12 Teilstriche (120 kg) nach links verschoben und man erhält Punkt 3. In der gleichen Weise erhält man Punkt 4. Senkrecht unter 4 kann die Berechnung des Einflusses der Passagiere vorgenommen werden. In dieser Skala verschieben 36 Passagiere den Schwerpunkt um 10 kleine oder einen großen Teilstrich nach rechts und man erhält Punkt 5. Ist das Flugzeug nicht voll besetzt, muß die Berücksichtigung in den Skalen der einzelnen Sitzreihen entsprechend der Verteilung der Passagiere erfolgen. Von Punkt 5 aus fällt man das Lot bis zu den Teilungen des Laderaumes II. Eine Verschiebung des Punktes um 4 Teilstriche (je Teilstrich 50 kg → 200 kg) in Pfeilrichtung nach rechts führt zu Punkt 6. Analog ergibt sich Punkt 7 und senkrecht darunter erhält man im Schnittpunkt mit der Linie der Startmasse 21 t den Startschwerpunkt 28,6 % lp (Punkt B). Von Punkt B wird eine horizontale Linie bis zur Kurve des Fahrwerkseinflusses gezeichnet und man erhält Punkt D. Senkrecht unter D ergibt sich auf der Skala "Einfluß des Fahrwerkes" der Wert 2,35 % lp. Der Startschwerpunkt mit eingefahrenem Fahrwerk ergibt sich damit zu 28,6 - 2,35 = 26,25 % lp. Der Landeschwerpunkt wird senkrecht unter B in der Skala der Landemasse gefunden. In diesem Beispiel ergibt sich der Landeschwerpunkt mit ausgefahrenem Fahrwerk bei einer angenommenen Landemasse von 20 t zu 28,3 % lp (Punkt C). Wie oben beschrieben läßt sich der Landeschwerpunkt mit eingefahrenem Fahrwerk zu 25,85 % lp ermitteln.

Anmerkung: Für alle Startschwerpunkte > 22% lp erübrigt sich die Nachrechnung des Landeschwerpunktes.

Schwerpunkt diagramm für das Flugzeug AN-24 (Variante A)

Startflughafen:		Zielflughafen:		Route Nr.:		Flugzeug-Kennz.:		Tatsächliche Beladung in kg
Max.Sitzanzahl: 48		Leerschwerpunkt in % Lμ		Leerschwerpunkt in % Lμ		Leerschwerpunkt in % Lμ		
Skalen-Nr.	Maximale Beladung	Dienstmasse	16 18 20 22 24				Dienstmasse	
			14,5	14,0	[Grid]			
1	Besatzung	4 Pers.					1 Pers.	
2	Stewardess, Bordbufett	120 kg					40 kg	
3	Wasser	68 kg	keine Unterteilungen					
4	Passagiere Rh. 1-12	48 Pers.					48 Pers.	
5	Passagiere Rh. 1-2	8 Pers.					2 Pers.	
6	Passagiere Rh. 3-4	8 Pers.					2 Pers.	
7	Passagiere Rh. 5-6	8 Pers.	keine Unterteilungen					
8	Passagiere Rh. 7-8	8 Pers.					2 Pers.	
9	Passagiere Rh. 9-10	8 Pers.					2 Pers.	
10	Passagiere Rh. 11	4 Pers.					2 Pers.	
11	Passagiere Rh. 12	4 Pers.					1 Pers.	
12	Frachtraum I	1500 kg					100 kg	
13	Frachtraum II	400 kg					50 kg	
14	Frachtraum III	850 kg					50 kg	
15	Kraftstoff	3950 kg	keine Unterteilungen					
16	Umgruppier. d. Fracht I-III						50 kg	
Startmasse des Flugzeuges in Tonnen		22	15% 20% 25% 30%				insges.	
		20	[Grid]					20
		18	[Grid]				18	
		16	[Grid]				16	
		14	[Grid]				14	
Einwirkg. d. Einfahrens d. FW in % Lμ		36 34 32 30 28 26 24 22						
Schwerpunktlage des Flugzeuges beim Start in % Lμ		FW ausgef.	Schwerpunktlage des Flugzeuges bei Landung in % Lμ		FW ausgef.			
		FW eingef.			FW eingef.			

Schwerpunktdiagramm für das Flugzeug AN - 24

(Variante B)

Startflughafen:		Zielflughafen:												
Max. Sitzanzahl: 52		Route Nr.:		Flugzeug-Kennz.:										
Skalen-Nr.	Maximale Beladung	Leerschwerpkt. in % l ₀					Leerschwerpunkt in % l ₀	Gesamtzahl Beladung in kg						
		15	18	20	22	24								
		Dienstmasse	[Grid]					Dienstmasse kg						
1	Besatzung	4 Pers.						4 Pers.						
2	Stewardess, Bordbuffett	120kg						40kg						
3	Wasser	68kg	keine Unterteilungen											
4	Passagiere Rh. 1-13	52 P.						52 P.						
5	Passagiere Rh. 1-2	8 P.						2 P.						
6	Passagiere Rh. 3-4	8 P.						2 P.						
7	Passagiere Rh. 5-6	8 P.	keine Unterteilungen											
8	Passagiere Rh. 7-8	8 P.						2 P.						
9	Passagiere Rh. 9-10	8 P.						2 P.						
10	Passagiere Rh. 11-12	8 P.						1 P.						
11	Passagiere Reihe 13	4 P.						1 P.						
12	Frachtraum I	1500 kg						100kg						
13	Frachtraum II	400 kg						50kg						
14	Frachtraum III	850 kg						50kg						
15	Kraftstoff	3950 kg	keine Unterteilungen											
16	Umgruppier. d. Fracht I-III							50kg						
Startmasse des Flugzeuges in Tonnen		22	15% 20% 25% 30%					insges.						
		20	[Grid]											
		18	[Grid]					18						
		16	[Grid]					16						
		14	[Grid]					14						
Einwirkg. des Einfahrens des FW in % l ₀			36 34 32 30 28 26 24 22											
Schwerpunktlage des Flugzeuges beim Start in % l ₀														
		FW ausgef.		Schwerpunktlage des Flugzeuges bei Landung in % l ₀		FW ausgef.		D3						
		FW eingef.				FW eingef.		DZ						

Abb. 4b

Schwerpunktdiagramm für das Flugzeug AN-24

(Variante D)

Startflughafen:		Zielflughafen:		Flugzeug-Kennz.:		Leerschwerpunkt in % lu	Leerschwerpunkt in % lu	Dienstmasse in kg	Ges.	1	4	0	5	8		
Max. Sitzanzahl:	36	Route Nr.:														
Skalen-Nr.	Maximale Beladung	Leerschwerpunkt in % lu	16	18	20	22	24	20,8								
		Dienstmasse	14,5													
1	Besatzung	4 P.	1					1 Pers.								
2	Stewardess Bordbuffett	120 kg	2					40 kg								
3	Wasser	68 kg	keine Unterteilungen													
4	Fracht	Entfernung vom Bezugspunkt in Metern: 1, 2, 3						100 kg								
								100 kg	1	2	0	0				
								150 kg								
								200 kg								
5	Passagiere Reihe 1-9	36 P.	5					36 P.								
6	Passagiere Reihe 1	4 P.						4 P.								
7	Passagiere Rh. 2-3	8 P.	keine Unterteilungen													
8	Passagiere Rh. 4-5	8 P.						2 P.								
9	Passagiere Rh. 6-7	8 P.						2 P.								
10	Passagiere Reihe 8	4 P.						2 P.								
11	Passagiere Reihe 9	4 P.						1 P.								
12	Frachtraum II	400 kg	6					50 kg								
13	Frachtraum III	850 kg	7					50 kg								
14	Kraftstoff	3950 kg	keine Unterteilungen													
Startmasse des Flugzeuges in Tonnen		22	15% 20% 25% 30%													
		20						20								
		18						18								
		16						16								
		14						14								
Einwirkung des Einfahrens d. FW in % lu																
Schwerpunktlage des Flugzeuges beim Start in % lu		FW ausgef.		Schwerpunktlage des Flugzeuges bei Landung in % lu		FW ausgef.										
		FW eingef.				FW eingef.										

Abb. 4d

Schwerpunktdiagramm für das Flugzeug AN-24

(Variante E)

Startflughafen:		Zielflughafen:		Tatsächliche Beladung in kg			
Max. Sitzanzahl: 28		Route Nr.:			Flugzeug-Kennz.:		
Stages-Nr.	Maximale Beladung	Leerschwerpkt. in % lu			Leerschwerpunkt in % lu		
		Dienstmasse		Dienstmasse in kg			
1	Besatzung	4 P.			1 Pers.		
2	Stewardess Bordbuffett	120 kg			40 kg		
3	Wasser	68 kg	keine Unterteilungen				
4	Fracht	Mitbestimmung von Beladungspunkt in Metern:	1	100 kg			
			2	100 kg			
			3	150 kg			
			4	200 kg			
			5	400 kg			
			keine Unterteilungen				
			1200				
			1200				
5	Passagiere Rh. 1-7	28 P.			28 P.		
6	Passagiere Rh. 1-2	8 P.			2 P.		
7	Passagiere Rh. 3-4	8 P.			2 P.		
8	Passagiere Rh. 5-6	8 P.			1 P.		
9	Passagiere Reihe 7	4 P.			1 P.		
10	Frachtraum II	400 kg			50 kg		
11	Frachtraum III	850 kg			50 kg		
12	Kraftstoff	3950 kg	keine Unterteilungen				
Startmasse des Flugzeuges in Tonnen		22	15%	20%	25%	30%	Ges.
		20				20	
		18				18	
		16				16	
		14				14	
Einwirkg. des Einfahrens des FW in % lu		36 34 32 30 28 26 24 22					
Schwerpunktlage des Flugzeuges beim Start in % lu		FW ausgef.	Schwerpunktlage des Flugzeuges bei Landung in % lu		FW ausgef.	D3	
		FW eingef.			FW eingef.	DZ	

Schwerpunktdiagramm für das Flugzeug AN-24

(Variante F)

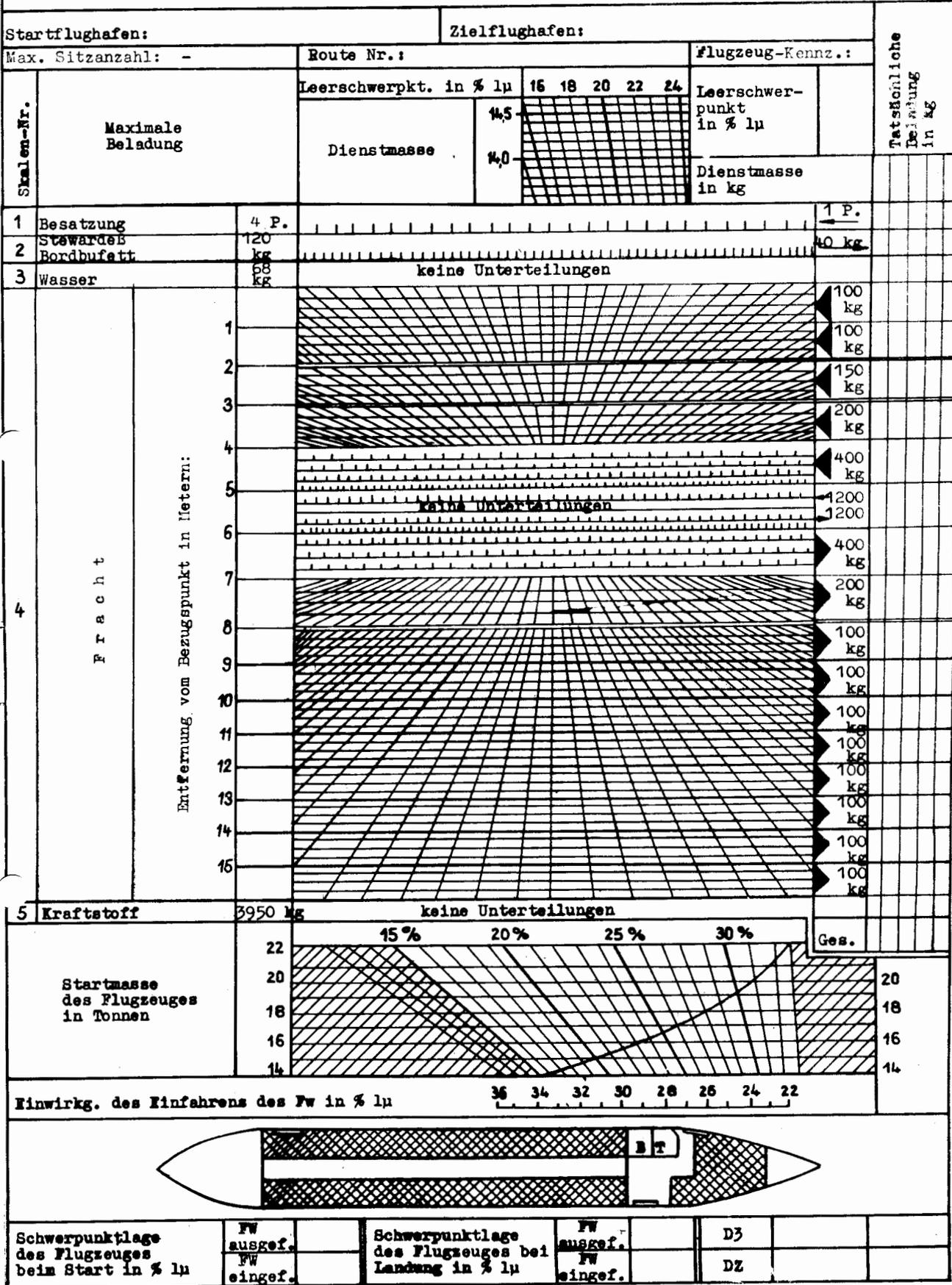


Abb. 4f

1. Änderung, BB-An 24-4/85

1.3. Fluggeschwindigkeiten
 1.3.1. Zulässige Grenzwerte
 1.3.2.

Höchstzulässige Fluggeschwindigkeit (CAS) [km/h]		
beim extremen Sinken (v_{NE})		540
im normalen Betrieb (v_{NO})		460
mit ausgefahrenem Fahrwerk (v_{LGE})		450
beim Ausfahren des Fahrwerks durch Öffnen der oberen Schösser von Hand		320
beim Aus- und Einfahren des Fahrwerks (v_{LG})		310
beim Ausfahren der Landeklappen (v_{FO}) und beim Flug mit ausgefahrenen Landeklappen (v_{FE})	$\delta < 15^\circ$	300
	$\delta > 15^\circ$	250
kritische Machzahl		0,7

Für den Flug mit Passagieren vorgeschriebene Mindestfluggeschwindigkeiten (IAS) [km/h] bei eingefahrenen Landeklappen							
Flugmasse [t]	Flughöhe [m]						
	0-2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000
> 19	300	300	290	280	270	260	250
< 19		290	280	270	260	250	240

Eine Unterschreitung dieser Geschwindigkeit ist nur in Ausnahmefällen (Triebwerksausfall, Landung ohne Landeklappen) gestattet.

1.3.2. Minimalgeschwindigkeit v_s

Abbildung 6 stellt die minimale Geschwindigkeit des stetigen Fluges mit gedrosselten Triebwerken oder die Geschwindigkeit beim Überziehen v_s (CAS) in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse und der Landeklappenstellung δ für Schwerpunktlagen $15\% < l_p < 33\%$ dar. Die Umrechnung IAS-CAS geschieht mit Hilfe der Abbildung 7, die den aerodynamischen Fehler (Einbaufehler der Staudruckgeber) für drei verschiedene Landeklappenstellungen enthält.

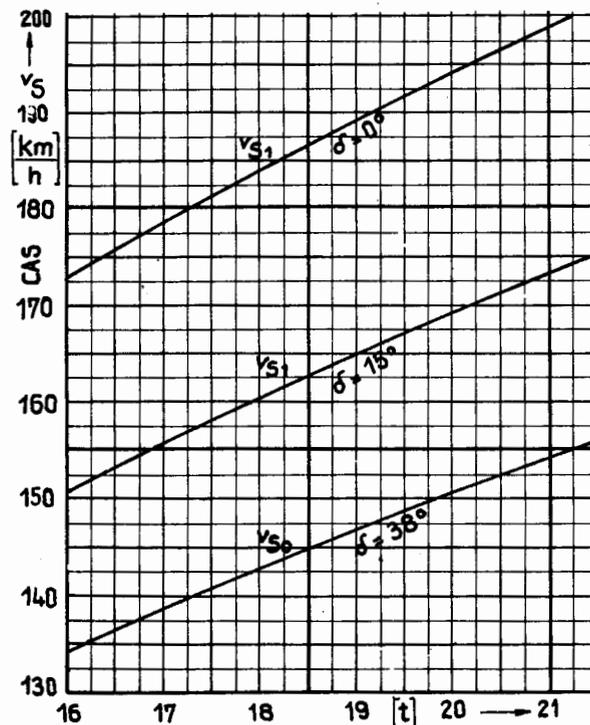


Abb. 6 Minimalgeschwindigkeit v_s

1.3.3. Die kritische Geschwindigkeit v_1 und die sichere Geschwindigkeit v_2 ^{1.3.3.}
bei Triebwerksausfall während des Starts

Die kritische Geschwindigkeit v_1 (IAS) für den Start mit Landeklappenstellung 15° wird gleichzeitig mit der zulässigen Startmasse mit Hilfe des Startnomo-gramms Abbildung 1 in Abhängigkeit von den Abmessungen des Flughafens er-mittelt. Die Geschwindigkeit v_1 ergibt sich in einem besonderen Bestimmungsfeld im Schnittpunkt zweier Bestimmungslinien. Die t a t s ä c h l i c h e Startmasse stellt die erste Bestimmungslinie dar. Die zweite Bestimmungslinie verläuft parallel zur Grundlinie des v_1 -Feldes und geht durch d e n Punkt im Anrollbremsstreckenfeld, der für die Masseberechnung maßgeblich war (d. h. am weitesten rechts lag). Diese Bestimmungslinie verändert ihre Lage für eine bestimmte Startrichtung nicht und erlaubt die Einzeichnung einer Festmarke.

Die sichere Geschwindigkeit v_2 (IAS) zur Fortsetzung des Starts mit einem Triebwerk ergibt sich an der oberen Grenze des Bestimmungsfeldes (an der Marke $\leftarrow v_2$).

Der erhaltene Wert der kritischen Geschwindigkeit v_1 nach Abbildung 1 muß je $\frac{m}{s}$ Gegenwindkomponente um ein km/h erhöht und je $\frac{m}{s}$ Rückenwindkomponente um 3 km/h verringert werden, darf jedoch den Wert der v_2 nicht überschreiten ($v_1 \leq v_2$).

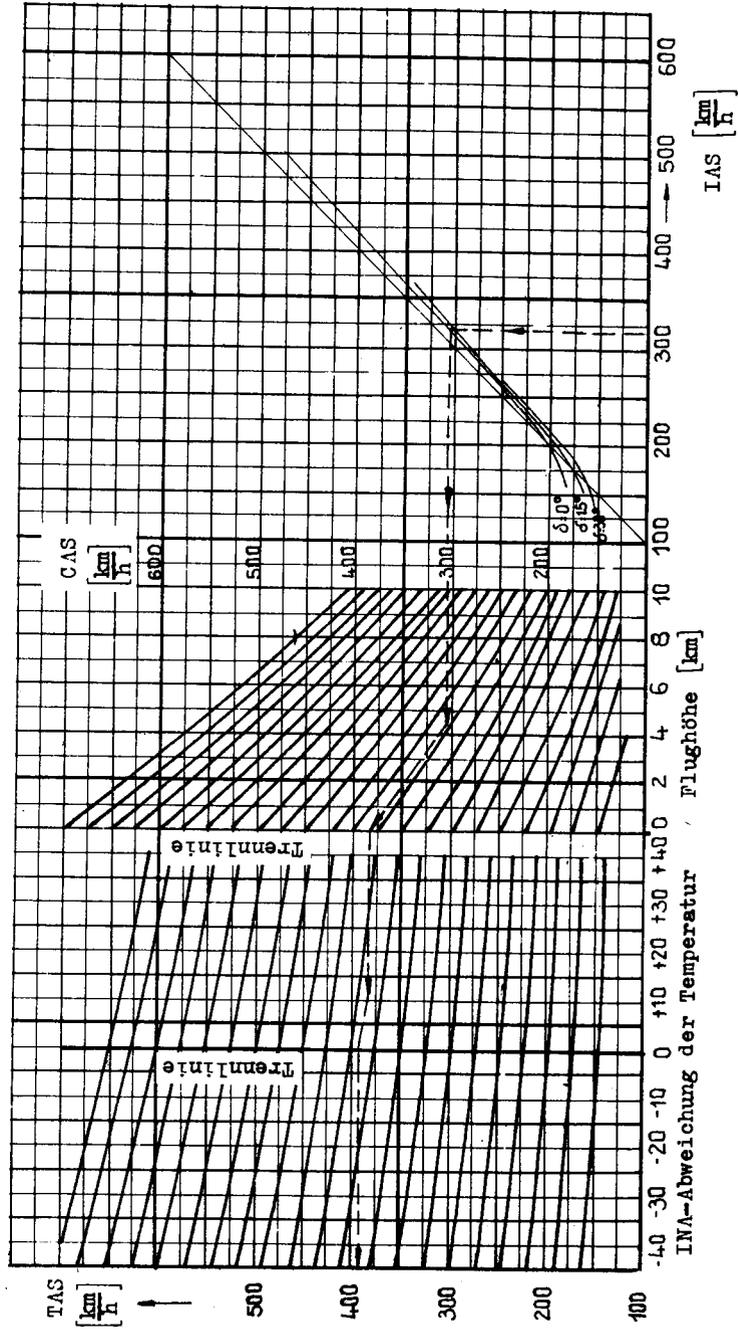


Abb. 7 Umrechnung der Geschwindigkeiten IAS ↔ CAS ↔ TAS

Für Startplätze mit verfügbaren Startstrecken größer als 2000 m bei Anroll-
 bremsstrecken größer als 2200 m ist die kritische Geschwindigkeit gleich der
 sicheren Geschwindigkeit ($v_1 = v_2$). In diesen Fällen kann die kritische Ge-
 schwindigkeit der nachstehenden Tabelle der sicheren Geschwindigkeit v_2 ent-
 nommen werden:

13.4.
 13.5.

Sichere Geschwindigkeit v_2 (IAS) [km/h]									Für alle Startmassen < 17 t beträgt die si- chere Geschw. v_2 (IAS) = 188 km/h bei 760 Torr und 15 °C.
218	213	210	204	201	197	194	191	189	
21	20,5	20	19,5	19	18,5	18	17,5	17	
Tatsächlich Startmasse [t]									

Für das Beispiel 1 unter 1.1.2. würde sich bei einer tatsächlichen Startmas-
 se von 17,9 t folgende Berechnung ergeben:

Durch den maßgeblichen Punkt ② wird die Parallele zur Grundlinie des v_1 -Feldes gezeichnet, die sich mit der Linie 17,9 t in Punkt ⑩ bei einer Geschwindigkeit von 178 km/h schneidet. Bei der gegebenen Gegenwindkomponente von 5 m/s erhöht sich diese Geschwindigkeit auf $v_1 = 183$ km/h (IAS).

Die kritische Geschwindigkeit beim Start mit eingefahrenen Landeklappen ist unter den Voraussetzungen des Abschnitts 1.1.3. nur von der Startmasse abhängig und kann nachstehender Tabelle entnommen werden:

Start mit eingefahrenen Landeklappen				
Kritische Geschwindigkeit v_1 (IAS) [km/h]				
243	239	236	231	227
21	20,5	20	19,5	19
Startmasse [t]				

Eine Windkorrektur dieser Geschwindigkeiten wird nicht vorgenommen.

1.3.4. Die Abhebegeschwindigkeit v_{LOF}

Abbildung 8 stellt die Abhebegeschwindigkeit in Abhängigkeit von den atmos-
 phärischen Bedingungen und der Startmasse "m" dar. Das Diagramm gilt unter
 folgenden Voraussetzungen:

- Längsneigungswinkel beim Abheben: $6,4^\circ$
- Landeklappenstellung $\delta = 15^\circ$ oder 0°
- Startleistung beider Triebwerke

In das Diagramm wurde folgendes Beispiel eingezeichnet:

Startmasse m = 20 t
 Luftdruck p = 680 Torr
 Temperatur t = 35 °C
 Unter diesen Bedingungen beträgt die Abhebegeschwindigkeit
 $v_{LOF} = 195 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ bei $\delta = 15^\circ$ und 250 km/h bei $\delta = 0^\circ$ (TAS).

1.3.5. Die Reisegeschwindigkeit v_H und durchschnittliche Flugeschwindig- keit v_{QD}

Die Abbildungen 9 bis 11 stellen die Reisegeschwindigkeit v_H und die durch-
 schnittliche Flugeschwindigkeit v_{QD} (= average speed = $\frac{\text{Flugstrecke}}{\text{Gesamtflugzeit}}$) in Ab-
 hängigkeit von der Flugweite für die Flughöhen 4 und 6 km bei max. Reiselei-

$\delta = 15^\circ \quad \delta = 0^\circ$

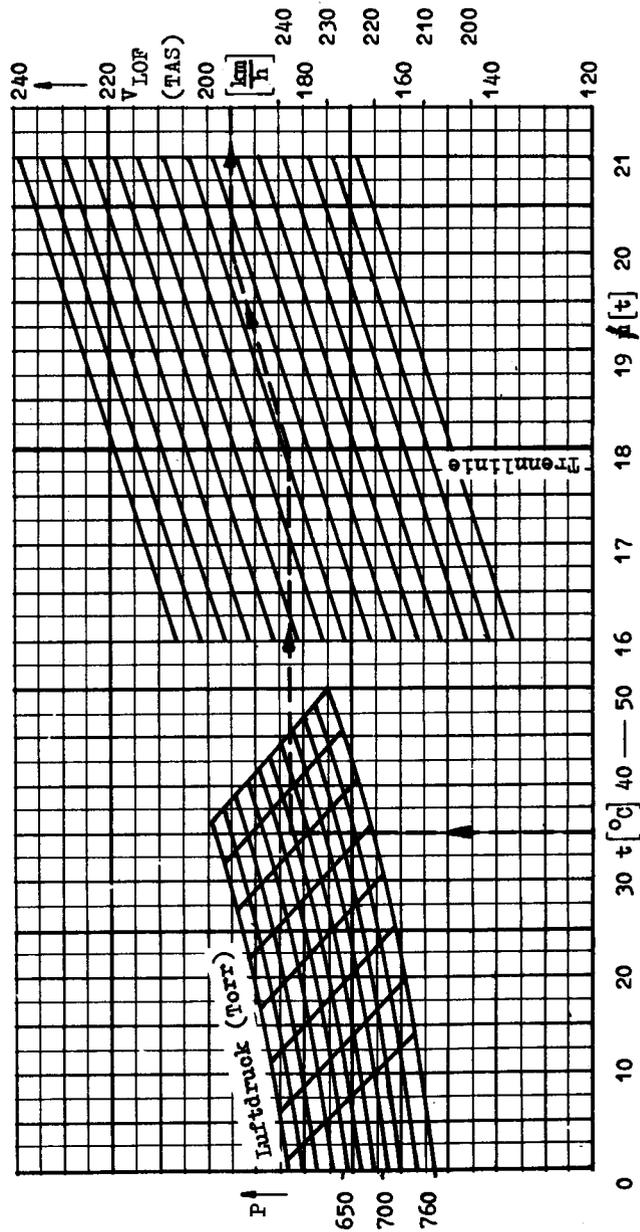


Abb. 8 Abhebegeschwindigkeit v_{LOF} (TAS)

stung $0,85 N_{nom} = 52 \pm 2^\circ$ VMPT dar (Startplatz in Meereshöhe).

1.3.6.
1.3.7.

Abbildung 9 gilt für die Startmasse 21 t unter den Bedingungen der Normalatmosphäre, Abbildung 10 gilt für die Startmasse 20,2 t bei einer Abweichung der Temperatur von der Normalatmosphäre von $+20^\circ\text{C}$ und Abbildung 11 gilt für die Startmasse 19,8 t und die Temperatur $+30^\circ\text{C}$. Abbildung 12 gestattet die Ermittlung der Temperaturdifferenz zur Normalatmosphäre.

1.3.6. Die Landegeschwindigkeit v_L

Abbildung 13 stellt die Landegeschwindigkeit (Aufsetzgeschwindigkeit) v_L in Abhängigkeit von den atmosphärischen Bedingungen und der Landemasse "m" dar. Das Diagramm gilt unter folgenden Voraussetzungen:

Längsneigungswinkel beim Berühren des Bodens: $3,5^\circ$
 Landeklappenstellung $\delta = 38^\circ$
 Luftleerlauf beider Triebwerke

Im Diagramm wurde folgendes Beispiel eingezeichnet:

Landemasse	m	17 t
Luftdruck	p	703 Torr
Temperatur	t	25°C
unter diesen Bedingungen beträgt die Landegeschwindigkeit v_L		$= 169 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ (TAS)

1.3.7. Die Geschwindigkeit des Horizontalfluges

Die Abbildungen 26 bis 37 unter 1.7.2. gestatten die Ermittlung der Geschwindigkeit des Horizontalfluges in Abhängigkeit von Flughöhe, Flugmasse, Temperatur und der Leistung der Triebwerke. Die Benutzung der Diagramme ist unter 1.7.2. beschrieben.

Die Geschwindigkeit der größten Flugdauer wird mit Hilfe der Abbildung 14 ermittelt. Nachstehender Tabelle kann die Geschwindigkeit der größten Flugdauer, die für Warteverfahren empfohlen wird, für einige Flugmassen und Höhen unter Bedingungen der Normalatmosphäre entnommen werden:

Flugmasse [t]	Höhe [km]	Geschwindigkeit d. max. Flugdauer		Kraftstoffverbrauch [kg/h]
		IAS	TAS [km/h]	
21	4	290	334	647
	5	290	352	613
	6	290	371	605
	7	290	394	-
20	4	280	323	623
	5	280	340	585
	6	280	358	576
	7	280	380	-
19	4	280	323	605
	5	280	340	565
	6	280	358	556
	7	280	380	-
18	4	280	323	586
	5	280	340	549
	6	280	358	538
	7	280	380	-

Die Geschwindigkeit der größten Reichweite wird mit Hilfe der Abbildungen 15 bis 17 in Abhängigkeit von Flugmasse und Flughöhe für die Temperaturen $+0^\circ\text{C}$, $+20^\circ\text{C}$ und $+30^\circ\text{C}$ ermittelt.

Nachstehende Tabelle enthält die Geschwindigkeiten der größten Reichweite

0,85 N_{nom}
 Startmasse: 21t
 INA

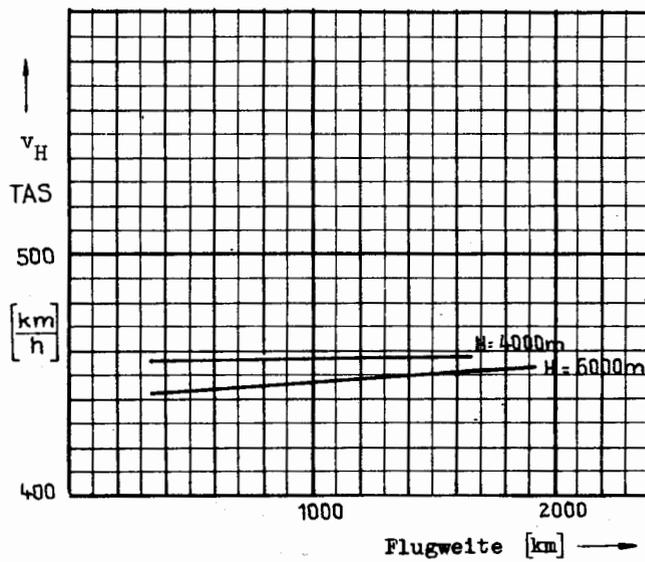
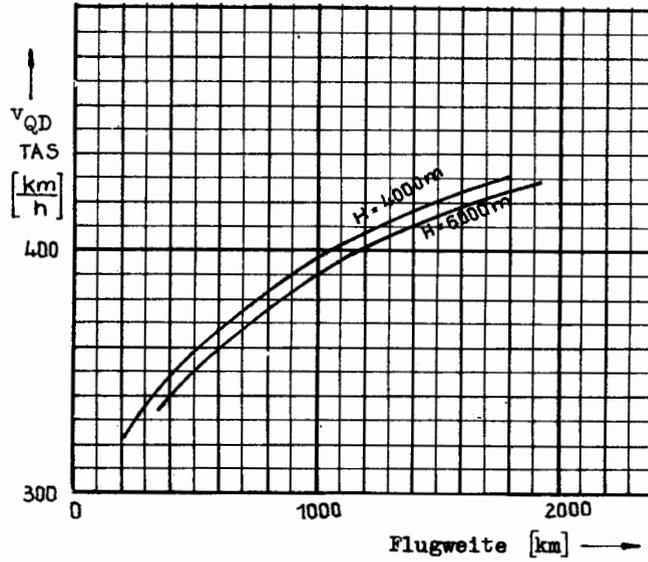


Abb. 9 Reisegeschwindigkeit v_H und v_{QD}

0,85 N_{nom}
 Startmasse: 20,2 t
 IMA + 20°C

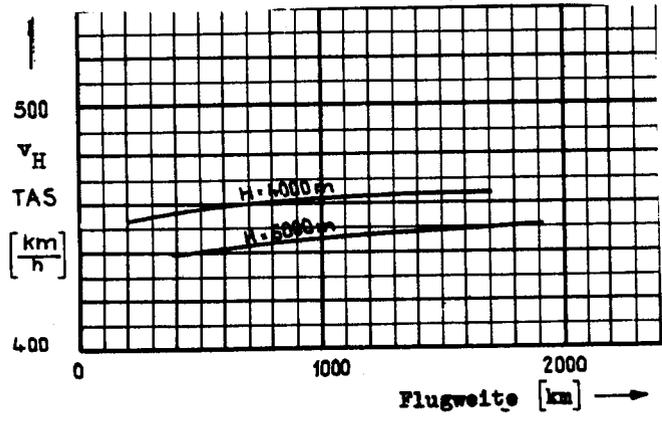
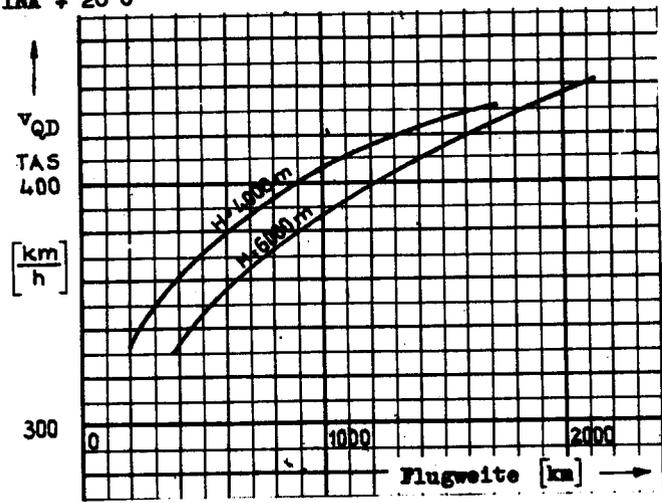


Abb. 10 Reisegeschwindigkeit v_H und v_{QD}

$0,85 N_{nom}$
 Startmasse: 19,8 t
 IMA + 30°C

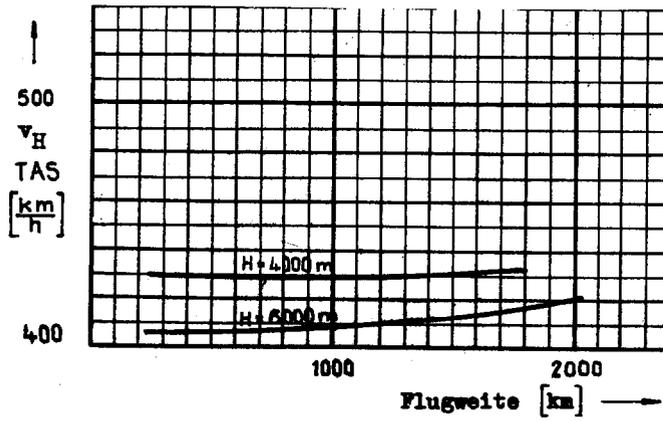
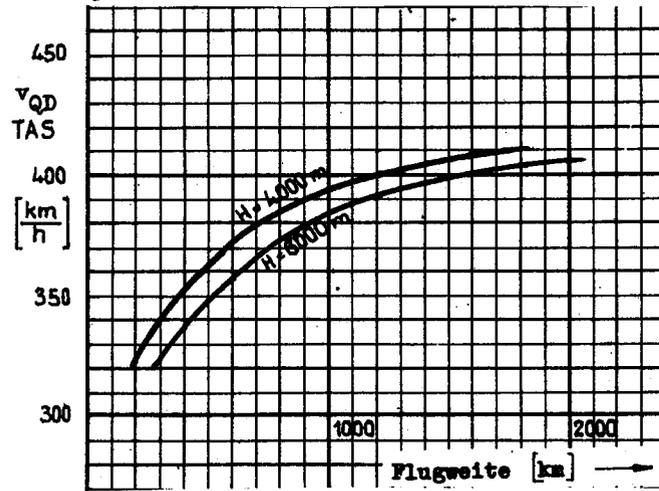


Abb. 11 Reisegeschwindigkeit v_H und v_{QD}

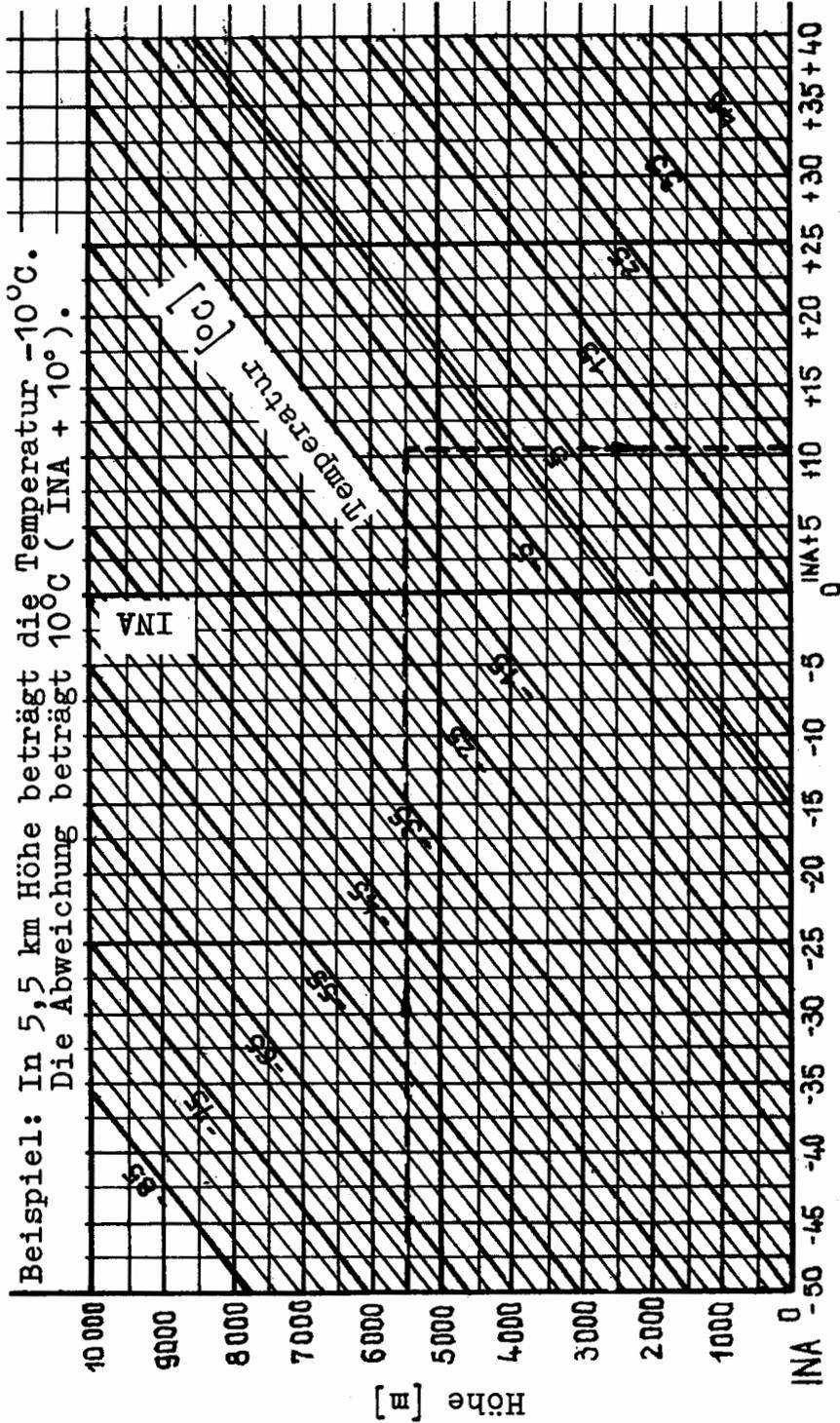


Abb. 12 Die Abweichung der Temperatur von der Normalatmosphäre

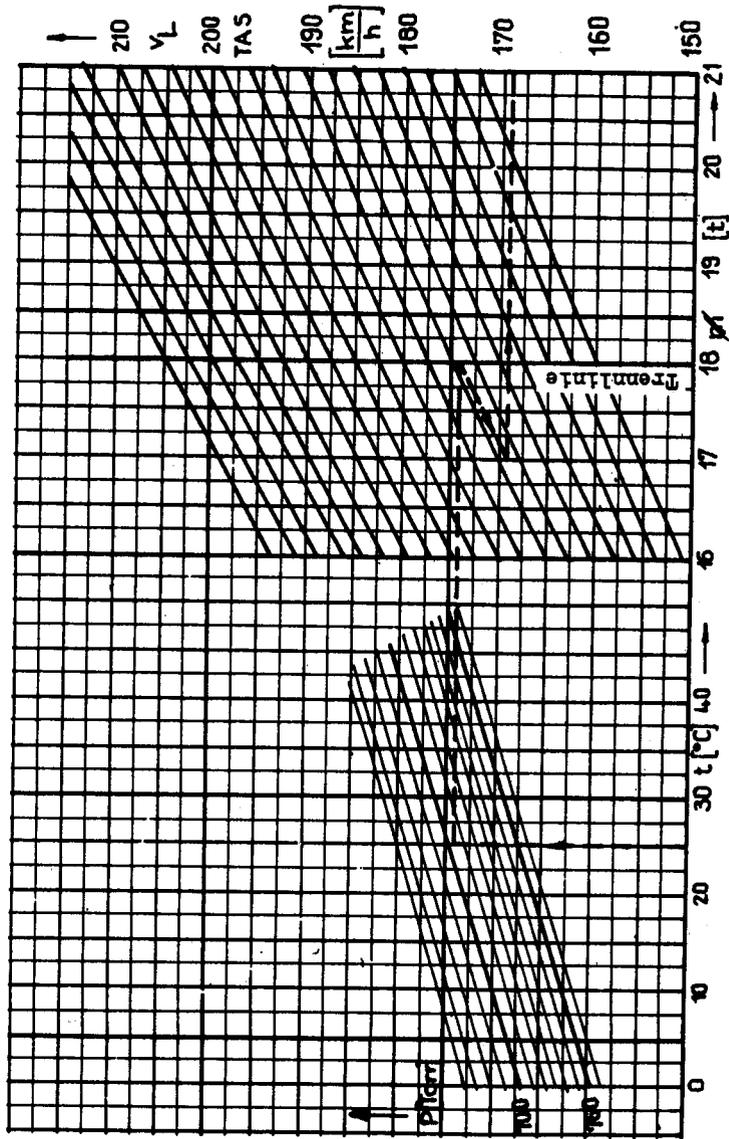


Abb. 13 Landegeschwindigkeit v_L (TAS)

und für die Flugmassen 18 ... 21 t für verschiedene Flughöhen in der Normalatmosphäre:

Flugmasse [t]	Höhe [km]	Geschwindigkeit der größten Reichweite [km/h]		Kraftstoffverbrauch [kg/h]
		IAS	TAS	
21	4	355	409	730
	5	349	424	712
	6	345	440	702
	7	339	459	-
20	4	349	403	706
	5	344	417	680
	6	338	433	672
	7	333	450	-
19	4	342	397	680
	5	332	405	632
	6	329	422	623
	7	323	437	-
18	4	338	394	670
	5	330	401	620
	6	328	419	616
	7	320	432	-

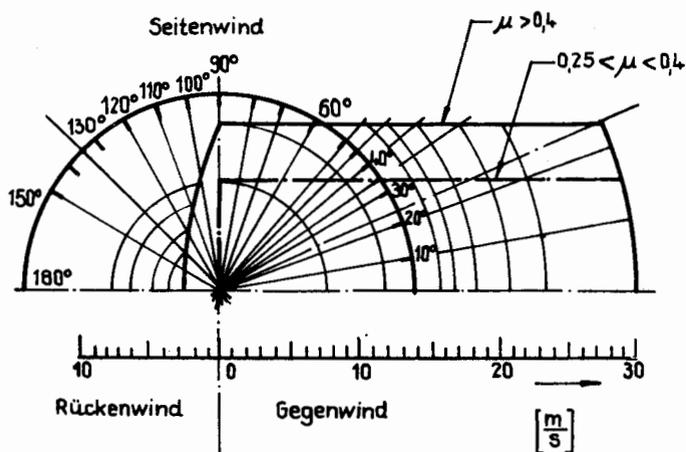


Abb. 18 Zulässige Windgeschwindigkeit bei Start und Landung

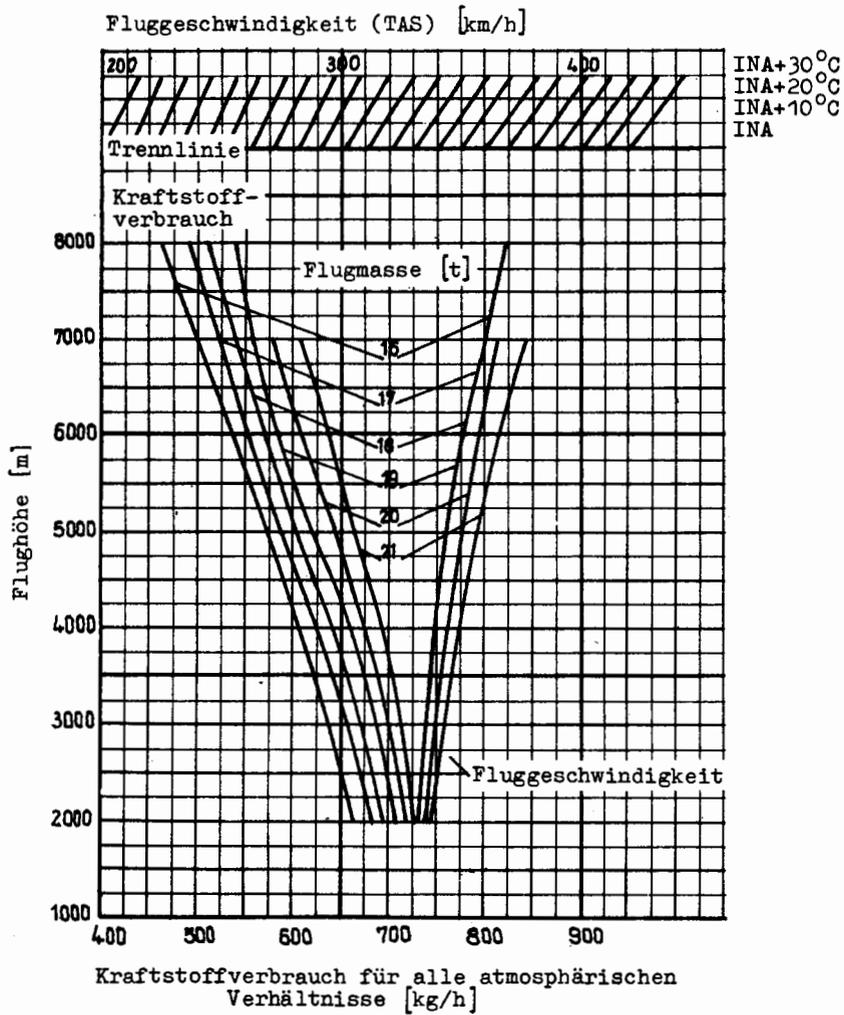


Abb. 14 Geschwindigkeit der größten Flugdauer

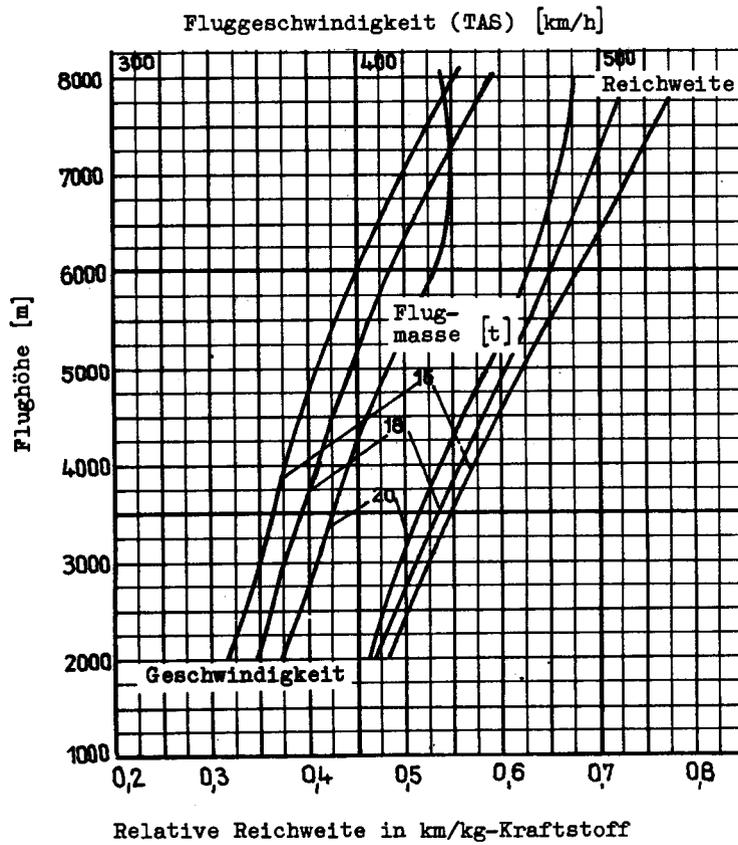


Abb. 15 Flug mit größter Reichweite (INA)

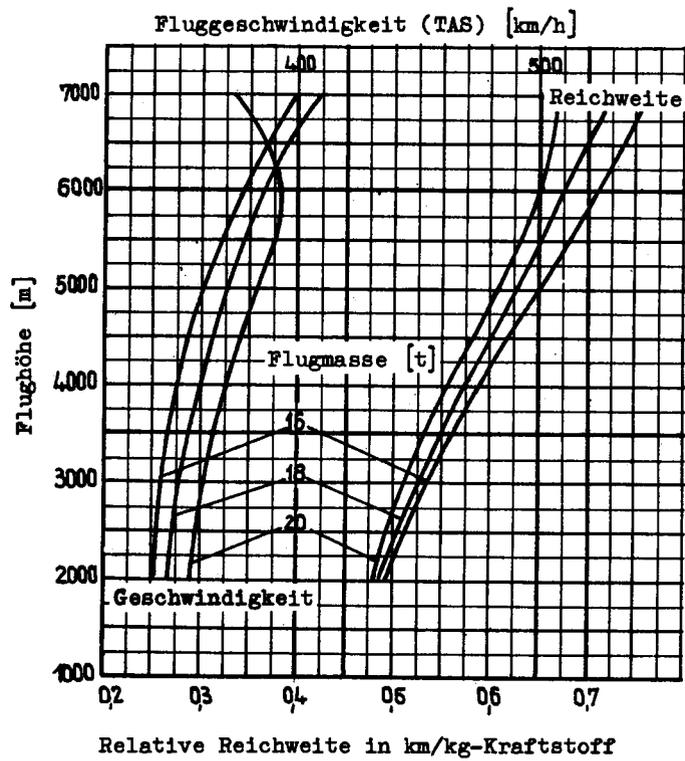


Abb. 16 Flug mit grösster Reichweite (INA +20 °C)

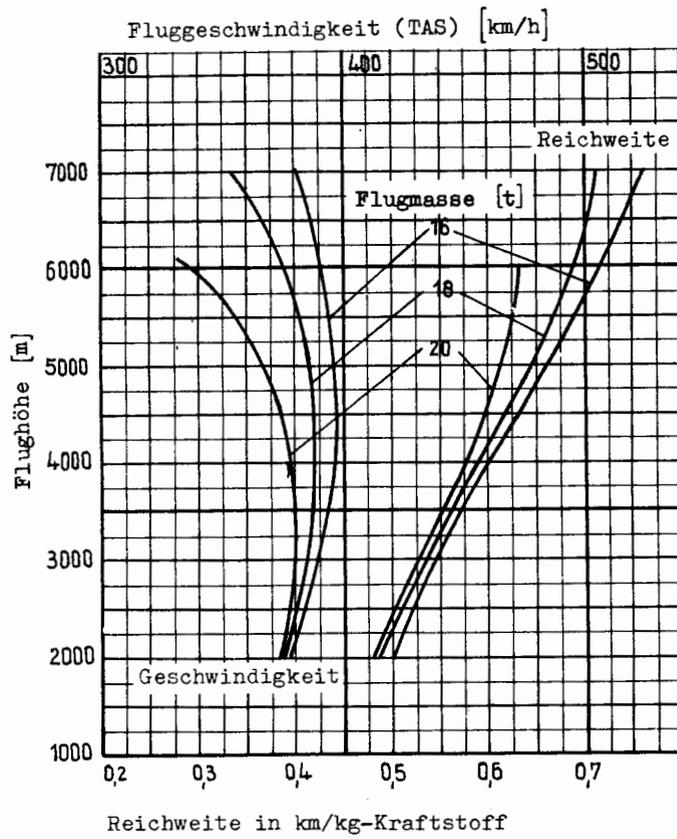


Abb. 17 Flug mit größter Reichweite (INA +30 °C)

1.4. Zulässige Windgeschwindigkeiten bei Start und Landung

Die zulässigen Windgeschwindigkeiten bei Start und Landung können nachstehender Tabelle oder Abbildung 18 entnommen werden. Die Haftreibungsbeiwerte μ betragen für nassen Beton etwa 0,4, für vereiste Bahnen weniger als 0,2, für schneematschbedeckte, verschneite Bahnen und aufgeweichte Grasplätze zwischen 0,25 und 0,4.

Zulässige Windgeschwindigkeiten bei Start und Landung												
	Windeinfallswinkel (Grad)											
	0	15	20	25	30	45	60	90	100	135	180	[m/s]
Glatte Bahn (μ 0,2)	30	30	24	19	16	11	9	8	0			
Normale Bahn (μ 0,2)	30	30	30	30	24	17	14	12	9	4	3	
	Gegenwind							Rückenwind				

1.5. Daten des Steigfluges

Die Geschwindigkeit des größten Steigwinkels $v_{e \max}$ liegt außerhalb des zulässigen Geschwindigkeitsbereiches. Wenn für die Höhengaufnahme nur kurze Flugstrecken zur Verfügung stehen, ist mit der zulässigen Mindestgeschwindigkeit nach Abschnitt 1.3.1. zu steigen.

Die Daten des Steigfluges mit maximaler Vertikalgeschwindigkeit enthält Abbildung 19. Nachstehender Tabelle können die Fluggeschwindigkeiten und die erreichbaren Flugleistungen unter den Bedingungen der Normalatmosphäre bei Nennleistung der Triebwerke entnommen werden.

Steigflug mit maximaler Vertikalgeschwindigkeit

Triebwerksleistung Nennleistung

Fahrwerk und Landeklappen eingefahren

INA-Bedingungen

Start- masse [t]	Höhe [km]	IAS [km/h]	Vertikal- geschwindigkeit [m/s]	Steigzeit [min]	Flugstrecke [km]	Kraftstoff- verbrauch [kg]
19,0	0	320	7,5	0	0	0
	1	310	6,8	2	12	30
	2	300	6,4	4,2	24	80
	3	290	5,9	7,3	38	130
	4	280	4,9	10,8	55	185
	5	280	4,0	14,6	75	250
	6	280	3,0	19,5	100	330
	7	280	2,1	26,0	150	425
	8	280	1,1	41,0	184	550
	8,3	280	0,5	45,0	200	600
20,0	0	325	7,0	0	0	0
	1	315	6,4	2,4	13	40
	2	305	6,0	4,9	27	90
	3	295	5,5	8,0	44	138
	4	285	4,5	11,5	62	193
	5	285	3,6	15,8	84	260
	6	285	2,6	21,5	110	345
	7	285	1,6	28,3	170	450
	8	285	0,7	45,0	250	600
		8,15	285	0,5	48,0	300

Steigflug mit maximaler Vertikalgeschwindigkeit						
Triebwerksleistung Nennleistung						
Fahrwerk und Landeklappen eingefahren						
INA-Bedingungen, einfache meteorologische Bedingungen						
Start- masse [t]	Höhe [km]	IAS [km/s]	Vertikal- geschwindigkeit [m/s]	Steigzeit [min]	Flugstrecke [km]	Kraftstoff- verbrauch [kg]
21,0	0	330	6,5	0	0	0
	1	320	6,1	2,7	14	50
	2	310	5,6	5,5	30	97
	3	300	5,2	8,6	47	143
	4	290	4,3	12,2	67	205
	5	290	3,4	16,6	93	277
	6	290	2,4	22,6	130	360
	7	290	1,4	32,0	190	470
	7,95	290	0,5	50,0	310	650

Zur Verkürzung der Gesamtflugzeit wird der Steigflug mit konstanter Flugeschwindigkeit von 300 km/h bei Nennleistung der Triebwerke empfohlen. Flugleistungen sind nachstehender Tabelle zu entnehmen.

Steigflug mit konstanter Gerätegeschwindigkeit (IAS) = 300 km/h				
Triebwerksleistung Nominal				
Flugmasse 20 t				
Höhe [km]	Vertikalgeschwindigkeit [m/s]	Steigzeit [min]	Flugstrecke [km]	Kraftstoffverbrauch [kg]
0	7,5	0	0	0
1	6,8	2	15	42
2	5,8	5	30	84
3	4,3	9	50	145
4	3,8	13	75	208
5	3,2	18	108	290
6	2,8	23	140	362
7	1,8	29	180	475

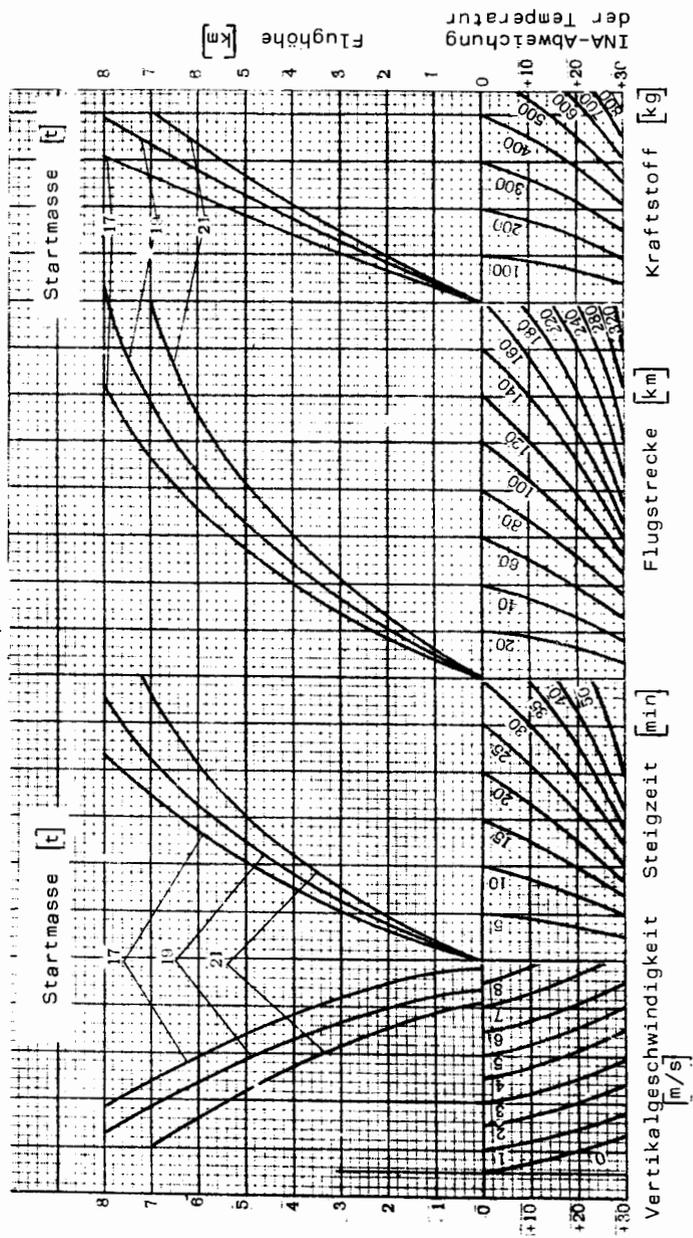


Abb. 19 Steigflug mit maximaler Vertikalgeschwindigkeit bei Nennleistung der Triebwerke

1.6.

Anmerkung: Zulässige Betriebszeiten der Triebwerke in Startleistung siehe unter 5.3.1.1.

Für den Steigflug mit einem ausgefallenen Triebwerk gelten unter Bedingungen der Normalatmosphäre die Daten nachstehender Tabelle:

Steigflug mit einem Triebwerk						
Luftschaube des ausgefallenen Triebwerkes in Segelstellung						
Fahrwerk und Landeklappen eingefahren						
Startleistung des arbeitenden Triebwerkes						
Startmasse	Höhe	Geschw. IAS	Vertikalgeschw.	Steigzeit	Flugstrecke	Kraftstoffverbrauch
[t]	[m]	[km/h]	[m/s]	[min]	[km]	[kg]
19,5	0	250	2,0	0	0	0
	1000	250	1,7	9	36	100
	2000	250	1,4	19,7	81,6	200
	3000	250	1,1	33,0	141,6	340
	3900	250	0,5	51,7	250	500
21,0	0	260	1,7	0	0	0
	1000	260	1,4	10,6	44	110
	2000	260	1,1	23,0	100	230
	3000	260	0,8	39,5	176	390
	3400	260	0,5	46,2	208	450

1.6. Daten des Sinkfluges

Für Flüge mit geringem Kraftstoffvorrat und zur Erzielung einer maximalen Reichweite wird die Durchführung des Sinkfluges mit Luftleerlauf bei einer konstanten Fluggeschwindigkeit von IAS = 410 bis 420 km/h empfohlen. Die Vertikalgeschwindigkeit beträgt dabei je nach Flugmasse 4,5 bis 6 m/s. Die Daten Kraftstoffverbrauch, Flugstrecke und Sinkzeit in der Normalatmosphäre sind Abbildung 21 zu entnehmen.

Bei ausreichendem Kraftstoffvorrat kann zur Verkürzung der Gesamtflugzeit mit einer konstanten Sinkgeschwindigkeit von 5 m/s mit der maximal zulässigen Fluggeschwindigkeit CAS = 460 km/h gesunken werden. Die dabei zurückgelegten Flugstrecken und den Kraftstoffverbrauch enthält nachstehende Tabelle:

Tabelle des schnellen Sinkfluges bei CAS = 460 km/h und $v_v = 5$ m/s auf die Höhe Null in der Normalatmosphäre			
Höhe des Sinkbeginns	Sinkzeit	Flugstrecke	Kraftstoffverbrauch
[m]	[min]	[km]	[kg]
8000	27	220	360
7000	23	190	330
6000	20	160	290
5000	17	130	250
4000	13	100	200
3000	10	75	150
2000	7	50	100
1500	5	35	80
1000	3	25	50
200	1	4	15

Daten des Sinkfluges bei Autorotation einer Luftschraube:

Die größte Gleitweite bei einer Luftschraube in Autorotation wird bei Fluggeschwindigkeiten von IAS = 250 bis 260 km/h erzielt.



CAS=390 bis 400 km/h
 23 УПРТ
 Normalatmosphäre

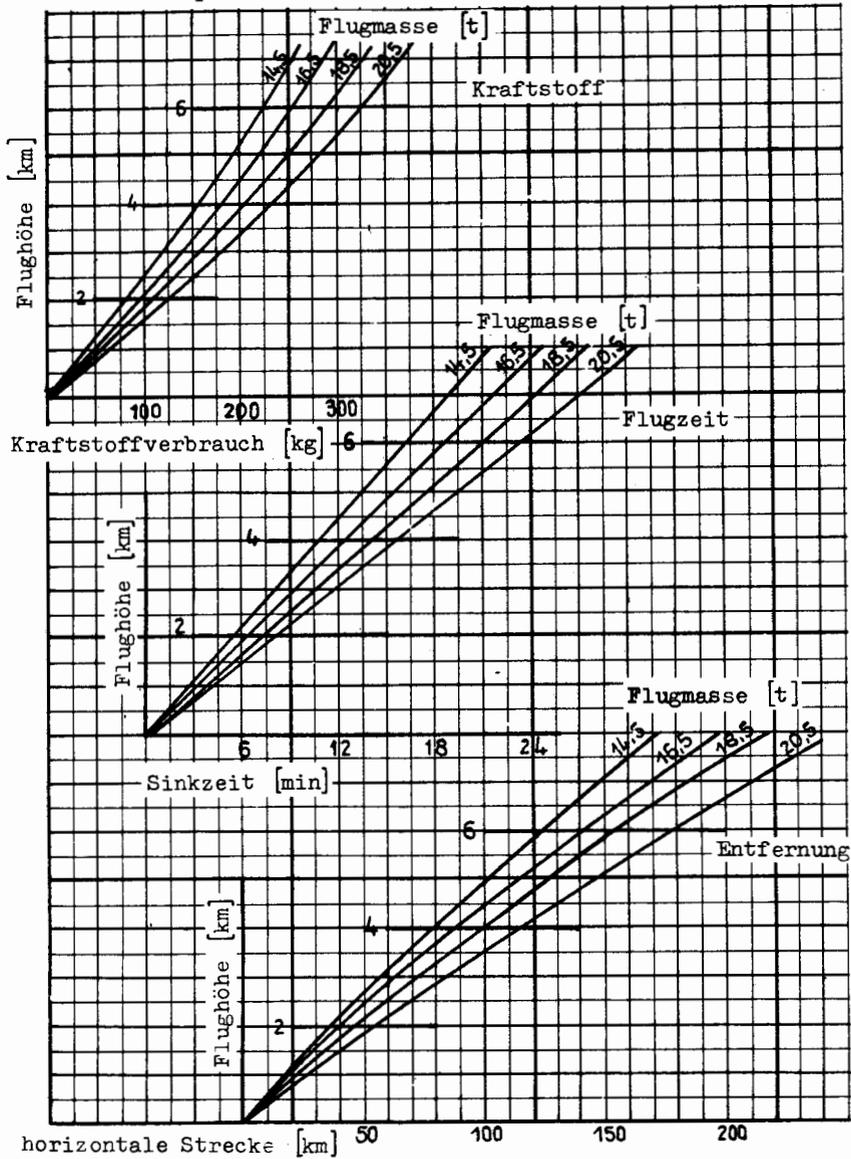


Abb. 21 Daten des Sinkfluges

1.7.
1.7.1.
1.7.2.

Daten des Sinkfluges bei Autorotation einer Luftschraube unter INA-Bedingungen			
Flugmasse 19 bis 21 t			
IAS = 250 bis 260 km/h			
Triebwerksleistung	Vertikalgeschwindigkeit [m/s]	Gleitweite aus 6000 m [km]	
		bis 2000 m	bis 500 m
Nominal	2,5 bis 3,0	100	150
Startleistung	1,5 bis 2,0	200	250

1.7. Reichweite und Kraftstoffverbrauch

1.7.1. Nutzlast-Reichweiten-Diagramme

Mit Hilfe der Abbildung 23 bis 25 ermittelt man die Reichweite für die Reishöhen 4 und 6 km in Abhängigkeit von der Nutzlast für verschiedene Lufttemperaturen (die als konstant über der gesamten Strecke angenommen wurden). Abbildung 23 gilt für normalatmosphärische Bedingungen, Abbildung 24 gilt für INA +20 °C (mit der entsprechenden max. zul. Startmasse von 20,2 t) und Abbildung 25 wurde für INA +30 °C errechnet (mit der max. zul. Startmasse von 19,8 t).

Für alle drei Diagramme wurden folgende Annahmen getroffen:

Dienstmasse	13,77 t
Max. Kraftstoffvorrat	3950 kg
Navigationsreserve	580 kg
Triebwerksleistung	52 ± 2° γ NPT
Höhe des Startplatzes	0 m

1.7.2. Reisegeschwindigkeit, Reichweite und Kraftstoffverbrauch

Die Abbildungen 26 bis 37 gestatten die Ermittlung der Reichweite, des Kraftstoffverbrauches im Reiseflug und der Reisegeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Triebwerksleistung und den atmosphärischen Bedingungen bei Windstille. Es wurde angenommen, daß die Temperatur über die gesamte Flugstrecke die gleiche Abweichung von der Normalatmosphäre besitzt. Die Abbildungen enthalten die Flugmasse und die Reishöhe in Parameterdarstellung. Die Linie v_{zul} stellt die CAS von 380 km/h dar (Grundlage der Dauerfestigkeitsberechnungen bedarf keiner Berücksichtigung im Flugbetrieb). Die unterschiedlichen Angaben bei gleichen Flugmassen und gleichen Flughöhen innerhalb der Abbildungen 30 bis 33 und 34 bis 37, die infolge der automatischen Temperaturbegrenzung nicht auftreten dürften, sind auf unterschiedliche Kraftstoffrückfördermengen des Systems Π PPT bei verschiedenen Drosselstellungen und damit verbundene Leistungsänderungen zurückzuführen.

Abbildungsverzeichnis Abb. 26 bis 37				
Leistung	° γ NPT	Abbildung Nr.		
N_{nom}	62±2	26	30	34
0,85 N_{nom}	52±2	27	31	35
0,7 N_{nom}	41±2	28	32	36
0,6 N_{nom}	34±2	29	33	37
		INA+0°	INA+20°	INA+30°

1.8.
1.8.1.
1.8.2.

Beispiel für die Benutzung der Reichweitendiagramme Abbildung 26 bis 37

Annahmen	Flughöhe	6000 m
	Temperatur in der Höhe	-4 °C
	Drosselstellung der Triebwerke	52° YIPT
	Flugmasse	20 t

Berechnung: Nach Abbildung 12 wird eine Abweichung der Temperatur von +20 °C gegenüber der Normalatmosphäre ermittelt. Für die genannten Bedingungen ist damit Abb. 31 zu benutzen, in der entlang der eingezeichneten gestrichelten Linien vom Schnittpunkt der Höhe 6000 m und der Flugmasse 20 t aus, die relative Reichweite von 0,65 km/kg-Kraftstoff und die TAS von 440 km/h gefunden werden.

Auswertung: Die Reichweite ergibt sich unter diesen Bedingungen aus dem Kraftstoffvorrat multipliziert mit der relativen Reichweite.

Der stündliche Kraftstoffverbrauch ergibt sich aus der Geschwindigkeit dividiert durch die relative Reichweite:

$$\frac{440}{0,65} \left(\frac{\text{km} \cdot \text{kg}}{\text{h} \cdot \text{km}} \right) = 677 \left[\frac{\text{kg}}{\text{h}} \right]$$

Der Verbrauch je km-Flugstrecke ist der Kehrwert der relativen Reichweite und ergibt sich zu:

$$\frac{1}{0,65 \frac{\text{km}}{\text{kg}}} = 1,64 \left[\frac{\text{kg}}{\text{km}} \right]$$

Das Minimum dieses Verbrauches, d.h. den Flug mit größter Reichweite unter den gegebenen Bedingungen (52° YIPT, INA +20 °C) erhält man an der Stelle des Maximums der Kurve der Flugmasse.

Die höchste erreichbare Reisegeschwindigkeit wird an der Stelle der vertikalen Tangente an die Flugmassenkurve gefunden. Für das gegebene Beispiel wird in 4 bis 4,5 km Höhe das Maximum von TAS = 452 km/h gefunden (siehe Abbildung 31).

1.8. Die Gipfelhöhe

1.8.1. Garantierte Gipfelhöhe x)

Abbildung 39 erlaubt die Ermittlung der garantierten Gipfelhöhe beim Flug mit zwei Triebwerken für Maximal- und Nennleistung für verschiedene Temperaturen in Abhängigkeit von der Flugmasse. Die garantierte Gipfelhöhe gewährleistet eine Steigreserve von $\approx 2\%$.

1.8.2. Flugprofil und garantierte Gipfelhöhe beim Flug mit einem Triebwerk

Die Abbildung 40 bis 44 stellen das Profil des Fluges mit einem Triebwerk in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse für verschiedene Temperaturen bei Maximal- und Nennleistung des arbeitenden Triebwerkes und bei Segelstellung der Luftschraube des ausgefallenen Triebwerkes dar. Die vorausgesetzten Bedingungen sind auf den Abbildungen vermerkt. Unter diesen

x) Die garantierte Gipfelhöhe ist über den Steiggradienten definiert und ergibt geringere Höhen als die Definition der Dienstgipfelhöhe.

Bedingungen beträgt die Steigreserve in der Gipfelhöhe 1,1 % für Maximalleistung und 0,9 % für Nennleistung. Im Schnittpunkt der Linien der Flughöhe und der Flugmasse zur Zeit des Ausfalls des Triebwerkes findet man den Anfangspunkt des Flugprofils bei Einhaltung der Geschwindigkeit des größten Steigwinkels ($v_{g \max}$) oder des kleinsten Gleitwinkels ($v_{g \min}$). Unterschreitet dieses Profil die Sicherheitshöhe der Flugstrecke, kann der weitere Flugweg nur mit Kenntnis des Reliefs festgelegt werden. Gegebenenfalls kann der Vergleich durch Aufzeichnung des Reliefs auf Transparentpapier (im gleichen Höhen- und Längenmaßstab) erfolgen.

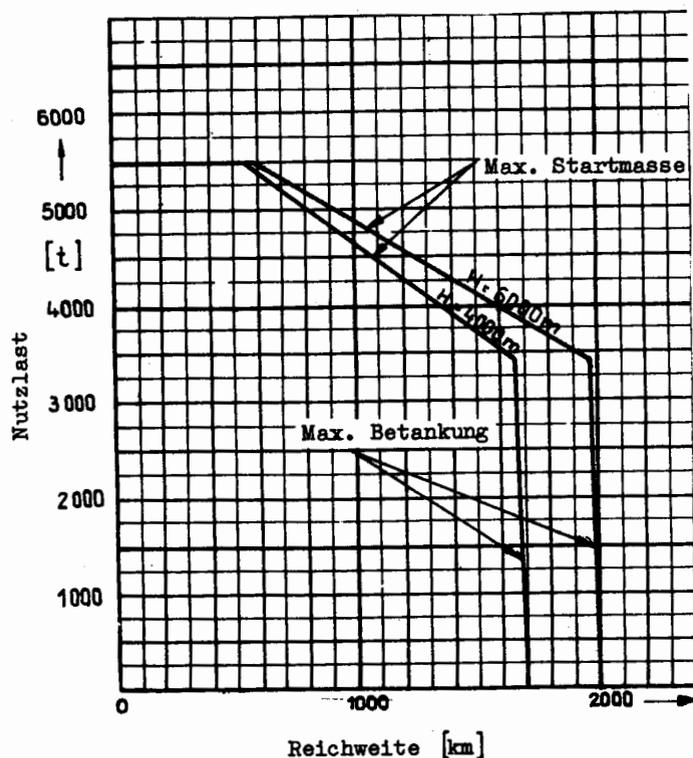


Abb. 23 Nutlast-Reichweiten-Diagramm

Voraussetzungen s. 1.7.1.

INA ± 0

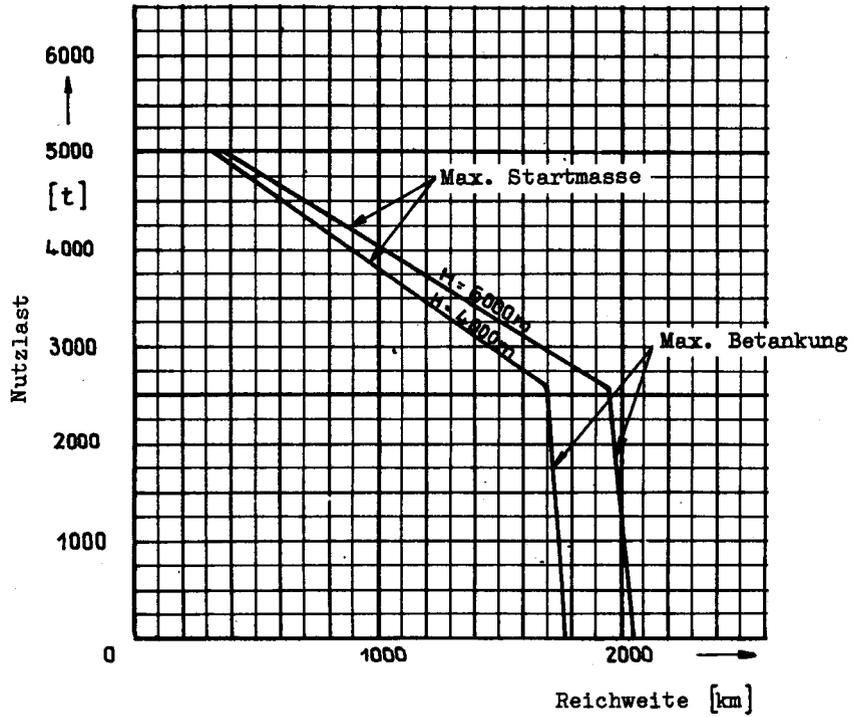


Abb. 24 Nutzlast-Reichweiten-Diagramm
 Voraussetzungen s. 1.7.1.
)Gültig für INA + 20 °C

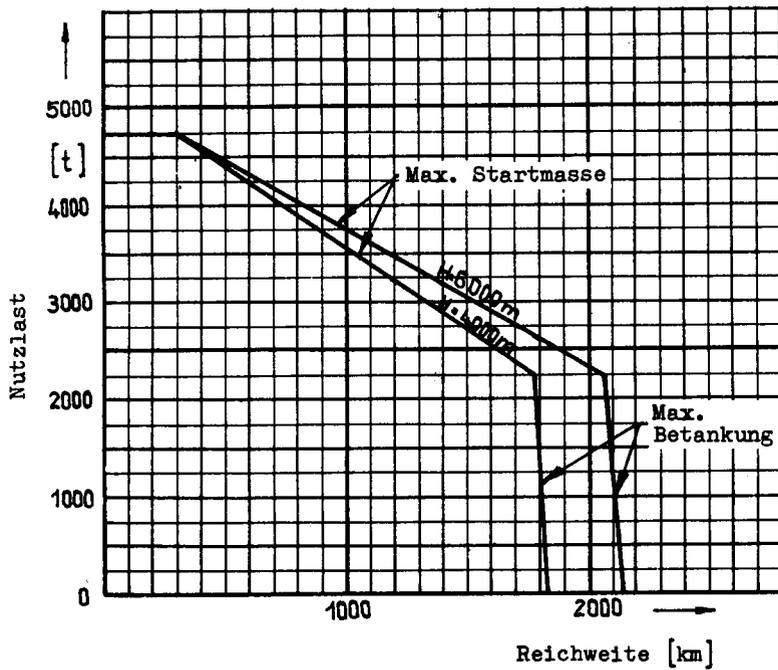


Abb. 25 Nutzlast-Reichweiten-Diagramm
 Voraussetzungen s. 1.7.1.
 Gültig für INA + 30 °C

62° УМПТ
INA

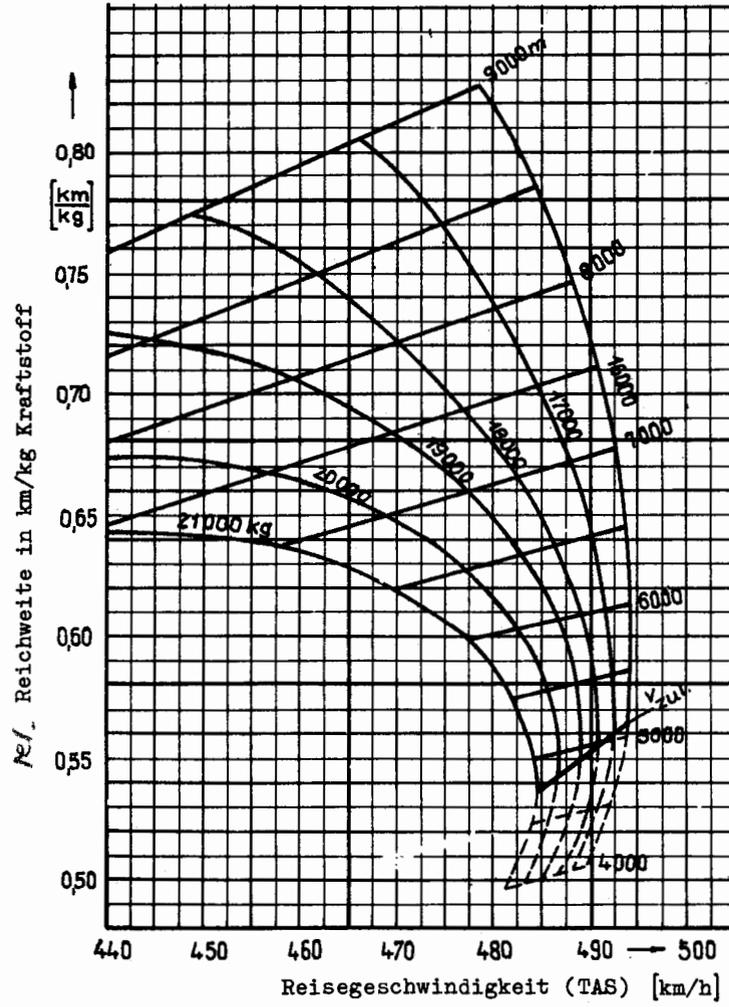


Abb. 26 Reichweite

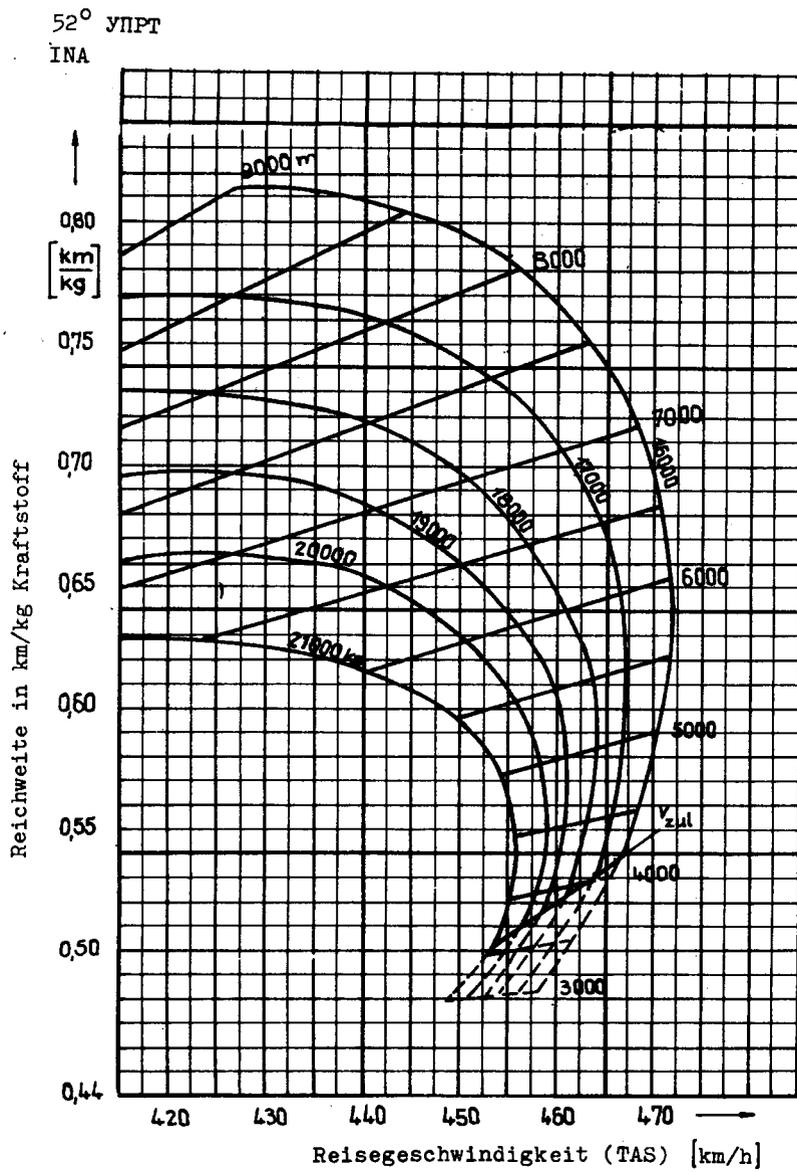


Abb. 27 Reichweite

41° ШИПТ
INA

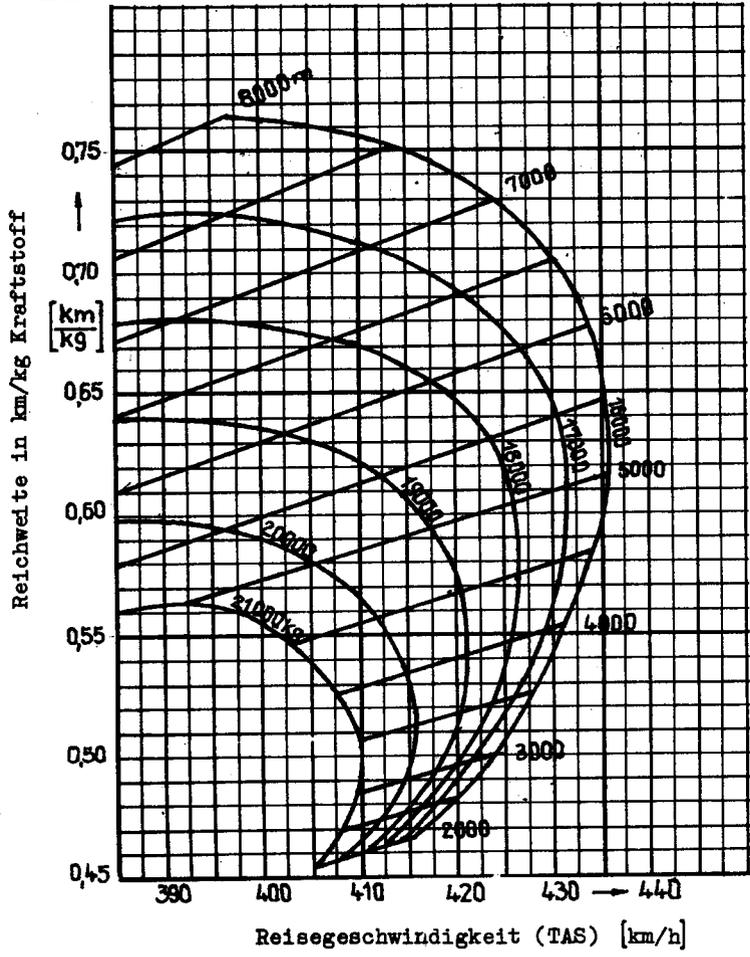


Abb. 28 Reichweite

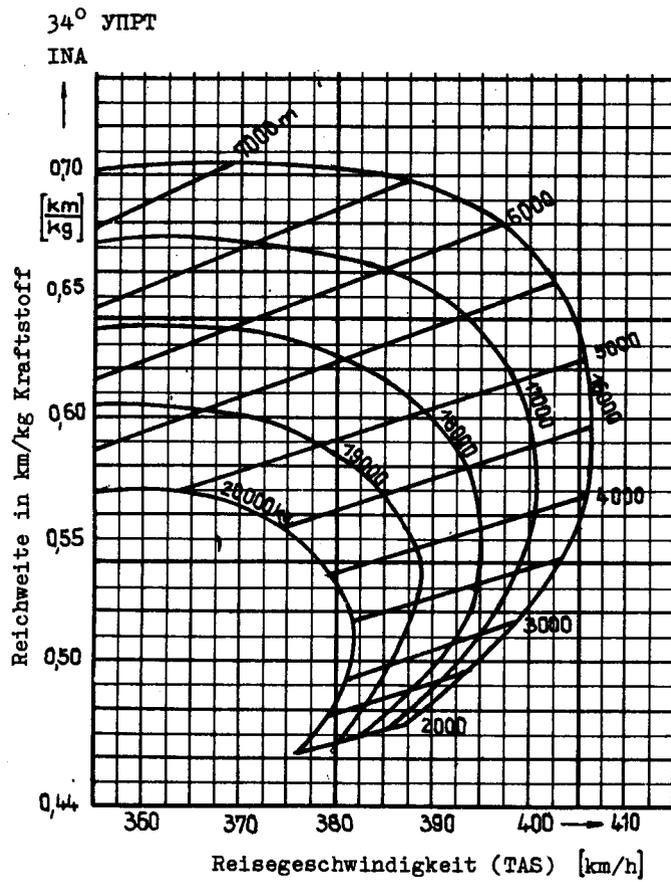


Abb. 29 Reichweite

62° ШИПТ
INA+20°C

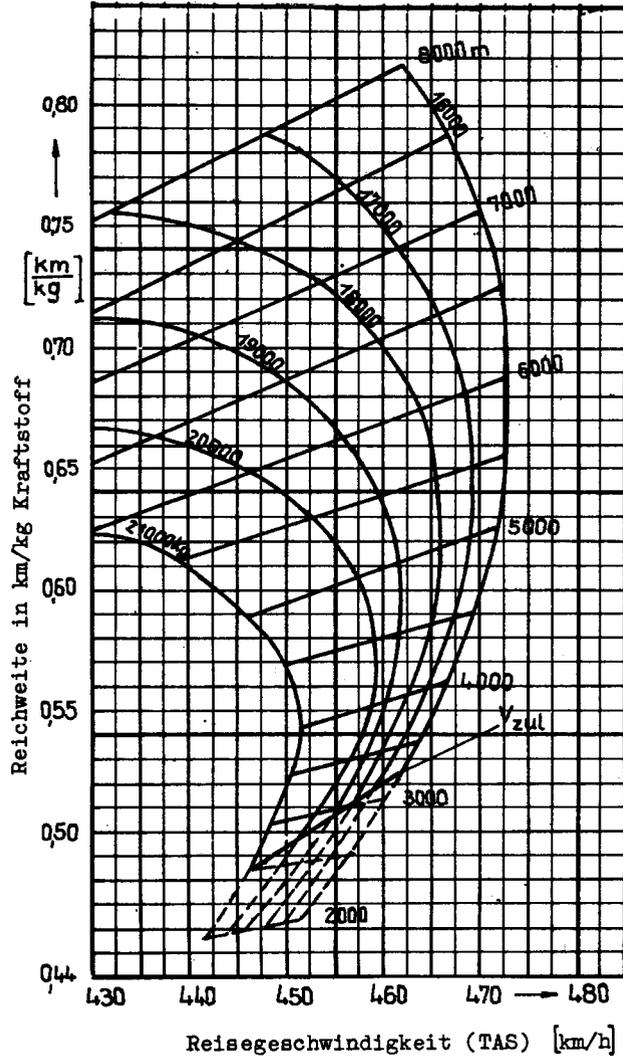


Abb. 30 Reichweite

41° УИПТ
INA+20°C

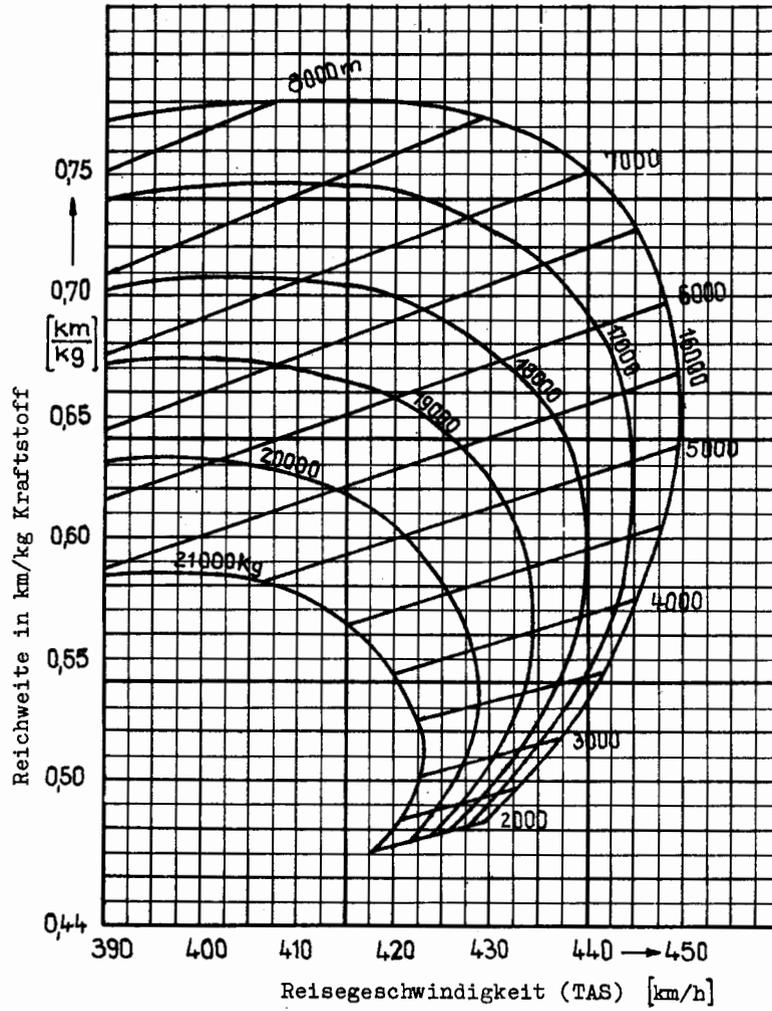


Abb. 32 Reichweite

34° УПРТ
INA+20°C

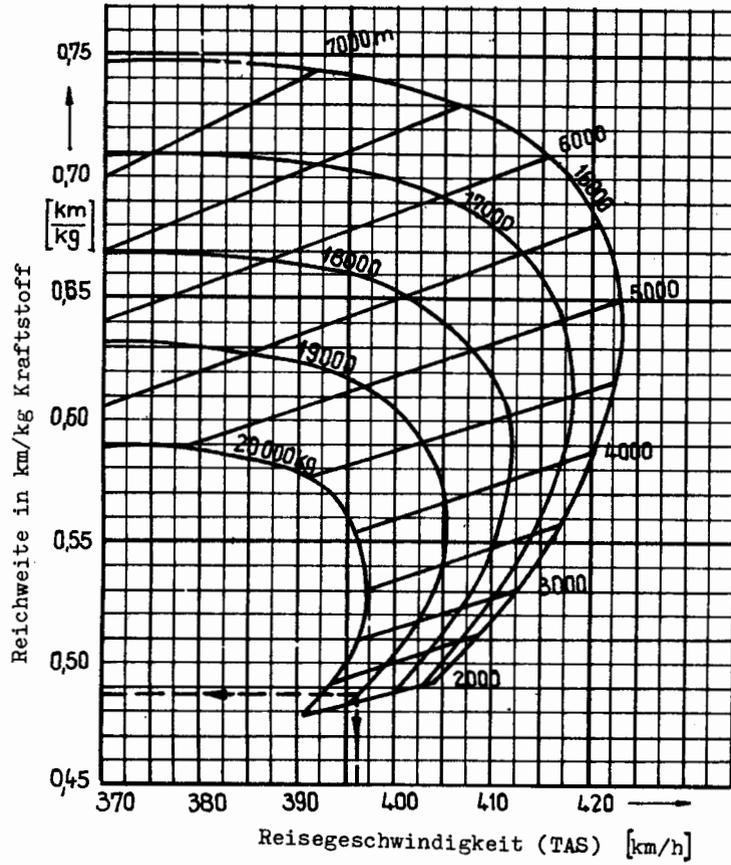


Abb. 33 Reichweite

62° УПРТ
INA+30°C

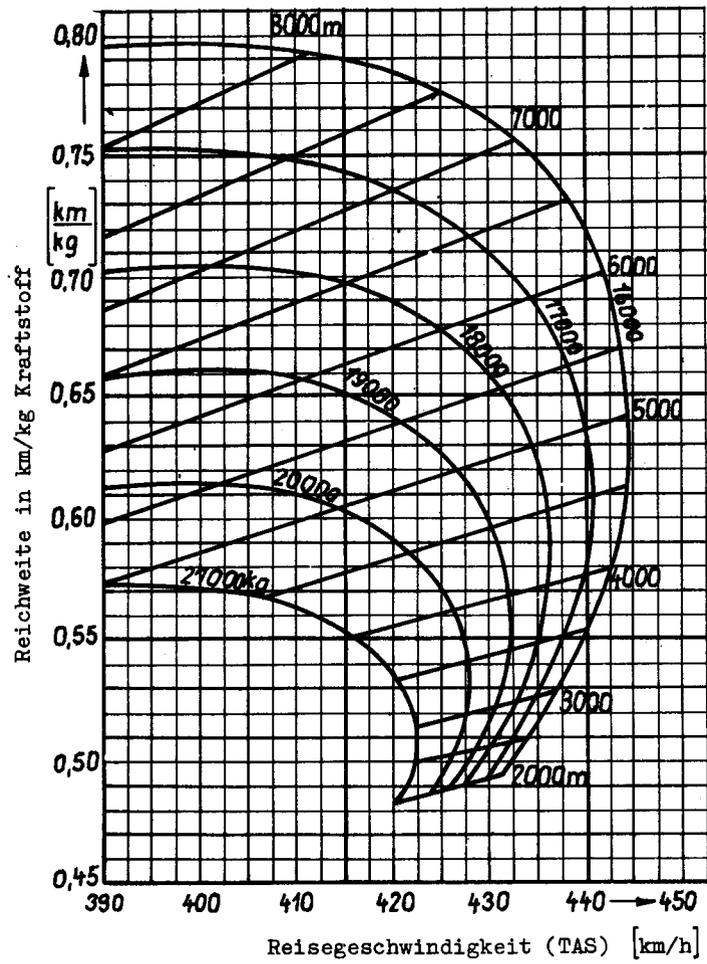


Abb. 34 Reichweite

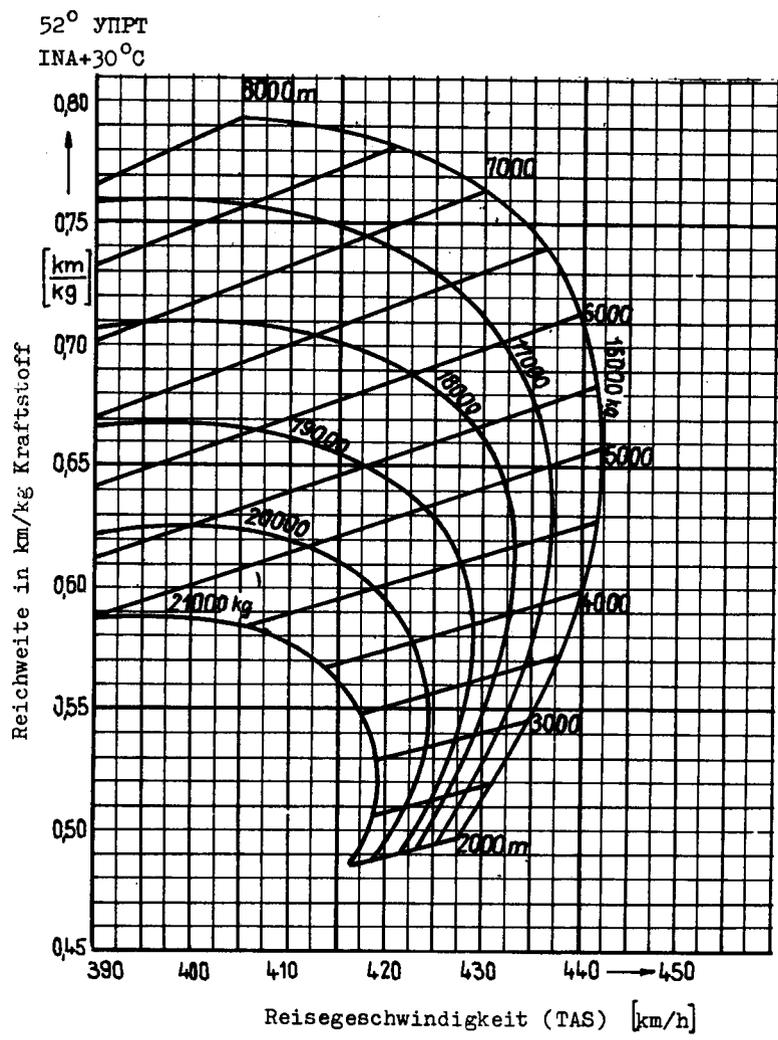


Abb. 35 Reichweite

41° УИПТ
INA+30°C

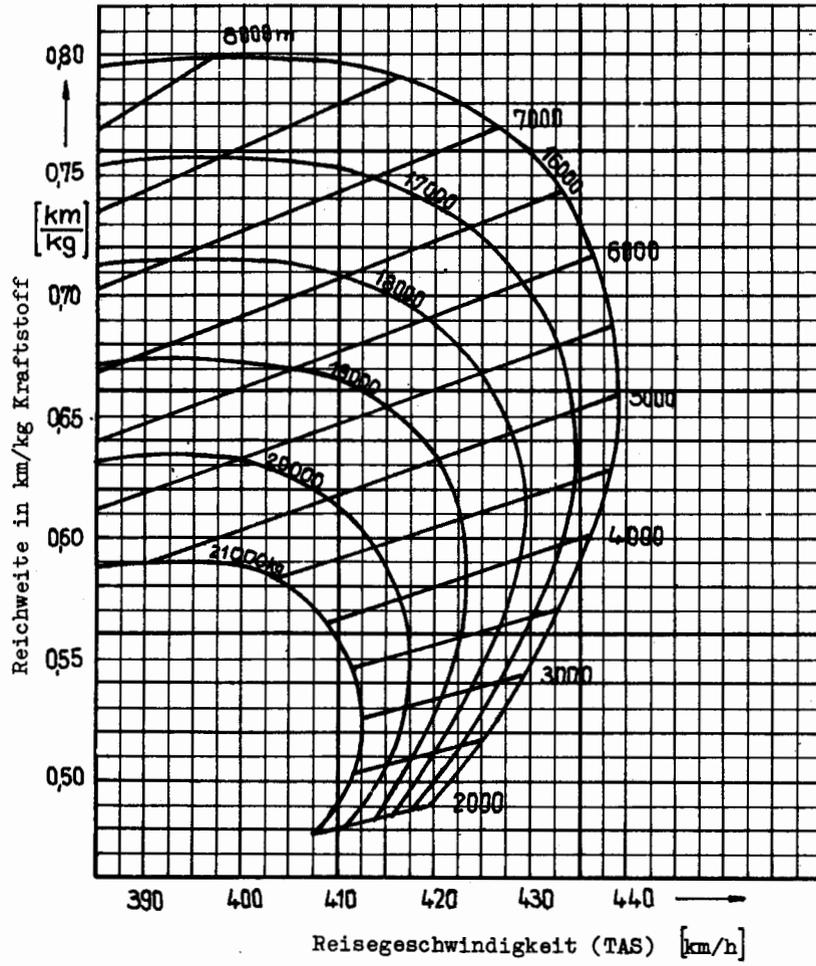


Abb. 36 Reichweite

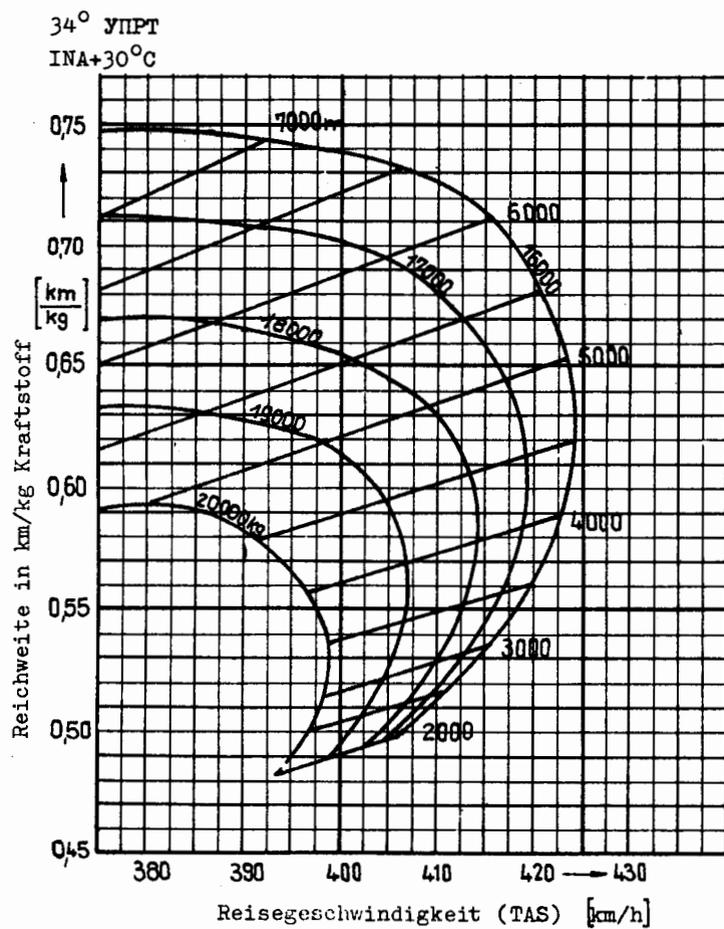


Abb. 37 Reichweite

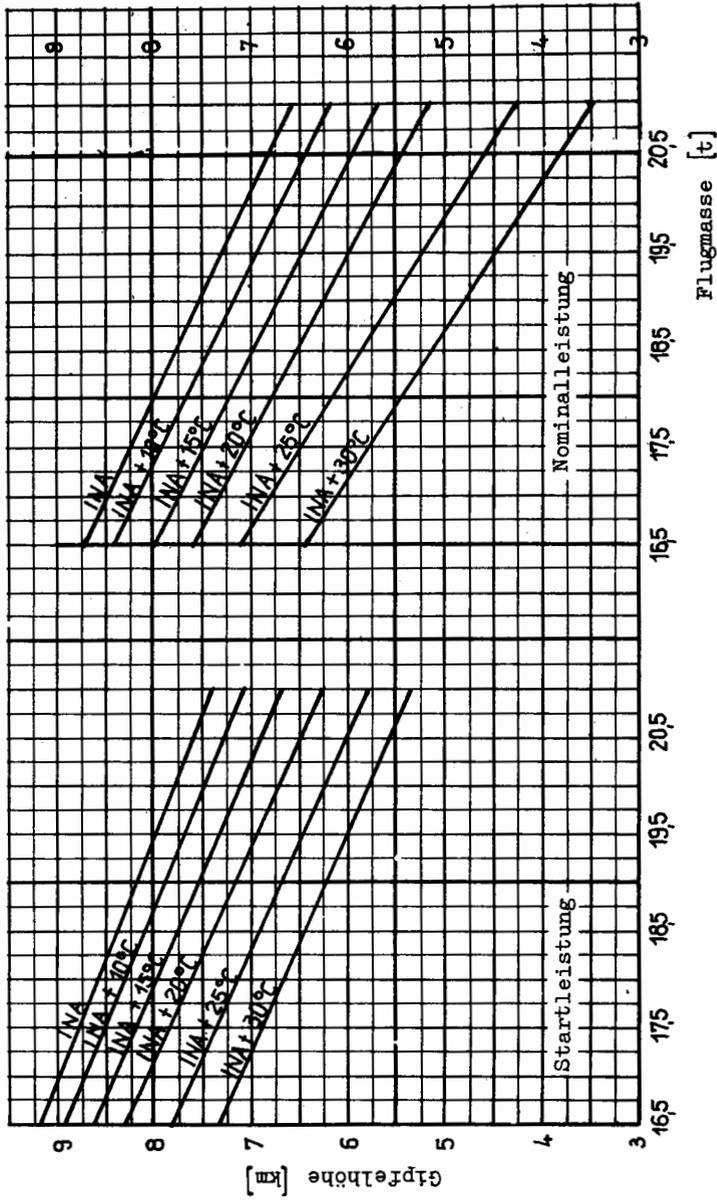


Abb. 39 Garantierte Gipfelhöhe

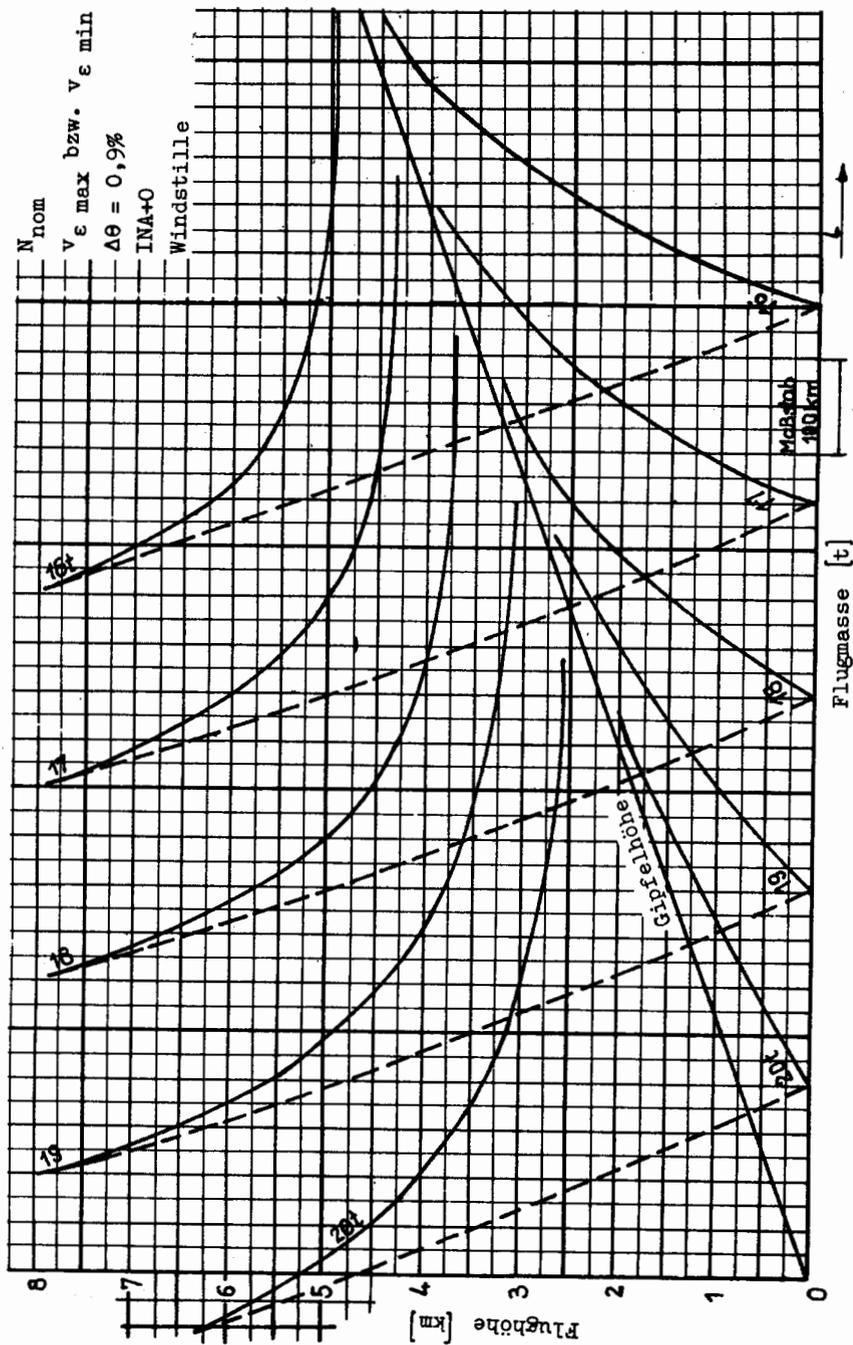


Abb. 40 Flugprofil mit einem Triebwerk

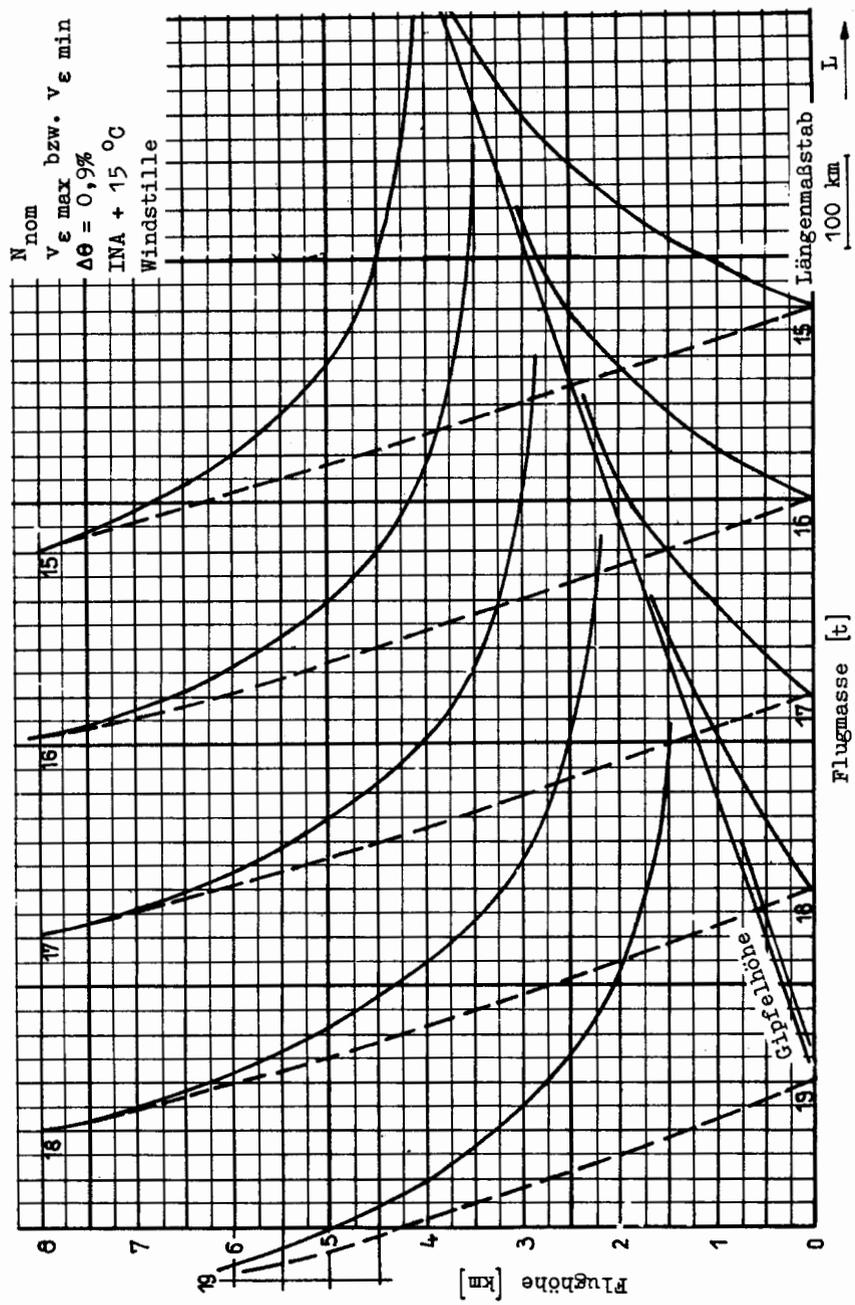


Abb. 41 Flugprofil mit einem Triebwerk

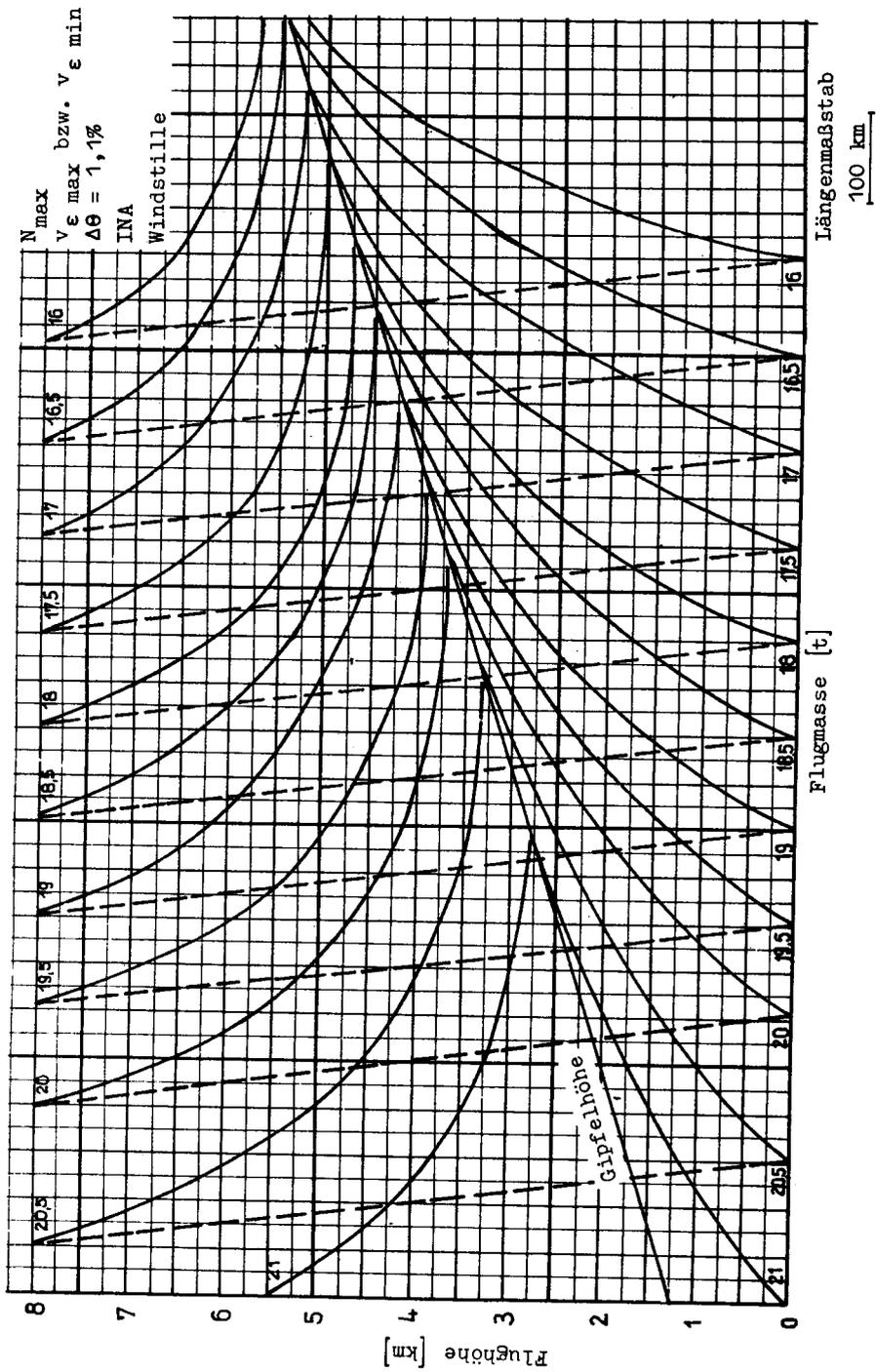


Abb. 42 Flugprofil mit einem Triebwerk

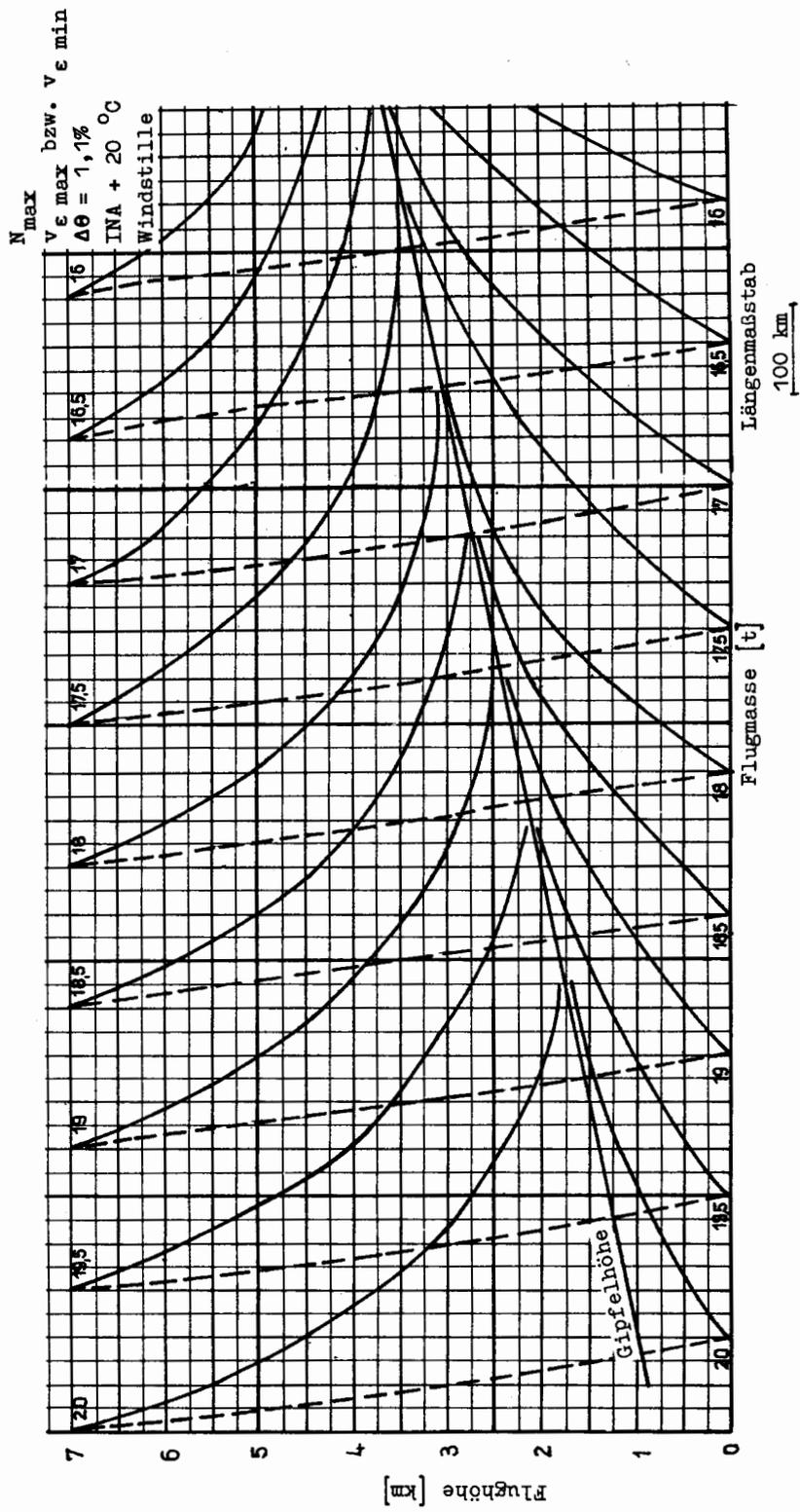


Abb. 43 Flugprofil mit einem Triebwerk

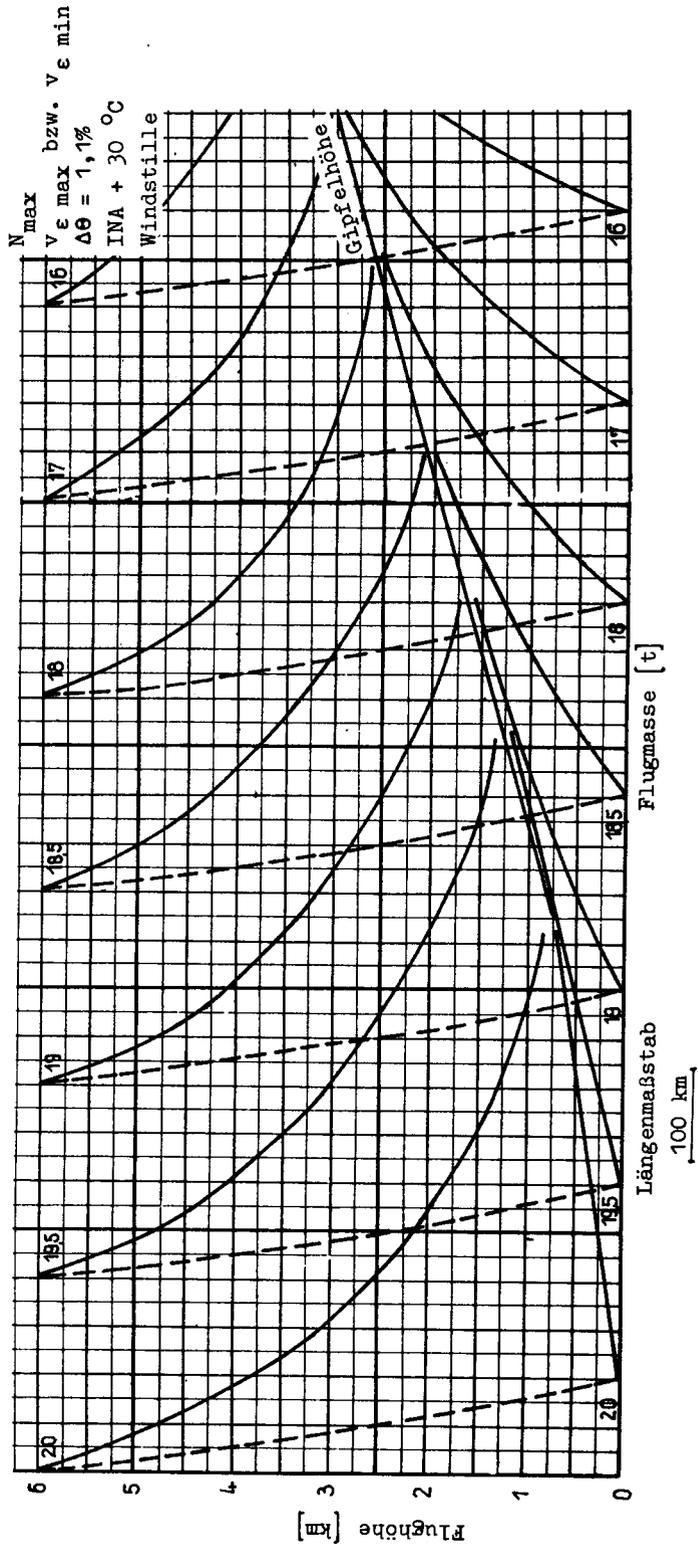


Abb. 44 Flugprofil mit einem Triebwerk

1.9. Start- und Landestrecken

1.9.1. Anrollstrecke und Startstrecke bis 15 m Höhe

Die Abb. 45 a und 45 b erlauben die Ermittlung der Anrollstrecke und die Abb. 46 a und 46 b die Ermittlung der Startstrecke bis 15 m Höhe in Abhängigkeit von den atmosphärischen Bedingungen, der Startmasse, der Neigung der Startbahn und der Längswindkomponente.

Den Diagrammen liegen folgende Annahmen zugrunde:

Startleistung der Triebwerke	Betonstartbahn
Landeklappenstellung: 15°	Längsneigungswinkel beim Abheben: $6,4^\circ$
Fahrwerk ausgefahren	Steiggeschw. = $1,25 \cdot$ Abhebegeschw.

In alle vier Diagramme wurde das folgende Beispiel eingezeichnet:

Startmasse: 20 t	Neigung der Startbahn: 1,5 % (ansteig.)
Platzhöhe: 1000 m (Δ 675 Torr)	Gegenwindkomponente: 8 m/s
Temperatur: 35°C	

Entlang der gestrichelten Linien ergibt sich für dieses Beispiel:

Anrollstrecke	740 m nach Abb. 45 a (mit Wassereinspritzung)
	840 m nach Abb. 45 b (ohne Wassereinspritzung)
Startstrecke	1520 m nach Abb. 46 a (mit Wassereinspritzung)
	1840 m nach Abb. 46 b (ohne Wassereinspritzung)

1.9.2. Ausrollstrecke und Landestrecke aus 15 m Höhe

Die Ausrollstrecke nach dem Aufsetzen wird mit Hilfe der Abbildung 47, die benötigte Landestrecke aus 15 m Höhe mit Hilfe der Abbildung 48, in Abhängigkeit von den atmosphärischen Bedingungen, der Landemasse, der Neigung der Landebahn und der Gegenwindkomponente ermittelt. Den Diagrammen liegen die folgenden Annahmen zugrunde:

Landeklappenstellung	38°
Längsneigungswinkel des Flugzeuges beim Aufsetzen	$3,5^\circ$
Betonlandebahn	

1.9.2.1. Ausrollstrecke (Abb. 47)

Für das folgende Beispiel wird mit Hilfe der Abb. 47 entlang der gestrichelten Linien die Ausrollstrecke 515 m gefunden:

Landemasse	17 t	Neigung der Bahn	1% abfallend
Platzhöhe	700 m (= 700 Torr)	Gegenwindkomponente	5 m/s
Temperatur	25°C		

1.9.2.2. Landestrecke aus 15 m Höhe (Abb. 48)

In Abbildung 48 erhält man unter dem Sicherheitsfaktor $f = 1$ die benötigte Landestrecke aus 15 m Höhe. Aus Sicherheitsgründen muß für die Landung eine größere Strecke zur Verfügung stehen. Die Mindestlängen der verfügbaren Landestrecken ergeben sich in den Spalten der Sicherheitsfaktoren $f = 1,43$ (für Ausweichhäfen) und $f = 1,67$ (für Zielhäfen):

Beispiel:

Landemasse	19 t
Platzhöhe	1000 m (Δ 675 Torr)
Temperatur	9°C
Neigung der Bahn	1 % (ansteigend)
Gegenwindkomponente	4 m/s

Ergebnis:

Landestrecke	1170 m
Die verfügbare Landestrecke muß betragen	1670 m (Sicherheit: 1,43)
	1950 m (Sicherheit: 1,67)

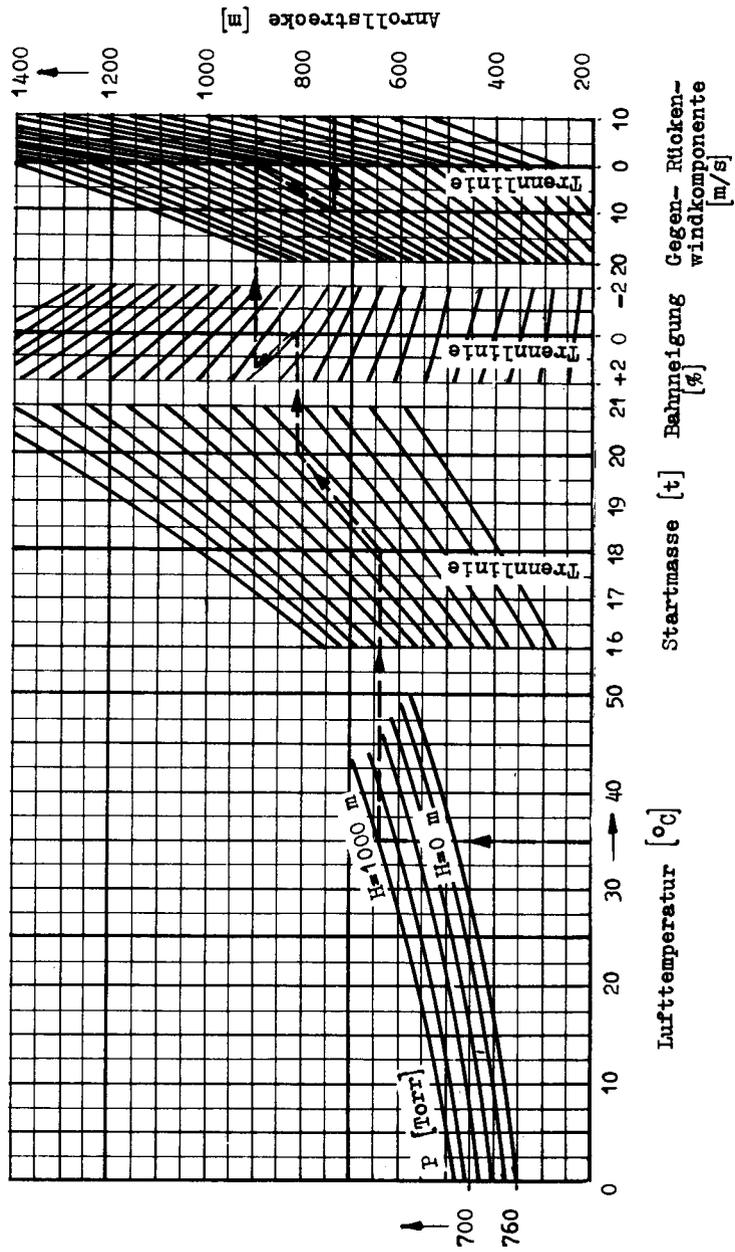


Abb. 45a Anrollstrecke (mit Wassereinspritzung)

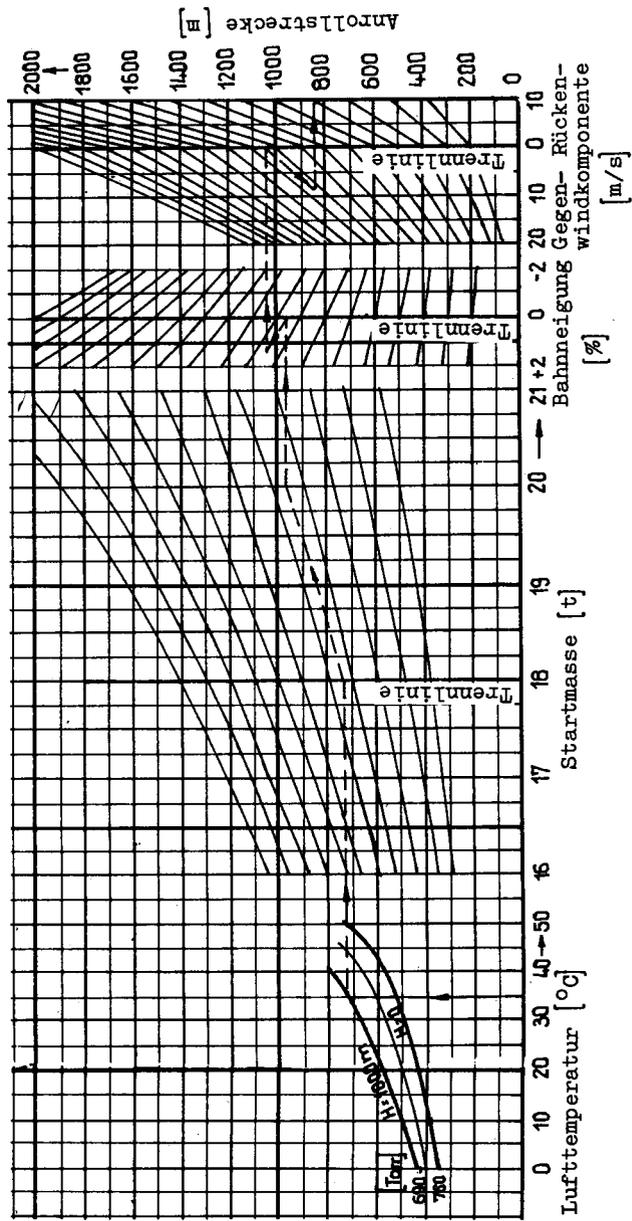


Abb. 45b Anrollstrecke (ohne Wassereinspritzung)

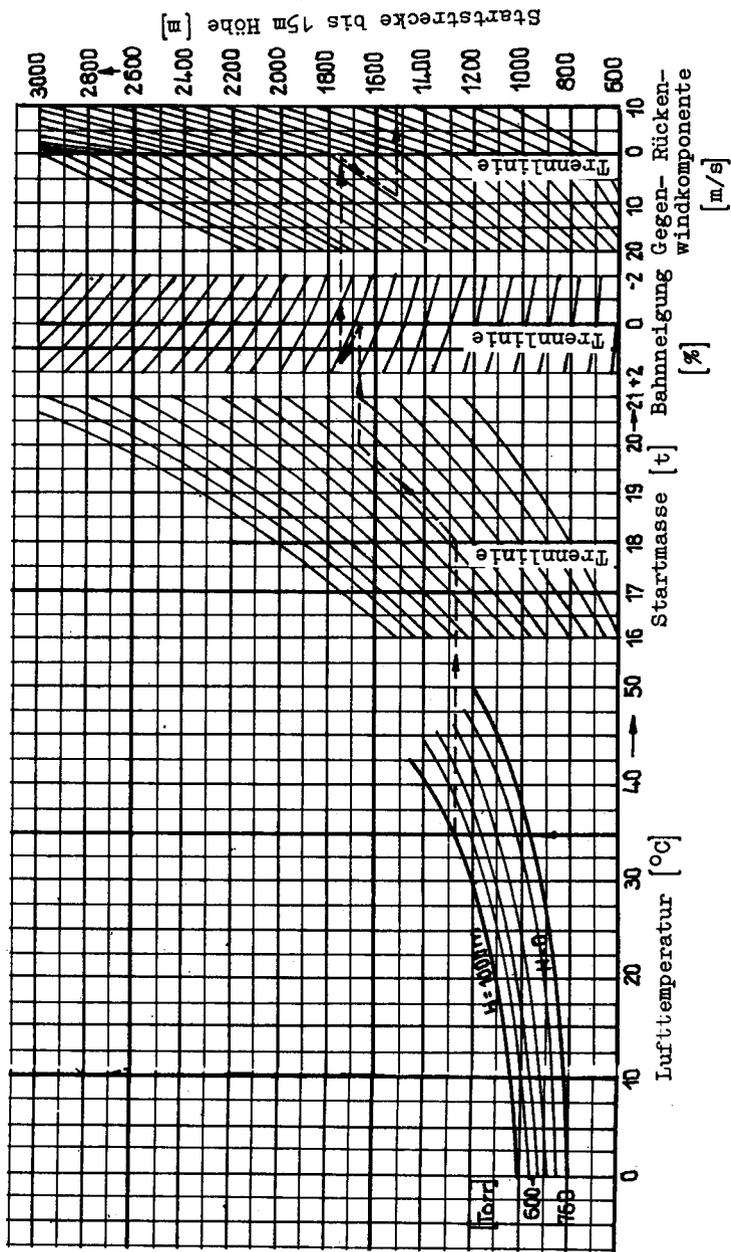


Abb. 46a Startstrecke bis 15 m Höhe (mit Wassereinspritzung)

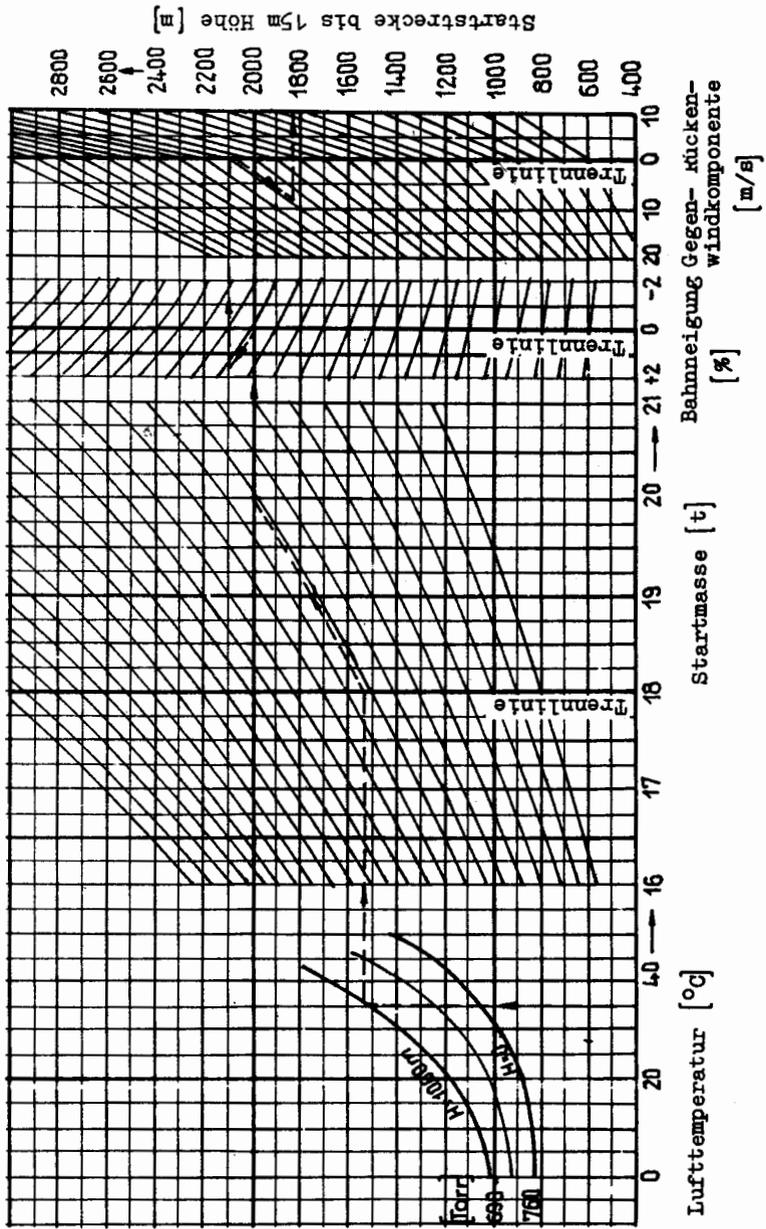


Abb. 46b Startstrecke bis 15 m Höhe (ohne Wassereinspritzung)

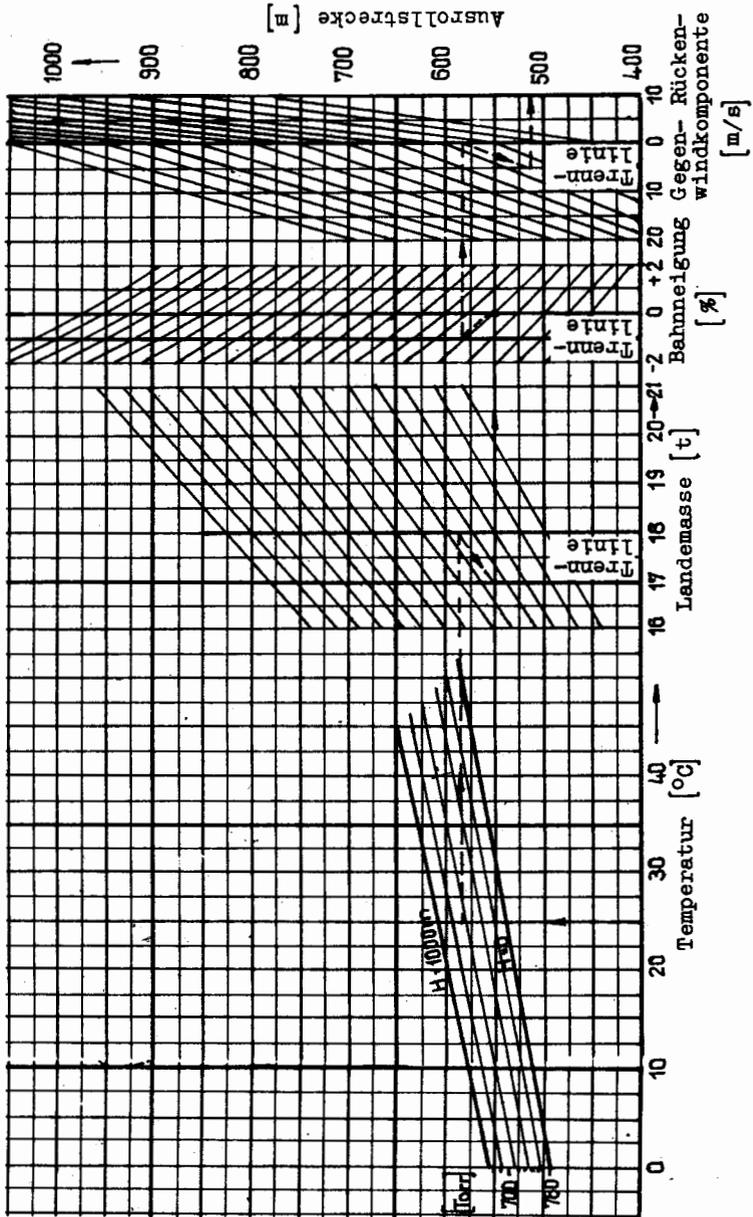


Abb. 47 Ausrollstrecke

Landestrecke [m]

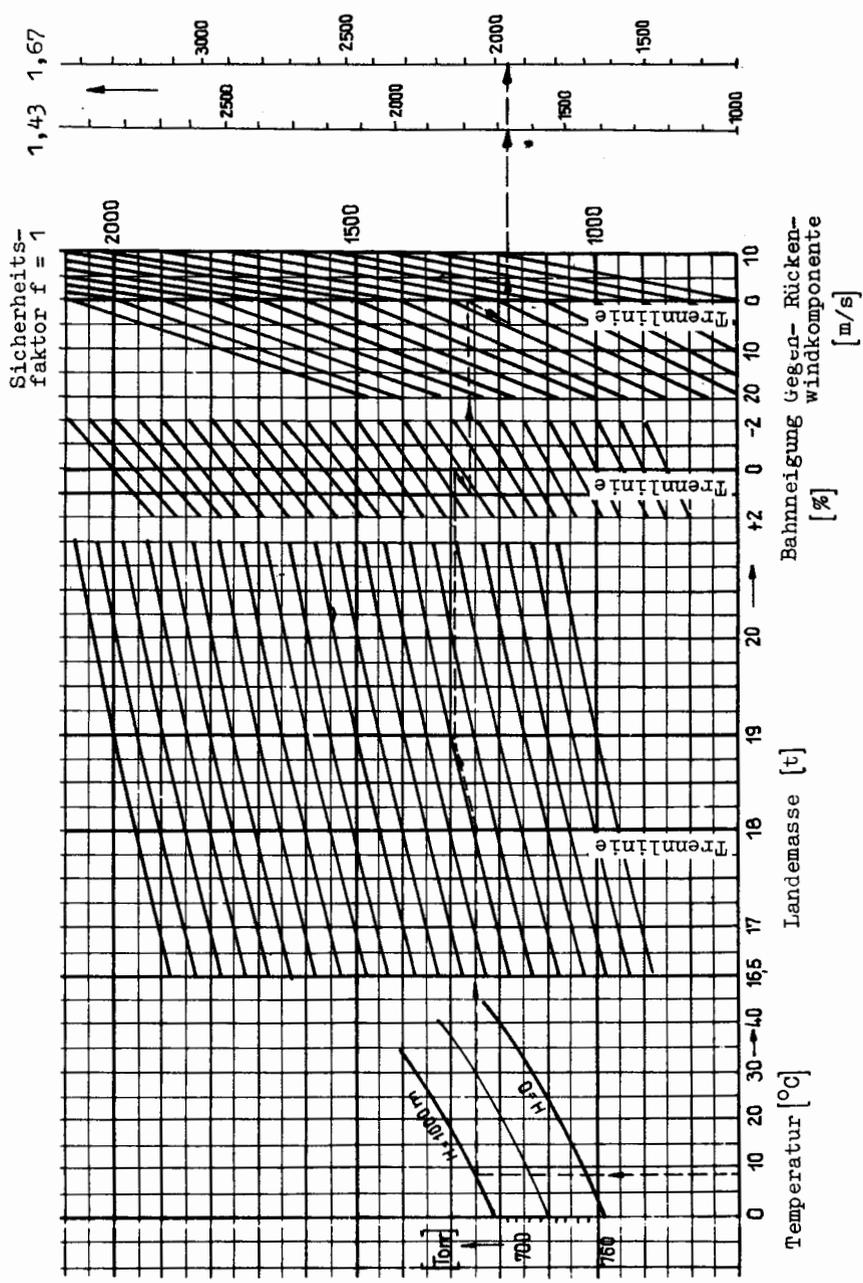


Abb. 48 Landestrecke aus 15 m Höhe

1.10.
1.10.1.
1.10.2.
1.10.3.
1.10.4.
1.10.5.
1.10.6.
1.10.7.
1.11.

1.10. Zulässige Belastung der Konstruktion

1.10.1. Das Flugzeug ist nicht kunstflugtauglich.

1.10.2. Maximal zulässiges Lastvielfaches im Schwerpunkt

Flugmasse [t]	19	20	21
n _{zul}	2,92	2,85	2,80

1.10.3. Maximal zulässige Querneigung

Flug mit zwei Triebwerken	Sichtflug	30°
	Instrumentenflug	15° bis 20°
Flug mit einer Luftschraube in Segelstellung		15°

1.10.4. Maximale Flächenbelastung: 290 kg/m²

1.10.5. Maximale Passagieranzahl: 52

1.10.6. Zulässige Belastung des Bodens der Frachträume:

Frachtraum I	600 kg/m ²
Durchgang im Frachtraum I	400 kg/m ²
Frachtraum II und III	400 kg/m ²
Passagierkabine (nach Einbau der Bodenroste)	400 kg/m ²

1.10.7. Maximal zulässige Last in den Frachträumen

Frachtraum I:	1500 kg
Frachtraum II:	400 kg
Frachtraum III:	850 kg

1.11. Mindestbesatzung

Die Mindestbesatzung hat für alle Flüge aus einem Kommandanten und einem 2. Piloten zu bestehen.

2. Vorbereitung des Fluges, Vorflugkontrolle, Anlassen und Abbremsen der Triebwerke

2.
2.1.
2.1.1.
2.1.2.

2.1. Vorbereitung des Fluges

2.1.1. Auswahl der günstigsten Reise Flughöhe

Empfohlene Reisehöhe [m]									
2400	3000	3600	4200	4800	5100	5400	5700	6000	7000
2100	2700	3300	3900	4500	4800	5100	5400	5700	6000
100	150	200	250	300	350	400	450	500	500
Länge der Flugstrecke [km]									

Steigt die Gegenwindkomponente zwischen der unteren und der oberen empfohlenen Reisehöhe um mehr als 20 km/h an, ist die nächste niedrigere Flugfläche zu wählen.

2.1.2. Berechnung der notwendigen Betankung

Die vor dem Flug aufzutankende Kraftstoffmenge setzt sich wie folgt zusammen:

1. Verbrauch während der Bodenlaufzeit am Starthafen (kann von der Startmasse abgesetzt werden).
2. Verbrauch für den Flug zum Zielflughafen (d. h. für den ³⁰⁰⁰Start, den Steigflug, Reiseflug und Sinkflug).
3. Verbrauch für den Flug vom Ziel- zum Ausweichflughafen (d.h. für Steigflug, Reiseflug und Sinkflug).
4. Zuschlag für den Einfluß des Gegenwindes (Rückenwindeinfluß bleibt aus Sicherheitsgründen unberücksichtigt).
5. Navigationsreserve für 45 min Flug in niedrigen Flughöhen (dieser Sicherheitszuschlag kompensiert unvorhergesehene Verzögerungen, Verbrauch beim Rollen am Ausweichhafen, Fehler bei der Berücksichtigung des Gegenwindes, Abweichungen des Kraftstoffverbrauches der Triebwerke von der Norm und den nichtausfliegbaren Rest der Kraftstoffanlage).¹⁾

Beispiel für die Berechnung der notwendigen Betankung:

		Zielflughafen	Ausweichhafen	
Angenommene Werte	Flugstrecke [km]	1100	150	
	Reisehöhe [m]	6000	2700	
	Mittlere Reiseflugmasse [t]	20	19	
	Drosselstellung °YIPT	Reiseflug	52	34
		Steigflug (mit $v_v \max$)	65	
		Sinkflug	23	
	Mittlere Temperaturabweichung [°C]	INA+20		
	Erhöhung der Flugzeit gegenüber Windstille (für Flug zum Ziel- und zum Ausweichhafen) [min]	15		
	Bodenlaufzeit am Starthafen [min]	20		
Am Beginn des Fluges zum Zielflughafen wird eine Startmasse von 21 t und am Beginn des Fluges zum Ausweichhafen von 19,5 t angenommen.				

1) Nach ICAO-Empfehlungen. Nationale Festlegungen sind zu beachten.

2.2.
2.2.1.

Berechnung:				
Pos.	Bezeichnung	Ermittlung	Menge [kg]	
1	Bodenlauf	Der mittlere Verbrauch beim Rollen am Boden beträgt 10 kg/min (20 min = 200 kg)	200	
2	Flug zum Ziel Flughafen	Start	Während eines Startes bis zum Beginn des Steigfluges werden max. 30 kg Kraftstoff verbraucht	30
		Steigflug	In Abb. 19 wird für die Startmasse 21 t unter den genannten Bedingungen ein Steigflugverbrauch von 450 kg bei einer zurückgelegten horizontalen Entfernung von 170 km ermittelt	450
		Sinkflug	In Abb. 21 wird für die Flugmasse 19 t unter den genannten Bedingungen ein Sinkflugverbrauch von 300 kg bei einer zurückgelegten horizontalen Entfernung von 160 km ermittelt.	300
		Reiseflug	Nach Abb. 31 erhält man für die mittlere Flugmasse von 20 t und die Reishöhe 6000 m eine relative Reichweite von 0,65 km/kg. Der Reiseverbrauch ergibt sich aus der Länge der Flugstrecke vermindert um die horizontalen Strecken des Steig- und Sinkfluges dividiert durch 0,65 km/kg: $\frac{1100 - 170 - 160}{0,65} \left[\frac{\text{km}}{\text{km/kg}} \right] = 1190 \text{ kg}$	1190
3	Flug zum Ausweichhafen	Steigflug	In Abb. 19 wird für die Startmasse 19,5 t unter den genannten Bedingungen ein Steigflugverbrauch von 160 kg bei einer zurückgelegten horizontalen Entfernung von 45 km ermittelt.	160
		Sinkflug	In Abb. 21 wird für die genannten Bedingungen ein Sinkflugverbrauch von 140 kg bei einer zurückgelegten horizontalen Entfernung von 65 km ermittelt.	140
		Reiseflug	Analog zur Berechnung des Reisefluges zum Ziel Flughafen erhält man aus Abb. 33 die relative Reichweite von 0,488 km/kg und damit: $\frac{150 - 45 - 65}{0,488} \left[\frac{\text{km}}{\text{km/kg}} \right] = 82 \approx 90 \text{ kg}$	90
4	Zuschlag für Gegenwindeinfluß	Der Berechnung des Zuschlags für den Einfluß des Gegenwindes wird ein mittlerer Verbrauch im Reiseflug von 800 kg/h zugrunde gelegt. Für eine Verlängerung der Gesamtflugzeit für den Flug zum Ziel- und zum Ausweichhafen von 15 min gegenüber Windstille erhält man die Zusatzmenge: $800 \frac{\text{kg}}{\text{h}} \cdot \frac{15}{60} \text{ h} = 200 \text{ kg}$	200	
5	Navigationsreserve	Für die Navigationsreserve wird ein Kraftstoffverbrauch in niedrigen Höhen von 850 kg/h angenommen. Für 45 min ergibt sich ein Verbrauch von 640 kg.	640	
			Σ 3400	

2.2. Übernahme des Flugzeuges und Vorflugkontrolle durch die Besatzung

2.2.1. Die Vorflugkontrolle des Flugzeuges durch den Bordmechaniker

1. Er überprüft die Borddokumente auf ihre Vollzähligkeit und Gültigkeit und auf Vermerke über die letzten Beanstandungen und ihre Behebung.
2. Er veranlaßt oder überzeugt sich davon, daß
 - neben dem Flugzeug Feuerlöschmittel aufgestellt sind;
 - Bremsklötze vor den Hauptfahrwerksrädern liegen;

- alle Schutzbezüge und Blindverschlüsse mit Ausnahme der Triebwerkseinlaufstopfen, die erst unmittelbar vor dem Anlassen abgenommen werden, entfernt sind;
- die Kabine bei Temperaturen über +25 °C gekühlt und unter +10 °C vorgeheizt wird (die Kabinentemperatur soll 15 bis 20 °C betragen);
- die gesamte Oberfläche des Flugzeuges, insbesondere die Luftschrauben, Triebwerkseinläufe, Fenster, Beschläge der Ruder und der Landeklappen, Antennen und Staurohre frei von Reif, Eis und Schnee sind;
- die Bordakkumulatoren in einwandfreiem Zustand sind (Überprüfung nach 5.12.2.);
- bei Schmierstoffeintrittstemperaturen unter -15 °C (unabhängig von der Temperatur der Außenluft) die TW vorgewärmt sind;
- bei Außenlufttemperaturen unter -25 °C das TF -16 vorgewärmt ist;
- die notwendige Menge Kraftstoff in den Behältern ist;
- die Behälter für Schmierstoff, Wasch- und Einspritzwasser (wenn erforderlich) ordnungsgemäß gefüllt sind;
- der Fäkalienbehälter abgelassen und mit neuer Toilettenflüssigkeit gefüllt wird;

Er kontrolliert in nachstehender Reihenfolge auf der linken Seite:

- die Rumpfbehütung und die Fenster auf Beschädigungen (Kratzer in der Behütung der Druckkabine dürfen die Tiefe von 1 % der Blechdicke nicht überschreiten. Die minimale Blechdicke beträgt 1 mm). Die technische Prüfung ist in jedem Falle zu Rate zu ziehen;
- die Hauptfahrwerksklappen, die Triebwerkshauben und die Luken; an der Gondel auf zuverlässigen Verschluss
- den Zustand der Reifen des Hauptfahrwerks (Übereinstimmung der Marken auf Felge und Reifen);
- die statische Einfederung des Federbeins und der Reifen;
- das Federbein auf Dichtheit;
- die Entbremsautomaten auf zuverlässige Befestigung;
- die Bremsschläuche auf einwandfreien Zustand und Dichtheit;
- die elektrischen Leitungen auf einwandfreien Zustand und richtige Befestigung;
- die Sicherung der Radmuttern;
- die Radnaben auf austretendes Schmierfett;
- die Erdungsseile auf richtige Länge;
- die kleinen Fahrwerksklappen auf Beschädigungen;
- die Luftschraube (Nabe, Blätter und Heizelemente) auf Beschädigungen;
- den Triebwerksrotor auf Leichtgängigkeit und normales Laufgeräusch (Achtung! Falsche Drehrichtung beschädigt die Antriebe der Startergeneratoren);
- die Einstellwinkel ($\varphi_0 = 8^\circ$) der Luftschraubenblätter;
- die Tragfläche und Landeklappe, das Querruder und Trimmruder, die Verglasung der Landescheinwerfer und Positionslichter auf Beschädigungen;
- die Kraftstoffbehälter und Pumpen auf Dichtheit;

- die Drainage und Abableitungen auf Kraftstoffaustritt;
- die elektrostatischen Entlader auf Vollzähligkeit und einwandfreie Beschaffenheit.

Er überprüft in nachstehender Reihenfolge am Rumpfbug:

- die Rumpfbehütung auf Beschädigungen;
- die Verglasung der Kabine auf Beschädigungen;
- die Radarnase, die Funk- und Geräteluke auf zuverlässigen Verschuß (Plombe!);
- die Magazine der Signalraketen (Füllung und Blindstopfen);
- ob die Staurohrbezüge, die Blindstopfen der Druckgeber und die Verkleidung des PMO abgenommen sind;
- die Frachtluke und die Bugfahrwerksklappen auf zuverlässigen Verschuß;
- den Zustand der Reifen des Bugfahrwerks;
- die statische Einfederung des Bugfahrwerks und der Reifen;
- die Sicherung der Radmuttern der Bugräder;
- die Meßstellen des statischen Druckes auf Verunreinigungen und Beschädigungen.

Er kontrolliert die rechte Seite des Flugzeuges in der gleichen Weise, wie oben für die linke Seite beschrieben wurde.

Er kontrolliert in nachstehender Reihenfolge am Rumpfheck:

- die Behütung des Rumpfes und des Leitwerks (Leitwerksnasen!) auf Beschädigungen;
- die elektrostatischen Entlader auf einwandfreie Beschaffenheit;
- die Verglasung beider Drehkennleuchten und der Heckleuchte auf Beschädigungen;
- die zuverlässige Unterbringung des Erdungsseils und den Verschuß der Klappe;
- die Gepäckraumtür, die Luken für den Toiletten- und Belüftungsaußenbordschluß auf ordnungsgemäßen Verschuß;
- den Wassereinfüllstutzen auf sachgemäße Verriegelung und die dazugehörige Luke auf ordnungsgemäßen Verschuß;
- die Antennen des Funkhöhenmessers auf mechanische Beschädigungen.

Er überprüft in der Passagierkabine und in den Frachträumen:

- die Einstiegstür und die Bordtreppe auf Beschädigungen und einwandfreie Funktion;
- die Gummidichtung der Einstiegstür auf Beschädigungen;
- die Luke zum Heckraum auf richtigen Verschuß (Plombe!);
- die ordnungsgemäße Unterbringung der Losteile;
- die Gepäckraumtüren auf sicheren Verschuß;
- die Feuerlöscher auf Unversehrtheit (Plombe!);

- die Fenster auf Beschädigungen;
- die Notausstiege auf richtigen Verschluss (Plombe!, Sicherungstifte entfernen!);
- die Befestigung der Deckenverkleidung;
- die ordnungsgemäße Funktion der Kabinenbeleuchtung (einschl. Frachträume und Toilette);
- die Sauberkeit der Wandverkleidung, des Fußbodens, der Sitze und Aschenbecher;
- die einwandfreie Funktion (Heizung der Container) des zusätzlichen Bordbuffets;
- die Einsatzfähigkeit der Sauerstoffflasche (normaler Druck 30 kp/cm²);
- in allen Räumen die Entfernung von Fremdkörpern;
- die Arbeit der Toilettenpumpe.

Er überprüft in der Besatzungskabine:

- die Füllung der Sauerstoffflasche;
- die einzelnen Instrumententafeln auf ordnungsgemäße Befestigung;
- die Bordinstrumente auf Beschädigungen;
- die richtige Stellung aller Schalter und Sicherungsschalter auf den Gerätetafeln;
- die Einschaltung aller Sicherungen an der Sicherungstafel;
- die richtige Stellung der Umschaltventile der Druckleitungen;
- die Neutralstellung der Fahrwerks- und Landeklappenschalter;
- die Verplombung der Schalter "Anlassen in der Luft"

- die Stellung der Stoppventile (geöffnet);
- die Stellung des Schalters des Luftschaubenanschlages ("am Anschlag");
- die Stellung der hydraulischen Segelstellungsventile;
- die richtige Anzeige der Kraftstoffvorratsmesser (s. unter 5.5.1.3.);
- die richtige Einstellung der Summenkraftstoffverbrauchsmesser;
- die vollständige Füllung der Entnahmegruppe;
- die Anzeige der Schmierstoffvorratsmesser;
- die Anzeige des Vorrats an Hydraulikflüssigkeit;
- die Neutralstellung der Trimmeruder;
- die Arbeit der Kraftstoffpumpen und ihrer Signalisation;
- die Arbeit der Brandhähne und des Verbindungshahnes;
- die einwandfreie Funktion der Geber der Feuerlöschanlage;
- die Positionslichter, die Landescheinwerfer, die Drehkennleuchten und die Instrumentenbeleuchtung;
- die Blockierung der Ruder;
- die Vollzähligkeit der Ersatzsicherungen und Ersatzlampen;
- die Anzeigen der Volt- und Amperemeter;
- die Arbeit des Umformers П0-750. Unter der Belastung von 700 bis 750 W

2.2.2.

(Einschalten der UKW-Station in Sendebetrieb) muß die Spannung 115 V \pm 3,5 V betragen;

- die Arbeit des Umformers ITT -1000. Die Spannung dieser Umformer muß unter Belastung 36 \pm 2 V betragen;
 - die Ölkühlerautomatik (dazu werden die Klappen in der Stellung "Hand" geöffnet; in der Stellung "Automat" müssen sie selbsttätig zufahren);
 - die richtige Stellung der Schalter für die Überprüfung des Autopiloten am Boden (s. 5.13.2.);
 - die Anlage MB-41 auf ihre Funktionstüchtigkeit (nach 5.3.7.2.).
3. Er meldet dem Kommandanten den Abschluß der Vorflugkontrolle, die Einsatzbereitschaft des Flugzeugs (einschließlich der Besonderheiten des technischen Zustands) und die vorhandene Betankung.

2.2.2. Die Vorflugkontrolle des Flugzeuges durch den 2. Piloten

1. Er überprüft in den Frachträumen:

- die vorschriftsmäßige Beladung für die Einhaltung des Schwerpunktes;
- die vorschriftsmäßige Verzerrung und Unterbringung der Fracht und des Gepäcks;
- die Entfernung aller Fremdkörper.

2. Er trifft folgende Vorbereitungen im Cockpit:

- 1 - Einstellung des Sitzes und der Pedalen;
 - 4 - Überprüfung der Anzeigen der Höhenmesser (bei Nullanzeige darf die Differenz zum QFE max. 1,5 Torr betragen);
- Achtung!** Die Korrektur der Anzeigen im Flugzeug ist nicht statthaft.
- 5 - Überprüfung der Borduhren;
 - 3 - Überprüfung der Fehlertabellen für Fahrtmesser, Höhenmesser und Kompaß auf Vollzähligkeit;
 - 7 - Einstellung der richtigen geographischen Breite an der Bedientafel des Kurssystems und der Deviation (0°) am Gerät KM-8;
 - 8 - Überprüfung aller Schalter der Klimaanlage auf ihre vorgeschriebene Stellung;
 - 9 - Überprüfung der Funktion der Enteisungsanlage der Staurohre und statischen Druckgeber;
 - 10 - Überprüfung der Heizung der Vorleitapparate (Schalter für 40 s in die Stellung ausgeschaltet bringen);
 - 6 - Überprüfung des Druckreglers auf richtige Einstellung;
 - 11 - Überprüfung aller Bedienteile des Bordradargerätes auf ihre vorgeschriebene Stellung;
 - 12 - Überprüfung der Eigenverständigungsanlage (zur Stewardess);
 - 2 - Überprüfung des Federkompensators des Seitenruders (bei verriegelten Rudern müssen die betätigten Seitenruderpedalen in ihre neutrale Stellung selbständig zurückkehren).

3. Er meldet dem Kommandanten den Abschluß der Vorbereitungsarbeiten und die vorschriftsmäßige Beladung.

2.2.3.
2.3.
2.3.1.

2.2.3. Die Vorflugkontrolle des Flugzeuges durch den Kommandanten

1. Er prüft die Zulassungspapiere des Flugzeuges auf Gültigkeit

2. Er kontrolliert außen am Flugzeug:

- die Oberflächen des Flugzeuges auf Beschädigungen und Eisfreiheit;
- die Entfernung aller Blindstopfen, der Staurohrbezüge und der Verkleidung des PMO;
- die Einholung des Erdungsseiles;
- den Zustand des Fahrwerks und der Reifen;
- die Entbremsautomaten;
- Verschluß aller Luken;
- die Neutralstellung aller Trimmruder;
- die Auffüllung der Signalraketen-Magazine.

3. Er trifft folgende Vorbereitungen im Flugzeug:

- Überprüfung aller Räume auf Fremdkörper;
- Überprüfung der Unterbringung und Verzurrung der Beladung;
- Einstellung des Sitzes und der Pedalen;
- Überprüfung der Anzeigen der Bordinstrumente;
- Überprüfung des Vorrats an Kraft- und Schmierstoff;
- Überprüfung der Einschaltung aller Sicherungsautomaten.

2.3. Anlassen, Abstellen und Abbremsen der Triebwerke

2.3.1. Turbogeneratoranlage TF -16

2.3.1.1. Vorbereitung des Anlassens

1. Schmierstoffvorrat prüfen;
2. Blindstopfen im Abgasrohr entfernen;
3. Bei Temperaturen unter -25°C ist das TF -16 vorzuwärmen;
Bei Temperaturen zwischen -10°C und -25°C sind zur Erwärmung vor der Belastung des TF -16 zwei Probeanlaßvorgänge durchzuführen.
4. Stromversorgung auf "Bord" oder "Außenbord" stellen ^{x)};
5. Schalter der Notschiene in neutrale Position stellen;
6. Feuerlöschanlage einschalten;
7. Die Kraftstoffförderpumpen der rechten Seite einschalten;
8. Umschalter in die Stellung "Anlassen";
9. Speiseschalter einschalten;
10. Brandhahn des TF -16 öffnen.

^{x)} (das Anlassen des TF -16 kann mit Hilfe einer Außenbordstromquelle von 24 bis 28,5 V oder von den Bordakkus erfolgen). Beim Anlassen von einer Außenbordstromquelle muß eine grüne Lampe der Steckdosen an der Schalttafel des Bordnetzes brennen (Nr. 1).

2.3.1.2. Anlassen und Kontrolle des Anlaßvorganges

1. Anlaßknopf für 1 bis 1,5 s drücken (Lampe "TF -Anlauf" leuchtet auf);
2. Die Spannung im Netz darf nicht unter 16 V absinken;
3. Die Abgastemperatur darf für die Dauer von max. 3 s auf max. 900 °C ansteigen (Temperaturen von 680 bis 720 °C sind als normal anzusehen);
4. Die Drehzahl muß stetig ansteigen und darf 35000 min⁻¹ nicht übersteigen;
5. Nach 15 bis 17 s muß der Schmierstoffdruck mindestens 3,5 kp/cm² betragen;
6. Nach Erreichen der Drehzahl von 29000 min⁻¹ muß die grüne Lampe "TF bereit" aufleuchten und die Lampe "TF -Anlauf" muß verlöschen;
7. Der Anlaßvorgang darf die Zeit von 28 s nicht überschreiten;
8. Die Spannung des FC-24A muß nach Abschluß des Anlaßvorganges 28,5 V betragen (gegebenenfalls durch den Widerstand BC-25B nachregeln).

Achtung!

Werden die genannten Sollwerte nicht erreicht oder überschritten, ist das Anlassen durch Drücken des Knopfes "Abstellen TF" zu unterbrechen. Der Knopf "Anlassen TF" darf erst nach vollständigem Stillstand des Rotors gedrückt werden.

Steigt die Drehzahl während des Anlassens nicht weiter und die Temperatur erhöht sich, ist der Knopf "Abstellen TF" zu drücken und einmal kalt durchzudrehen.

Der Generator FC-24A darf erst an das Netz geschaltet werden, wenn die Lampe "TF -Anlauf" verloschen ist.

Wird der Turbogenerator unmittelbar nach einem Fluge benötigt, ist seine Heizung während des Fluges einzuschalten.

Das Anlassen des TF -16 von den Generatoren CTF -18 ist verboten.

2.3.1.3. Kaltes Durchdrehen des Turbogenerators

1. Vorbereitung wie unter Anlassen;
2. Umschalter in die Stellung "Kaltdurchdrehen";
3. Anlaßknopf für 1 bis 1,5 s drücken (Lampe "Anlassen" leuchtet auf);
4. Die Drehzahl muß 7500 min⁻¹ übersteigen;
5. Nach 10 s muß sich der Startergenerator automatisch abschalten;
6. Zur Unterbrechung des Kaltdurchdrehens muß der Knopf "Abstellen TF" gedrückt werden.

2.3.1.4. Brandbekämpfung im Bereich des TF -16

Beim Ausbrechen eines Brandes im Bereich des Turbogenerators leuchtet an der Feuerlöschtafel die Knopflampe "Rechte Gondel" auf; die Feuerlöscher OC-8M der ersten Reihe entladen sich automatisch (die gelben Lampen 1,1A und 1B müssen verlöschen).

Die Besatzung hat folgende Tätigkeiten auszuführen:

1. Das Anlassen der Triebwerke ist zu unterbrechen (Triebwerke abstellen) (LP).
2. TF - 16 abstellen (LP).

3. Der Brandhahn des ТГ -16 ist zu schließen (L.P);
4. Der Generator ГС-24 ist abzuschalten (BM);
5. Frühestens 10 s nach der Löschung ist der Hauptschalter der Feuerlöschanlage in die neutrale Position und danach wieder in die Stellung "Löschen" zu verstellen. Leuchtet die rote Knopflampe erneut auf, ist die zweite Reihe der Feuerlöscher zu entleeren und diese Prüfung zu wiederholen (K.BM).

2.3.1.5. Abstellen des ТГ -16

Nach Zuschaltung der Gleich- und Wechselstromgeneratoren ist der Generator ГС-24А zu überprüfen und vom Netz zu trennen. Danach kann der Turbogenerator durch Drücken des Abstellknopfes abgestellt werden. Nach Stillstand des Rotors ist der Brandhahn zu schließen.

2.3.2. Triebwerke АМ -24

2.3.2.1. Vorbereitungen zum Anlassen der Triebwerke am Boden

- Die Vorbereitungen der Besatzung unter 2.2. müssen abgeschlossen sein.
- Die Blindstopfen aus den Triebwerkseinläufen sind zu entfernen.
- Vor dem Flugzeug dürfen sich keine unbefugten Personen aufhalten oder Hindernisse befinden.
- Im Bereich der Luftschrauben muß der Standplatz des Flugzeuges frei von Steinen, Eis und Schmutz sein.
- Bei Schmierstoffeintrittstemperaturen unter -15°C sind die Triebwerke vorzuwärmen.
- Das Bodenpersonal hat seine Plätze einzunehmen und die Bereitschaft zum Anlassen anzuzeigen.
- Druck in der Hydraulikanlage überprüfen (mindestens 110 kp/cm^2).
- Standbremse muß gezogen sein.
- Feuerlöschanlage einschalten.
- Drosselhebel auf 0° VHPT einstellen.
- Wahlschalter in die Stellung rechts oder links verstellen.
- Umschalter in die Stellung Boden stellen.
- Brandhähne öffnen.
- Kraftstoffförderpumpen einschalten.
- HPT -System einschalten.
- Schalter des Zwischenanschlages in die Stellung "vom Anschlag" stellen.
- Umformer HO-750 einschalten; Umschalter des Umformers in die Stellung "Luft" stellen und die Spannung der Notschiene (115 V) prüfen.
- Schalter der Notschiene in die neutrale Stellung bringen.
- **DIM-Geräte einschalten**

2.3.2.2. Das Anlassen der Triebwerke durch eine Außenbordstromquelle

1. Stellung des Bordnetzschalters überprüfen (Stellung „AUSSENBORD“).
2. Nach erhaltener Anlaßerlaubnis (Freizeichen des Bodenpersonals) wird der Anlaßknopf für 2 bis 3 s gedrückt (die weiße Kontrollampe der Anlaßautomatik muß aufleuchten) und gleichzeitig die Stoppuhr in Gang gesetzt. Die 1., 15., 20., 25. und 30. Sekunde ist anzusagen.

1. Änderung, BB-An 24-4/85

Der Anlaßvorgang ist durch Drücken des Unterbrechungsknopfes und durch Schließen des Stoppventils zu unterbrechen,

- wenn die Temperatur 28 s nach Anlaßbeginn nicht ansteigt;
- wenn die Spannung unter 16 V abfällt; (15 sec)
- wenn der Anlaßstrom länger als 4 s über 1000 A beträgt.
- wenn die Abgastemperatur über 750 °C ansteigt;
- wenn die Drehzahl nicht ununterbrochen ansteigt;
- wenn 30 s nach Anlaßbeginn kein Schmierstoffdruck anliegt;
- wenn der Startergenerator bei Drehzahlen unter 33 % abschaltet;
- wenn 60 s nach Erreichen der Leerlaufdrehzahl der Schmierstoffdruck unter 3 kp/cm² liegt.

Achtung!

1. Es ist verboten, beim Anlassen am Boden, den Schalter "Anlassen in der Luft" zu betätigen.
2. Es ist verboten, den Starter-Generator vor Erreichen der Leerlaufdrehzahl des Triebwerkes an das Bordnetz anzuschließen.
3. Schaltet sich der Starter-Generator bei Drehzahlen über 48 % nicht ab (darauf ist besonders bei höher gelegenen Flugplätzen zu achten), ist seine Abschaltung von Hand durch Drücken des Anlaß-Unterbrechungsknopfes vorzunehmen.
4. Es ist verboten, den Wahlschalter "rechts-links" umzuschalten, bevor das Triebwerk die Leerlaufdrehzahl erreicht hat.
5. Übersteigt die Abgastemperatur beim Anlassen 760 °C ist das Triebwerk entsprechend der Triebwerks-Wartungsvorschrift zu überprüfen.
6. Die Unterbrechung des Anlaßvorganges erfolgt stets durch Drücken des Unterbrechungsknopfes und durch Schließen des Stoppventils. Fällt der Kraftstoffdruck vor den Einspritzdüsen in diesem Falle nicht sofort ab, ist die Luftschraube dieses Triebwerkes hydraulisch in Segelstellung zu fahren und der Brandhahn zu schließen. Bis zur Ermittlung der Fehlerquelle darf das Triebwerk nicht wieder angelassen werden.
7. Es ist verboten, die Triebwerke anzulassen, wenn die Bord-Akkumulatoren nicht einsatzfähig sind.
8. Die Außenbordstromquellen sind so anzuschließen, daß die Generatorquelle an der ersten und die Akkumulatoren-Stromquelle an der zweiten Steckdose angeschlossen wird.
9. Nach einem mißlungenen Anlaßvorgang, bei dem keine Entflammung stattfand, aber Kraftstoff zugeführt wurde, ist der Anlaßvorgang erst zu wiederholen, nachdem das Triebwerk 35 s kalt durchgedreht wurde.
10. Geht das Triebwerk nur zögernd auf Leerlaufdrehzahl über, kann die Ursache frühzeitiges Abschalten des Startergenerators sein (Bei der Einstellung einer höheren Abschaltedrehzahl darf die obere Grenze von 48 % nicht überschritten werden).

2.3.2.3. Das Anlassen der Triebwerke vom Turbogenerator

Das Anlassen der Triebwerke vom Turbogenerator erfolgt in der gleichen Weise wie von einer Außenbordstromquelle. Zusätzlich bzw. in Abweichung davon ist folgendes durchzuführen:

1. Der Umschalter des Bordnetzes ist in die Stellung Bordnetz zu bringen.
2. Nach Prüfung der Spannung des Generators T C-24A ist dieser an das Bordnetz zu schalten.

Der Anlaßvorgang wird in der gleichen Weise kontrolliert wie beim Anlassen

von einer Außenbordstromquelle. 30 bis 40 s nach Anlaßbeginn muß der Strom im Anlaßstromkreis 400 bis 500 A und die Spannung 55 bis 60 V betragen. Während des Anlassens ist die Überwachung der Arbeit des Turbogenerators zusätzlich notwendig (zulässige Werte siehe unter 5,11.1.).

2.3.2.4. Das kalte Durchdrehen des Triebwerkes

1. Wahlschalter in die Position (rechts oder links) des entsprechenden Triebwerkes stellen.
2. Den Umschalter in die Position "Boden" stellen.
3. Den Umschalter in die Stellung "Kaltdurchdrehen" bringen.
4. Die Drosselhebel in die Stellung 0° VIIPT bringen.
5. Das Stoppventil des entsprechenden Triebwerkes schließen.
6. Nach Verständigung mit dem Bodenpersonal und erhaltenem Freizeichen den Anlaßknopf drücken. Die Abschaltung erfolgt nach 35 s automatisch.
7. Falls erforderlich, kann das kalte Durchdrehen mit Hilfe des Knopfes "Unterbrechung des Anlaßvorganges" vorzeitig von Hand beendet werden.

2.3.2.5. Abbremsen der Triebwerke und Funktionsprobe der Anlagen des Flugzeuges

Das Abbremsen der Triebwerke und die Überprüfung der Anlagen des Flugzeuges werden vom Bordmechaniker und einem Flugzeugführer gemeinsam durchgeführt. Abbildung 49 stellt das Abbremsdiagramm dar. Die Überprüfungen 1 bis 13 werden im folgenden beschrieben. Während dieser Überprüfungen ist die Bugradlenkung in die Stellung "Rollen" zu bringen.

Achtung! Triebwerksschwingungen in allen Regimen nicht größer als 4,5 g. Die Überprüfung des rechten Triebwerkes bei arbeitendem linken Triebwerk muß bei konstanter Drehzahl des linken Triebwerkes erfolgen (22° VIIPT), um Fehlanzeigen der Triebwerk-Überwachungsgeräte des rechten Triebwerkes zu verhindern, (P_{IKM} , IB-41) auf Grund des Sinkens der Frequenz des Wechselstromgenerators des linken Triebwerkes, der das Bordnetz speist.

① Anlassen (s. 2.3.2.)

② Warmlaufen

Das Warmlaufen des Triebwerkes erfolgt bei Leerlauf (0° VIIPT) bis die Schmierstofftemperatur von 40°C erreicht ist. Bei einer Standzeit des Triebwerkes von länger als 5 Std. sind 5 min Warmlaufen bei Leerlauf vorgeschrieben.

Sollwerte:

$91\% < n < 94\%$
Schmierstoffdruck $> 3 \text{ kp/cm}^2$
Kraftstoffdruck: 11 bis 18 kp/cm^2

③ Erwärmung des Öls in der Luftschaubennabe

Die Triebwerksleistung ist zweimal von Leerlauf bis $0,6 N_{\text{nom}}$ (34° VIIPT) zu erhöhen.

Sollwerte:

$98,5\% < n < 100,5\%$
Schmierstoffdruck: $4,5 \text{ kp/cm}^2$

④ Funktionsprüfungen

Nach Einstellung der Triebwerksleistung $0,4 N_{nom}$ (22° VIIPT) werden folgende Funktionsprüfungen vorgenommen:

- Gleichstromgeneratoren (Spannung und parallele Arbeit);
- Wechselstromgeneratoren;
- Radiokompasse;
- Klimaanlage;
- Autopilot (nach 5.13.2.);
- Enteisungsanlagen (nach 5.9.1.);
- Radaranlage (nach 5.14.1.);

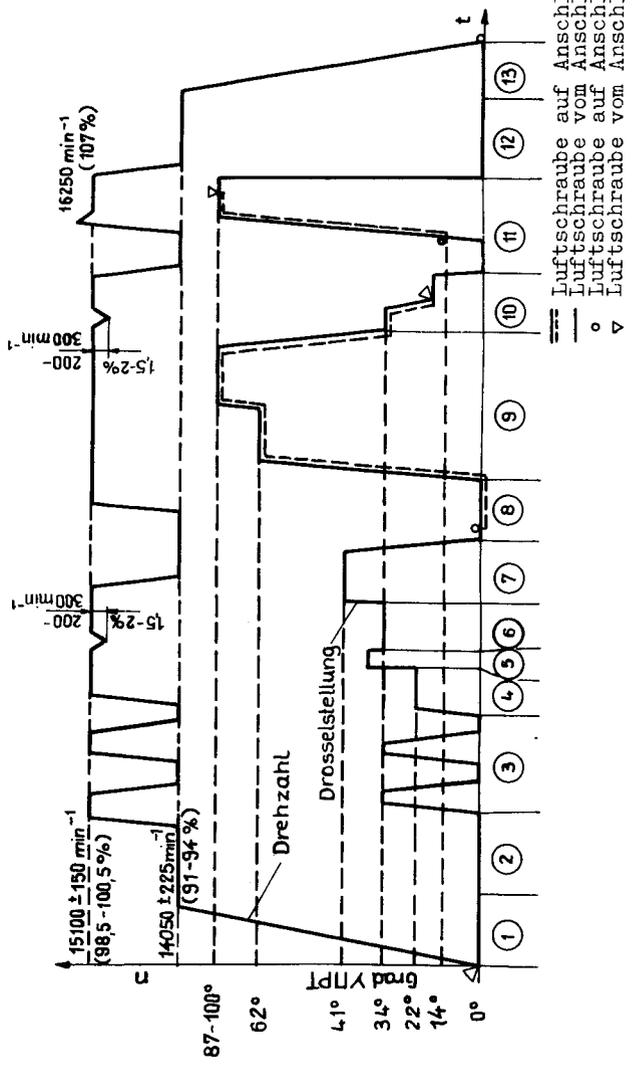


Abb. 49 Abbremsdiagramm

- Kurssystem (nach 5.15.1.1.);
- Funkstationen;
- Landeklappenbetätigung;
- Kraftstoffförderpumpen (Signalisation).

⑤ Überprüfung des ППТ-Systems (5.3.6.2.)

⑥ Teilweise Segelstellung

Die Leistung des Triebwerkes auf $0,6 N_{nom}$ (34°VНПТ) einstellen und den Knopf "teilweise Segelstellung" für 0,2 bis 0,3 s drücken. Die Drehzahl muß dabei 1,5 bis 2 % abfallen und danach wieder ansteigen, wenn die Anlage normal funktioniert.

Achtung! Ein Abfall der Drehzahl unter 96,5 % ist nicht zulässig. Bei Drehzahlabfall unter diesen Wert ist das Triebwerk mit Hilfe des Stoppventils unverzüglich stillzusetzen!

⑦ Automatische Segelstellung (ИКМ)

Die Leistung des Triebwerkes auf $0,7 N_{nom}$ (41°VНПТ) erhöhen, den Prüfschalter der automatischen Segelstellung betätigen und festhalten. Danach den Drosselhebel des Triebwerkes auf 0°VНПТ zurücknehmen. Bei ordnungsgemäßer Funktion der automatischen Segelstellung durch den ИКМ-Druck müssen jetzt die orangefarbene Lampe "Segelstellungspumpe arbeitet" und die rote Lampe im Knopf КФЛ-37 aufleuchten. Der Prüfschalter kann in diesem Moment losgelassen werden. Die Lampen verlöschen nach Ablauf von 12 s.

Achtung! Wenn nach dem Betätigen des Prüfschalters eine Luftschraube ohne Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr in Segelstellung fährt (Abfall der Drehzahl und Anstieg der Abgastemperatur), ist das Stoppventil dieses Triebwerkes unverzüglich zu schließen.

⑧ Automatische Segelstellung (negativer Schub)

Bei angeschlossener Segelstellungsautomatik für negativen Schub ist im Leerlauf der Schalter des Zwischenanschlages in die Position "auf Anschlag" zu verstellen und der Prüfschalter "automatische Segelstellung nach negativem Schub" zu betätigen. Bei normaler Funktion der Anlage muß die rote Lampe im Knopf КФЛ-37 solange aufleuchten, wie der Prüfschalter betätigt wird.

⑨ Arbeit bei Startleistung

Der Schalter des Zwischenanschlages verbleibt in der Stellung "auf Anschlag". Der Drosselhebel wird zügig von Leerlauf auf Nominalleistung (65°VНПТ) und danach auf Startleistung (100°VНПТ) verstellt.

Sollwerte:

ИКМ -Druck	=	88 kp/cm ²	(bei Drehmomentbegrenzung)
	<	88 kp/cm ²	(bei Temperaturbegrenzung - ППТ-System arbeitet).

Anschließend Verringerung der Leistung auf $0,6 N_{nom}$ (34°VНПТ).

- ⑩ Überprüfung des Zwischenanschlages
 Die Drosselstellung von $0,6 N_{nom}$ (34° Ψ_{IPT}) langsam verringern, bis ein Drehzahlabfall auf 97,5 % eintritt. In diesem Moment den Zwischenanschlageschalter in die Position "vom Anschlag" bringen. Steigt die Drehzahl danach wieder auf 98,5 bis 100,5 % an, arbeitet der Zwischenanschlag einwandfrei.
 Danach die Leistung wieder auf 0° Ψ_{IPT} vermindern.
- ⑪ Beschleunigungsprobe
 Die Leistung wird auf Luftleerlauf erhöht (12 bis 16° Ψ_{IPT}). Der Schalter des Zwischenanschlages ist in die Position "auf Anschlag" zu bringen. Danach wird innerhalb von 1,5 bis 2 s die Leistung auf Startleistung (100° Ψ_{IPT}) erhöht. Nicht mehr als 15 s danach muß der maximale Kraftstoffdruck vor den Düsen anliegen. Während des Beschleunigens darf die Drehzahl 107 % nicht überschreiten. Nach 10 bis 15 s Arbeit bei Startleistung ist der Schalter des Zwischenanschlages in die Position "vom Anschlag" zu verstellen und die Drosselhebel im Verlaufe von 1,5 bis 2 s auf 0° Ψ_{IPT} zurückzunehmen.
 Während der Arbeit in Startleistung kann die Funktion der Wassereinspritzanlage gemäß 5.3.3.4. überprüft werden.
- ⑫ Abkühlen
 Das Triebwerk muß vor dem Abstellen 2 bis 3 min zur Abkühlung im Leerlauf arbeiten. Während dieser Zeit werden die Vorarbeiten für das Abstellen ausgeführt.
- ⑬ Abstellen
 Das Abstellen erfolgt gemäß 2.3.2.6.

2.3.2.6. Abstellen des Triebwerkes am Boden

Vor dem Abstellen muß das Triebwerk zur Abkühlung 2 bis 3 min im Leerlauf gearbeitet haben (siehe Anmerkung). Vor dem Abstellen sind außerdem folgende Arbeiten auszuführen:

1. Abschaltung aller elektrischen Verbraucher
2. Ausschalten des IPT -Systems und der Anlage IB-41
3. Abschalten der Flugüberwachungsinstrumente
4. Abschaltung des Umformers IT-1000
5. Ausschalten der Hauptbeleuchtung der Passagierkabine
6. Die Spannung der Gleichstromnotschiene prüfen
7. Die Gleich- und Wechselstromgeneratoren abschalten
8. Standbremse anziehen und Ruder blockieren

Zum Abstellen der Triebwerke sind die Stoppventile zu schließen. Ist die Bordstromversorgung durch Ausfall des Netzes nicht gewährleistet oder die Spannung unter 24 V, kann das Abstellen mit Hilfe einer Außenbordstromquelle oder durch Betätigung der hydraulischen Segelstellung erfolgen. Nach dem Abstellen sind die Kraftstoffförderpumpen auszuschalten. Die Auslaufzeit der Triebwerke darf von der Drehzahl 7 % an 55 s nicht unterschreiten.

Nach dem Stillstand der Triebwerke sind die folgenden Arbeiten auszuführen:

1. Die Stoppventile öffnen
2. Die Feuerlöschanlage abschalten
3. Die Schmierstoffkühlerklappen schließen
4. Den Schalter des Zwischenanschlages in die Stellung "auf Anschlag" bringen
5. Die Brandhähne schließen
6. Das Bordnetz ausschalten
7. Wird das Flugzeug für längere Zeit abgestellt, ist die Standbremse zu lösen und die Hauptfahrwerksräder sind durch Bremsklötze zu sichern.

Anmerkung: In Ausnahmefällen darf das Triebwerk ohne Abkühlungslauf stillgesetzt werden. Vor dem erneuten Anlassen sind jedoch die Luftschauben mit der Hand durchzudrehen und die Leichtgängigkeit und das Laufgeräusch zu prüfen. Bei unnormalen Geräuschen oder erschwertem Durchdrehen ist das Anlassen erst nach völliger Abkühlung wieder gestattet.
Wenn während des Rollens nach der Landung die Drosselstellung von 20° ⁰VIPT nicht überschritten wurde, ist das Abstellen ohne Abkühlungslauf zulässig.

3. Die Durchführung des Fluges

3.
3.1.
3.1.1.
3.1.2.

3.1. Die Durchführung von Linienflügen

3.1.1. Die Vorbereitung zum Anlassen und Rollen

Die Vorbereitung des Anlassens und Rollens erfolgt in jedem Falle unter Benutzung der Kontrollkarte (siehe unter 6.3.). Bei normaler Funktionsverteilung an Bord verliert der 2. Pilot jeden Punkt und überprüft die Ausführung. Das Anlassen erfolgt gemäß 2.3.2. Vor dem Beginn des Rollens ist zu überprüfen, ob die Luftschrauben vom Anschlag gelöst sind (die roten Kontrolllampen müssen brennen).

Das Rollen mit Luftschrauben, die nicht vom Anschlag gelöst sind, ist streng untersagt.

3.1.2. Rollen

Unmittelbar vor Beginn des Rollens wird die Standbremse gelöst, die Bugradlenkung eingeschaltet und die Triebwerksleistung erhöht (L. P.). Zur Beschleunigung des Flugzeuges aus dem Stand wird eine Drosselstellung von 15 bis 20° YMPF empfohlen. Mit Erreichen der gewünschten Rollgeschwindigkeit ist die Drosselstellung wieder auf 0° YMPF zu verringern. Falls erforderlich, muß die Rollgeschwindigkeit mit Hilfe der Bremsen vermindert werden.

Achtung!

Vor Beginn der Rollbewegung darf die Bugradlenkung nicht benutzt werden. Um unnötigen Verschleiß der Bremsen zu vermeiden, sind die Bremsen so wenig wie möglich einzusetzen; vor jeder Bremsung ist die Drosselstellung auf Null zu verringern.

Nach jedem Anrollen ist die Funktionstüchtigkeit der Hauptbremsanlage zu überprüfen. Nach Übernahme eines Flugzeuges ist die Notbremsanlage ebenfalls einer Prüfung zu unterziehen.

Achtung! Die Notbremsanlage arbeitet ohne Entbremsautomat.

Während des Rollens hält der rechte Pilot die Steuersäule in gedrückter Stellung.

Die Rollgeschwindigkeit wird entsprechend der Sichtweite, der Hindernisfreiheit, der Beschaffenheit des Rollweges und der Bremswirkung gewählt. Kurven werden mit Hilfe der Bugradlenkung durchgeführt (wenn erforderlich kann die Lenkung durch leichten Einsatz der Bremsen unterstützt werden). Beim Rollen mit einem Triebwerk ist bei Stillstand des kurvenäußeren Triebwerks die Trägheit des Flugzeuges auszunutzen und die Bremsen sind zur Hilfe zu nehmen. Beim Rollen ist die Benutzung der Bugradlenkung mittels Handrad (Schalterstellung "Rollen") zu bevorzugen. In dieser Stellung darf die Rollgeschwindigkeit 5 bis 30 km/h betragen.

Achtung!

Der Rollradius darf nicht kleiner als 12 m sein (das innere Radpaar darf nicht auf der Stelle drehen). Nach Übernahme eines Flugzeuges ist vor dem Rollen auf die Startbahn die Funktionstüchtigkeit der Bugradlenkung in der Schalterstellung "Start-Landung" zu überprüfen.

3.1.3.

Anmerkung: Während des Rollens müssen die Kreiselgeräte eingeschaltet sein.

Während des Rollens darf die Schmierstofftemperatur (bei voll geöffneten Kühlerklappen) für max. 15 min 100 °C betragen. Dabei dürfen die Drosselstellungen 22° γ HT nicht überschreiten. Der Start ist bei Schmierstofftemperaturen ≤ 100 °C erlaubt.

Beim Rollen in der Nacht sind die Scheinwerfer nicht mehr als 5 min mit voller Lichtstärke zu benutzen. Die richtige Stellung der Scheinwerfer (das Zentrum des Lichtkegels muß sich bei starkem Scheinwerferlicht 50 bis 60 m vor dem Flugzeug befinden) ist zu überprüfen.

3.1.3. Start

3.1.3.1. Vorbereitung des Starts

Die Startbereitschaft des Flugzeuges ist in jedem Falle mit Hilfe der Kontrollkarte zu überprüfen.

Achtung! Nach jeder Übernahme eines Flugzeuges und nach mehr als 6 Std. Standzeit ist die Funktionstüchtigkeit der automatischen Segelstellungsanlage (MKM) gemäß 2.3.2.5. ⑦ zu überprüfen. Diese Kontrolle ist nicht auf der Startbahn durchzuführen.

Vor dem Start wird die Landeklappen auf 15° ausgefahren (Ausnahmefälle siehe 1.1.3.) und die Bugradlenkung auf die Betriebsart "Start-Landung" umgeschaltet. In dieser Schalterstellung ist in gerader Richtung 5 bis 10 m zu rollen.

Vor Beginn des Starts sind der Kursindex des HMM auf den Startkurs und zur Erleichterung des Kurshaltens bei Triebwerksausfall die Betriebsart "3K" am CNY-Bedienteil einzustellen.

Unabhängig von der Verlesung der Kontrollkarte versichert sich der Kommandant unmittelbar vor dem Start, daß

- die Luftschrauben "auf Anschlag" sind,
- die künstlichen Horizonte einsatzbereit sind,
- das Kurssystem richtig abgestimmt wurde (siehe 5.15.1.2.) und
- keine Luftentnahme von den Triebwerken (außer VLA) erfolgt.

Start, Flug und Landung mit Luftschrauben, die vom Anschlag gelöst sind, oder deren Warnlampen nicht verloschen sind, ist streng untersagt.

3.1.3.2. Die Durchführung des Starts unter normalen Bedingungen

1. Der Bremsdruck wird erhöht und das Kommando "Startleistung" gegeben (P).
2. Die Drosselhebel werden in die Stellung 30 bis 40° γ HT gebracht, bis die Drehzahl 98,5 bis 100,5 % erreicht hat. Danach ist auf die Drosselstellung 100° γ HT zu erhöhen (K. BM).
3. Die normale Arbeit der Triebwerke ist an den Bordinstrumenten zu überprüfen (BM).
4. Die Bremsen werden so gelöst, daß die Beschleunigung des Flugzeuges in kürzester Zeit jedoch nicht ruckartig erfolgt (P). Gleichzeitig wird (bei Benutzung der Anlage) die Wassereinspritzung eingeschaltet (die grünen Lampen müssen 6 bis 9 s danach aufleuchten) (L. P) und werden die Stoppuhren gedrückt.

5. Die Richtung ist während des Anrollens mit den Pedalen und erforderlichenfalls mit den Bremsen zu halten (P). Die Einhaltung der Richtung durch Veränderung der Triebwerksleistung ist nicht gestattet.
6. Während des Starts werden die Triebwerksüberwachungsinstrumente und der Fahrtmesser ständig beobachtet. Die Geschwindigkeit ist bis zum Einfahren des Fahrwerkes in Abständen von etwa 10 km/h anzusagen, wobei der Zeitpunkt des Erreichens der kritischen Geschwindigkeit durch den Zusatz " v_1 " deutlich hervorzuheben ist (BM).
7. Der Pilot, der den Start nicht selbst ausführt (B), hat den Startverlauf zu verfolgen, den anderen Piloten auf Abweichungen aufmerksam zu machen und muß jederzeit in der Lage sein, die Steuerung selbst zu übernehmen.
8. Durch Ziehen der Steuersäule wird das Bugrad mit Erreichen der Geschwindigkeit IAS = 155 bis 160 km/h vorsichtig abgehoben. Das Heben des Bugrades soll bei v_R (IAS) = 165 bis 170 km/h beendet sein. Mit Annäherung an die Abhebegeschwindigkeit v_{LOF} wird der Längsneigungswinkel auf 6 bis 7° erhöht (P).

Achtung! Es ist zulässig, daß mit dem Abheben des Bugrades früher begonnen wird.
Beim Abheben darf der Längsneigungswinkel 9° auf keinen Fall übersteigen.

9. Nach dem Abheben ist dieser Längsneigungswinkel bis zum Erreichen der IAS = 190 bis 200 km/h beizubehalten und danach so zu vergrößern, daß die Geschwindigkeit weiter zunimmt (P).
10. Mit Erreichen der kritischen Geschwindigkeit (v_1) und in einer Höhe von mindestens 5 m wird das Fahrwerk eingefahren (K. BM). Vorher sind die Räder abzubremesen (B).

Achtung! Vor dem Einfahren des Fahrwerkes ist zu überprüfen, ob die grüne Lampe der Schaltstellung "Start-Landung" verloschen ist (BM). Ist das nicht der Fall, muß die Bugradlenkung vor dem Einfahren des Fahrwerkes ausgeschaltet werden. Das Wiedereinschalten der Bugradlenkung darf erst nach dem Aufsetzen der Bugräder bei der Landung erfolgen.

11. Nach dem Überfliegen der Hindernisse in Startrichtung sind bei einer Geschwindigkeit von IAS \geq 250 km/h in einer Höhe von mindestens 120 m (nach Funkhöhenmesser) die Landeklappen in zwei bis drei Intervallen einzufahren (K. BM).
12. Mit Erreichen der Geschwindigkeit IAS = 320 bis 330 km/h ist die Leistung der Triebwerke auf Nennleistung (65° YHPT) zu verringern (K. BM). Nachts und unter Instrumentenflugbedingungen wird die Reduzierung der Triebwerksleistung nicht unter 200 m empfohlen.

Bei hohen Außenlufttemperaturen (> 30 °C) oder anderen Gründen, die ein schnelles Steigen erforderlich machen, darf die Startleistung für 15 min beibehalten werden.

13. Nach Verringerung der Leistung wird das Flugzeug ausgetrimmt (P).
14. Die Luftentnahmeventile der Klimaanlage sind zu öffnen und die Heizung des Turbogenerators (wenn erforderlich) einzuschalten (R.P).
15. In einer Höhe von mindestens 200 m wird bei einer Geschwindigkeit IAS = 320 bis 330 km/h die erste Kurve durchgeführt (P).
16. Nicht früher als 5 min nach dem Start sind die Schalter "Wassereinspritzung" auszuschalten.

3.1.4.

3.1.3.3. Die Durchführung des Starts bei Seitenwind

Zulässige Windgeschwindigkeiten siehe unter 1.4. und Abb.18.

Beim Start mit Seitenwind ergeben sich folgende Abweichungen zum normalen Start:

1. Das Abheben des Bugrades erfolgt 10 bis 15 km/h später.
2. Bei starker Seitenwindkomponente (8 bis 12 m/s) wird das Bugrad erst unmittelbar vor Erreichen der Abhebegeschwindigkeit, nahezu gleichzeitig mit dem Flugzeug abgehoben.

Achtung! Nach dem Abheben kein steiles Steigen des Flugzeuges zulassen.

3. Bereits im Anrollen ist dem Einfluß des Windes durch entgegengerichtete Seiten- und Querruderausschläge zu begegnen. Die Richtung ist mit Hilfe der Pedalen gegebenenfalls durch Anwendung der Bremsen einzuhalten.
4. Nach dem Abheben wird der Abdrift sofort durch Vorhalten begegnet.

Achtung! Diese Methode erlaubt kein erneutes Berühren der Landebahn.

3.1.3.4. Die Durchführung des Starts bei Nacht

Vor Beginn des Anrollens sind die Scheinwerfer auf volle Lichtstärke zu schalten (bei Sichtbehinderung durch Nebel entscheidet der Kommandant über die Benutzung der Scheinwerfer vor dem Anrollen). Die Richtung ist nach der Befeuerung einzuhalten. Der Übergang zum Instrumentenflug hat vor der Platzgrenze zu erfolgen. In einer Höhe von 50 bis 70 m werden die Scheinwerfer eingefahren und kurz darauf ausgeschaltet (K. BM). Im übrigen ist die Durchführung des Starts analog zum Start am Tage nach 3.1.3.2.

3.1.3.5. Die Durchführung des Starts mit eingefahrenen Landeklappen

Wenn die Bedingungen unter 1.1.3. erfüllt sind, kann der Start mit eingefahrenen Landeklappen durchgeführt werden. Die zulässige Startmasse wird nach 1.1.3.4. und die kritische Geschwindigkeit nach 1.3.3. berechnet. Die Durchführung des Starts mit eingefahrenen Landeklappen bei Rückenwind ist nicht gestattet. Die höchstzulässige Abhebegeschwindigkeit (konstruktive Begrenzung der Räder) beträgt 240 km/h (TAS) bzw. 250 km/h (IAS). Die kritische Geschwindigkeit nach 1.3.3. ist gleich der Abhebegeschwindigkeit. Daraus ergibt sich, daß der Start nach dem Abheben nicht mehr abgebrochen werden darf.

Die weitere Durchführung des Starts erfolgt analog zum normalen Start nach 3.1.3.2.

3.1.4. Steig-, Horizontal- und Sinkflug

Die Bedienung der Anlagen des Flugzeuges (Radaranlage, Autopilot, Navigationsanlagen, Klimaanlage) während des Fluges wird unter Abschnitt 5. beschrieben.

Besatzung und Passagiere haben während des Starts, des Landeanfluges und der Landung die Sicherheitsgurte anzulegen. Bei der Umrüstung des Flugzeuges ist darauf zu achten, daß auch für jede Stewardess ein Sitz mit Anschnallgurten zur Verfügung stehen muß. Es wird empfohlen, auch während des Steig-

1. Änderung, BB-An 24-4/85

und des Sinkfluges die Leuchtschrift "Anschlallen - nicht rauchen" einzuschalten. Beim Flug in Turbulenzonen haben sich Besatzung und Passagiere ebenfalls anzuschlallen. Für die Dauer des gesamten Fluges muß mindestens ein Pilot angeschlallt auf seinem Arbeitsplatz sitzen.

Das Rauchen an Bord ist während des Starts und der Landung verboten.

Beim Flug in den Wolken, wenn mit dem Auftreten von Schauern oder Gewittern gerechnet werden muß, ist der Luftraum vor dem Flugzeug mit Hilfe der Radaranlage ständig zu überwachen.

Mit Erreichen der Übergangshöhe sind alle Höhenmesser an Bord auf Standarddruck (760 Torr oder 1013 Millibar) einzustellen. Dabei sollte gleichzeitig der Funkhöhenmesser ausgeschaltet werden. Mit Beginn des Sinkfluges ist der Funkhöhenmesser wieder einzuschalten. Beim Erreichen der Übergangsfläche werden die Höhenmesser auf QFE oder QNH eingestellt. Es empfiehlt sich, die Höhensignalisation mit Beginn des Sinkfluges in die Position "400 m" zu bringen und nach Einstellung des Platzdrucks auszuschalten oder eine neue Höhe einzugeben. Das Ansprechen der Höhensignalisation gibt auf diese Weise Anlaß zur erneuten Überprüfung der Höhenmessereinstellung.

3.1.4.1. Steigflug

Die Flugleistungen des Steigfluges sind unter 1.5. aufgeführt. Zur Verkürzung der Gesamtflugzeit empfiehlt sich der Steigflug mit konstanter IAS = 300 km/h. Zur Erzielung der größten Reichweite wird der Steigflug mit maximaler Vertikalgeschwindigkeit durchgeführt. Wenn die Notwendigkeit der Höhenaufnahme mit großem Steigwinkel gegeben ist, wird die Reishöhe mit der zulässigen Mindestgeschwindigkeit nach 1.3.1. aufgenommen. Wenn es die Umstände erfordern, kann während des Steigfluges bis zu 15 min mit Maximalleistung geflogen werden. Das Aufholen der Reishgeschwindigkeit in der Reishhöhe erfolgt mit Nennleistung der Triebwerke.

3.1.4.2. Horizontalflug

Die Flugleistungen des Horizontalfluges können dem Abschnitt 1.3.7. entnommen werden. Für den Horizontalflug in der Reishhöhe werden die Drosselstellungen 41° und 52° YIPT empfohlen.

3.1.4.3. Sinkflug

Die Flugleistungen des Sinkfluges enthält Abschnitt 1.6.

Der Sinkflug wird im Normalfalle mit einer Vertikalgeschwindigkeit von 5 m/s durchgeführt. Bei ausreichendem Kraftstoffvorrat wird die Leistung nur dann verringert, wenn die Fluggeschwindigkeit den Wert CAS = 460 km/h überschreitet. Bei geringem Kraftstoffvorrat wird mit der Drosselstellung Luftleerlauf gesunken.

Ein ununterbrochener Sinkflug aus Höhen über 4000 m mit einer Sinkgeschwindigkeit über 5 m/s wird nicht empfohlen, da in diesem Falle die Druckkabine auf die äußere Sinkgeschwindigkeit übergehen kann.

Die Durchgangssperre an den Drosselhebeln ist bereits während des Sinkfluges entsprechend der Bodentemperatur einzustellen.

3.1.5. 3.1.5. Landeanflug

3.1.5.1. Die Geschwindigkeit beim Anflug des Platzes

Position	Fahrwerk	Landeklappen	empfohlene Geschw. IAS [km/h]
long final/downwind-leg	ein	ein	320 - 330
turning base-leg	aus	ein	300 - 320
base-leg/final	aus	ein	280 - 300
turning final	aus	15°	220 - 250

3.1.5.2. Die Anfluggeschwindigkeit v_{LA} in der Landegeraden

Landemasse [t]	Anfluggeschwindigkeit v_{LA} (IAS) [km/h]			Bei Nachtflügen und bei Seitenwindkomponenten über 8 m/s sind die Anfluggeschwindigkeiten um 15 bis 20 km/h höher zu wählen.
	210 bis 220	220 bis 230	250	
20 bis 21	210 bis 220	220 bis 230	250	
19 bis 20	200	210	230	
19	190	200	220	
	38°	30°	15°	
	Landeklappenwinkel δ			

3.1.5.3. Durchführung des Landeanfluges

3.1.5.3.1. Allgemeine Anweisungen

Das Ausfahren der Landeklappen auf 15° ist bei 280 < IAS < 300 km/h, das Ausfahren auf 30° oder 38° bei 220 < IAS < 250 km/h durchzuführen. Während des Ausfahrens der Landeklappen soll die Sinkgeschwindigkeit 2 bis 3 m/s nicht übersteigen und das Flugzeug keine Querneigung besitzen. Die Querneigung des Flugzeuges ist dabei genau zu beobachten. Fahren die Landeklappen ungleichmäßig aus, sind sie in eine Stellung zurückzufahren, bei der das Bestreben des Flugzeuges, die Querneigung zu vergrößern, nicht mehr auftritt.

Achtung! Bei Ausfall des Hydrauliksystems sind die Landeklappen vom Notsystem auf 15° auszufahren und die Landung durchzuführen. Landegeschwindigkeit dabei 200 - 210 km/h.

Beim Ausfahren der Landeklappen ist dem Bestreben des Flugzeuges zum Aufbäumen rechtzeitig durch Drücken der Steuersäule und durch die Trimmung zu begegnen. Aus diesem Grunde hat der Bordmechaniker, das Kommando (P) zum Ausfahren der Landeklappen zu bestätigen bzw. den Beginn des Ausfahrens anzukündigen.

Bei Nachtflügen werden gleichzeitig mit dem Ausfahren der Landeklappen auf 15° die Landescheinwerfer ausgefahren. Es wird empfohlen, den Schalter für das Ausfahren der Landescheinwerfer erst nach dem Einschalten des Lichtes in die neutrale Position zu verstellen (BM).

Vor Beginn des Landeanfluges (und vor Erreichen der Übergangsfläche) ist der Funkhöhenmesser einzuschalten (L.P).

Die Überprüfung der Landebereitschaft ist vor Beginn des Endanfluges mit Hilfe der Kontrollkarte durchzuführen.

Im Anflug zur Landung kontrolliert der Bordmechaniker die Arbeit der Triebwerke insbesondere auf gleiche Anzeigen der Drehmomentenmesser. Er überprüft die Gleichheit der Anzeigen der Höhenmesser nach Einstellung des Luftdruckes. Jede Abweichung ist dem Kommandanten mitzuteilen.

Während des Landeanfluges ist in Höhen unter 200 m die Luftentnahme aus den Verdichtern (Enteisung, Klimaanlage und Heizung des TP-16- außer VLA) nicht mehr zulässig.

Der Anflug der Landegeraden kann bis zu einer Höhe von 300 m mit Hilfe des Autopiloten durchgeführt werden.

Wird das Flugzeug mit der Hand gesteuert (bei Flügen im TMA, bei Flügen nach GCA oder PPI) kann zur Erleichterung der Steuerung die Anlage "CIV" in der Schalterstellung "3K" benutzt werden. Bei Kurswechsel ist der neue Kurs am HMM einzustellen (B).

Während des Anfluges wird die Fluggeschwindigkeit und die Flughöhe (Benutzung des Funkhöhenmessers für niedrige Höhen!) laufend angesagt (EM). Veränderungen der Triebwerksleistung nimmt der Bordmechaniker nur auf Anweisung vor.

Die kritische Höhe (minimale Höhe für den Abbruch eines Blindanfluges) ist beim Anflug mit 2 Triebwerken 5 m und beim Anflug mit einem Triebwerk 50 bis 70 m größer als die OCL-Höhe.

Es ist zweckmäßig, die OCL-Höhe in die Signalisationsanlage des Funkhöhenmessers einzugeben.

3.1.5.3.2. Sichtenflüge

Die vierte Kurve ist im Horizontalflug durchzuführen und in einer Höhe von mindestens 200 m (nachts mindestens 300 m) auszuleiten.

Die Querneigung in der vierten Kurve soll 15° nur in Ausnahmefällen überschreiten (nachts ist eine größere Querneigung als 15° in jedem Falle zu vermeiden).

Die Landeklappen werden in Abhängigkeit von der Länge der Landebahn und der Windgeschwindigkeit auf 30° oder 38° ausgefahren. Der konstante Gleitwinkel und die konstante Anfluggeschwindigkeit werden durch Veränderung der Triebwerksleistung eingehalten. Es ist zu vermeiden, die Anfluggeschwindigkeit durch Veränderung des Gleitwinkels einzuhalten.

Der günstigste Gleitwinkel für Sichtenflüge beträgt $2,5^\circ$. Der Abdrift wird während des Landeanfluges bis zum Abfangen durch Vorhalten begegnet. Der Abfangpunkt ist 200 m hinter der Landebahnschwelle zu wählen. Das gilt insbesondere für Nachtflüge, da das Abfangen über unbeleuchtetem Untergrund schwierig ist. In Ausnahmefällen kann der Bahnanfang als Abfangpunkt gewählt werden (besonders bei kurzen Bahnen). Voraussetzung dafür ist das Vorhandensein einer Stoppfläche zur Sicherheit gegen vorzeitiges Aufsetzen.

3.1.5.3.3. Anflüge nach ILS oder SP-50

Die Empfänger der Anlage SP-50 sind mindestens 15 min vor Beginn des Landeanfluges einzuschalten. Vor dem Einschalten ist die mechanische Nulllage der Kreuzzeiger des Instrumentes ПСН-48 zu überprüfen und nötigenfalls nachzuregulieren. Vor Beginn des Landeanfluges ist die Kanalabstimmung vorzunehmen und die elektrische Nulllage des Kursweges mit Hilfe des Knopfes "КОНТРОЛЬ НУЛЯ" am Bedienteil zu überprüfen und nötigenfalls einzustellen (diese Regulierung ist erst nach Empfangsanzeige des Kurswegsenders durchzuführen).

Die Einsatzbereitschaft der Anlage ist ständig an den Warnflaggen zu überwachen. Die Anwendung des Landeminimums für SP-50-Anflüge ist nur erlaubt, wenn zur Kontrolle des Anfluges 2 NDB in Landerichtung zur Verfügung stehen. Es wird empfohlen, beide ILS-Empfänger auf die Anflugfrequenz abzustimmen, um die Sicherheit gegen Ausfälle der Bordanlage zu erhöhen und die Arbeit

der Bodenanlage besser überwachen zu können (bei gleichzeitiger Signalisation der Ausfallanzeigen liegt ein Fehler in der Bodenanlage nahe). Die Warnflaggen sind unter ständiger Beobachtung zu halten.

Achtung! Vor jedem Anflug ist der Antennenumschalter "AD-260 - SP-50" in die richtige Stellung zu bringen. Bei Betrieb der ILS-Anlage in der Schalterstellung "SP-50" kann die Kurswegflagge Betriebsbereitschaft anzeigen!

Bei Ausfall oder Ausbau eines ILS-VOR-Empfängers erscheint die Anzeige automatisch im Instrument HIII und der Umschalter "ИМПЕКТ. СИСТЕМ - ИИИКАТОР" ist wirkungslos. Die Umschaltung ist möglich, wenn die ausgebaute Station am Bedienteil eingeschaltet wird.

Die Anzeige der Anlage SP-50 erscheint immer im Instrument ИСН-48.

Bei allen Anflügen nach ILS und SP-50 ist stets der Markierungsempfänger einzuschalten.

Bei Anflügen nach ILS oder SP-50 sollte der Einflug in den Gleitweg in einer Entfernung von mehr als 10 km im Horizontalflug mit Landeklappenstellung 15° erfolgen. Mit Annäherung an den Gleitweg (etwa ein bis zwei Punkte darunter) wird die Landeklappe auf 30° oder 38° ausgefahren (für Blindanflüge wird die Landeklappenstellung 30° empfohlen).

Der Beginn der vierten Kurve wird unter Berücksichtigung des Windes und der Entfernung nach der Azimutanzeige eines Anflugfunkfeuers so bestimmt, daß die Querneigung 10° bis 15° nicht übersteigt.

Nach dem Einflug in den Kursweg sind größere Korrekturen (mit Querneigungen über 15°) zu vermeiden. Die Kursstabilisierung erfolgt zweckmäßig mit dem Seitenruder (keine heftigen und großen Ruderausschläge!). Bei Kurskorrekturen über 4° ist das Querruder zu Hilfe zu nehmen.

Ablagen während des Endanfluges von 0 bis einem Punkt (im Wind!) im Kursweg und von einem Punkt unter dem Gleitweg sind als normal anzusehen.

Achtung! Bei Ausfall der Blindlandeanlage während eines Blindanfluges oder bei Ablagen größer als 5 Punkte in einer Entfernung von weniger als 4 km ist der Anflug abubrechen und durchzustarten.

Im Endanflug ist die Anzeige des Funkhöhenmessers ständig zu beobachten.

3.1.5.3.4. Anflüge nach ILS unter Benutzung des Systems "СІУ"

Vor Antritt des Fluges ist die Anlage "СІУ" auf ihre Einsatzbereitschaft zu überprüfen.

Während des Anfluges sind die Ausfallanzeigen aller Anlagen (ILS und Rechner) ständig zu beobachten.

Vor dem Anflug müssen der Landemagnetwegwinkel in das Gerät HIII eingegeben und am Bedienteil der Anlage СІУ die Schalterstellungen "ЗАХОД" und "НА" eingestellt werden. Der Beginn der vierten Kurve wird in der gleichen Weise wie bei Anflügen nach NDB oder nach ILS bestimmt.

Die Anlage СІУ arbeitet bei Ablagen > 5 Punkten mit einem Rückkehrwinkel von max. 40 bis 45° (nach der Einnahme eines Kurses $LMWW \pm 45^{\circ}$ kann ausschließlich nach den Anzeigen des Kurs-Kommando-Zeigers geflogen werden).

Mit Annäherung an den Gleitweg ist in die Schalterstellung "ПІИССАІА" überzugehen.

Die Kommandos des Kurskanals (senkrechter Zeiger) sind ausschließlich durch Veränderung der Querneigung zu befolgen (auf gute Austrimmung des Seitenruders ist zu achten!).

Die Kommandos des Längsneigungskanals (waagerechter Zeiger) werden durch möglichst kleine Höhenruderausschläge befolgt.

Bei allen Anflügen nach dem System GUY ist die Ablageanzeige in den Instrumenten ПОН-48 und HIII zusätzlich zu überwachen.

Anmerkung: Zum Abflug auf einem ILS-Leitstrahl sind die Einstellung des Abflugkurses im Gerät HIII und die Schalterstellungen "OT" und "ЗАХОД" am Bedienteil der Anlage GUY notwendig.

3.1.5.3.5. Anflüge nach NDB

Vor dem Anflug sind die Radiokompassse auf die Frequenzen des Vor- und des Haupteinflugzeichens abzustimmen (die Genauigkeit der Abstimmung ist stets mit Hilfe des Maximums am Anzeigeelement zu überprüfen) (2. P). Die Umschalter der RMI sind in die Stellung ARK zu bringen. In das Gerät HIII ist der Landemagnetwegwinkel einzustellen. Die Entfernung in der langen Geraden (Zeitpunkt der vierten Kurve) wird durch die Abflugzeit im Landeverfahren unter Berücksichtigung des Windes bestimmt.

Vor Beginn des Sinkens wird die Landeklappen auf 30° ausgefahren. Die Lage des Flugzeuges zur Anfluggrundlinie wird mit Hilfe der Abweichung des Zeigers des Radiokompassses vom Sollkursindex oder durch Vergleich der Anzeigen beider Radiokompassse im RMI bestimmt. Es ist zulässig, das Mittel beider Informationen zu benutzen. Es wird darauf hingewiesen, daß die Magnetkursanzeige in den Geräten RMI größeren Fehlern als in den Geräten HIII unterliegt. Es ist zweckmäßig, stets die Abstimmung des Voreinflugzeichens im ersten und des Haupteinflugzeichens im zweiten Radiokompaß vorzunehmen.

Die vorgeschriebenen Überflughöhen der Funkfeuer dürfen nicht unterschritten werden. Wenn es das Relief zuläßt, ist die Benutzung des Funkhöhenmessers zur Bestimmung der Überflughöhe beim Haupteinflugzeichen zu bevorzugen.

Die Überwachung der Einhaltung der Überflughöhen obliegt beiden Piloten. Der Bordmechaniker hat beim Ansagen der Flughöhen auf die Annäherung an eine Überflughöhe oder die kritische Höhe besonders hinzuweisen.

3.1.6. Landung und Durchstarten

3.1.6.1. Normale Landung

1. Unmittelbar vor der Landung überprüft der Kommandant die Richtigkeit der Landeberechnung (unter Berücksichtigung des Windes, der Bahnlänge und der Bremsmöglichkeiten), die Stellung des Fahrwerkes, der Landeklappen und die Luftentnahme.
2. Die Anfluggeschwindigkeit und der Gleitwinkel sind besonders im Endanflug genau einzuhalten (P).
3. In 6 bis 8 m Höhe beginnt das Abfangen. Während des Abfangens ist die Leistung der Triebwerke auf Luftleerlauf zu verringern (die richtige Einstellung der Sperre erfolgt in Abhängigkeit von der Bodentemperatur) (K.FM).

Anmerkung: Bei niedrigen Luftdrücken ist die Leerlaufsperrung so zu verstellen, daß sich die Luftleerlaufstellung je 60 Torr unter 760 Torr um 1,5 bis 2° JHPT erhöht.

4. Das Abfangen soll in einer Höhe von 0,5 bis 1 m beendet sein. Die Annäherung an den Boden ist durch vorsichtiges Ziehen so zu verlangsamen, daß das Aufsetzen weich auf den Hauptfahrwerksrädern erfolgt (P).
5. Nach dem Aufsetzen des Hauptfahrwerkes wird das Bugrad unverzüglich, jedoch nicht hart aufgesetzt (P).
6. Die Drosselhebel werden auf 0° YIPT zurückgenommen und die Luftschrauben vom Anschlag gelöst (K. BM).

Es ist verboten, die Drosselhebel vor dem Aufsetzen hinter die Luftleerlaufsperrre zu nehmen.

7. Die Richtung des Ausrollens wird mit Hilfe der Bugradlenkung über die Pedalen erforderlichenfalls mit Hilfe der Bremsen gehalten.
8. Die Radbremsen sind im Normalfall erst bei Geschwindigkeiten unter 100 km/h einzusetzen. In Notfällen darf die Radbremsung früher erfolgen. Bei Versagen der Hauptbremsanlage sind die Notbremsen zu benutzen.
9. Bei Geschwindigkeiten von 15 bis 20 km/h wird die Bugradlenkung in die Schalterstellung "Rollen" gebracht (L.P). Nach Verlassen der Landebahn werden die Landeklappen eingefahren und der Überdruck aus der Kabine wird mit Hilfe des Notablaßventils abgelassen (BM). Die Heizung der Staurohre und der Vereisungssignalisator (PMO) werden ausgeschaltet (R.P). Die Kreiselgeräte dürfen erst nach dem Rollen zum Standplatz abgeschaltet werden.

3.1.6.2. Landung mit Seitenwind

Zulässige Windgeschwindigkeiten bei der Landung siehe unter 1.8. und Abb. 3.

Bis zur Höhe des Abfangens wird der Abdrift durch Vorhalten, danach durch Querneigung begegnet. Unmittelbar vor dem Aufsetzen ist die Querneigung zu beseitigen und das Flugzeug mit Hilfe des Seitenruders in der Lande- richtung zu halten.

Die Aufsetzgeschwindigkeit ist bei starken Seitenwinden um 15 bis 20 km/h höher zu wählen. Das Lösen der Luftschrauben vom Anschlag erfolgt nicht unmittelbar nach dem Herablassen des Bugrades sondern etwas später als bei der normalen Landung. Es ist zu beachten, daß durch Seitenwind die Ausrollstrecke verlängert wird.

In allen anderen Einzelheiten ist analog zur normalen Landung (3.1.8.1.) zu verfahren.

3.1.6.3. Besonderheiten der Landung bei Nacht

Die Einschätzung der Abfanghöhe ist bei Nacht besonders auf dunklem Untergrund erschwert und erfordert erhöhte Aufmerksamkeit. Die Anzeigen des Funkhöhenmessers sind zu Hilfe zu nehmen. Wenn es die Länge der Landebahn erlaubt, ist grundsätzlich über der Bahn abzufangen. Bei Nebel, starkem Regen oder Schneefall kann sich die Sicht nach Einschalten der Landescheinwerfer stark verschlechtern. In diesen Fällen entscheidet der Kommandant über die Landung ohne Scheinwerfer oder mit eingeschaltetem Rolllicht. Ist in einem solchen Falle die Befeuerung der Landebahn nicht ausreichend, muß auf einem Ausweichplatz gelandet werden.

3.1.6.4. Durchstarten

32.
321.

Das Durchstarten ist bei zwei arbeitenden Triebwerken und Landeklappenstellung 38° aus allen Höhen > 8 m möglich.

1. Die Leistung der Triebwerke ist auf Startleistung zu erhöhen (K.BM.).
Maximalleistung
2. Das Fahrwerk ist unverzüglich einzufahren (K.BM).
3. Nach dem Überfliegen aller Hindernisse sind in einer Höhe von mindestens 50 m bei einer Geschwindigkeit von IAS 230 bis 250 km/h die Landeklappen in mehreren Intervallen einzufahren (K.BM). Es ist anzustreben, daß während des Einfahrens der Landeklappen kein Höhenverlust eintritt (P).
4. Die Fluggeschwindigkeit soll in einer Höhe von 100 m mindestens 260 bis 280 km/h (IAS) erreicht haben (P).
5. Nach Erreichen der Geschwindigkeit von 300 km/h (IAS) wird die Triebwerksleistung auf Nennleistung (65° YIPT) verringert.

Anmerkung: Das Durchstarten ist nicht möglich bei Landeklappenwinkeln über 15° mit einem arbeitenden Triebwerk.
Das Durchstarten ist nicht möglich mit einer Luftschraube in Autorotation.

3.2. Durchführung von Schul- und Werkstattflügen

Die Vorbereitung von Schul- und Werkstattflügen erfolgt wie bei Linienflügen in Übereinstimmung mit Abschnitt 2. Es ist zusätzlich auf die Mitführung von Ballast zu achten wie bei Leerflügen oder Flügen mit geringer Beladung. Die zulässigen Grenzen des Schwerpunktereiches sind auch in diesem Falle einzuhalten.

Sollte bei Trainingsflügen durch falsche Bedienung der Segelstellungsanlagen der Stillstand beider Triebwerke eintreten, sind unverzüglich alle Vorbereitungen zu einer Notlandung zu treffen. Wenn es die Flughöhe erlaubt, ist der Versuch zu unternehmen, ein Triebwerk im Fluge anzulassen.

Achtung! Durch das Anlassen eines Triebwerkes im Fluge verringert sich die Gleitweite.
Die Neutralstellung des Umschalters der Gleichstromnotschiene ist bei Stillstand beider Generatoren unbedingt erforderlich (Einzelheiten siehe unter 4.1. 2.11.). Trainingsflüge mit einem Triebwerk sind bei neutraler Schalterstellung durchzuführen.

Trainingsanflüge mit einem Triebwerk in Segelstellung dürfen nur unter Sichtbedingungen und am Tage durchgeführt werden.

3.2.1. Die Schulungsplatzrunde

Die günstigste Höhe der Schulungsplatzrunde beträgt 300 m. Die Geschwindigkeit in der Platzrunde soll 300 km/h (IAS) nicht übersteigen.

Die Durchführung des Starts erfolgt in Übereinstimmung mit 3.1.3. (die Varianten legt der Fluglehrer fest). Die erste Kurve wird in einer Höhe von 200 m bei einer Geschwindigkeit von 300 km/h (IAS) durchgeführt. Es ist zweckmäßig, den Steigflug nach Erreichen der Höhe von 100 m mit der Triebwerksleistung $0,7 N_{nom}$ (41° YIPT) durchzuführen und die Leistung mit Erreichen der Höhe 280 bis 300 m so zu reduzieren, daß die Fluggeschwindigkeit 300 km/h beträgt (20° bis 24° YIPT in Abhängigkeit von der Flugmasse). Das Ausfahren des Fahrwerkes erfolgt in der Position querab des Aufsetzpunktes.

3.2.2.

Die dritte Kurve wird im Horizontalflug bei einer Geschwindigkeit von 280 bis 300 km/h (IAS) durchgeführt. Nach der dritten Kurve werden die Landeklappen auf 15° ausgefahren und im flachen Gleitflug auf eine Höhe von 250 m gesunken. Die vierte Kurve wird in einer Höhe > 200 m im Horizontalflug bei einer Geschwindigkeit von 260 bis 280 km/h durchgeführt. Bei Fortsetzung des Fluges mit 15° Landeklappen ist die Geschwindigkeit 220 bis 250 km/h (IAS) in Abhängigkeit von der Flugmasse einzuhalten. Vor Beginn des Sinkens werden die Landeklappen auf 30° oder 38° ausgefahren. Landeanflug und Landung erfolgen in Übereinstimmung mit 3.1.5. und 6.

Wird die Landung mit eingefahrenen Landeklappen ausgeführt, ist nach dem Ausfahren des Fahrwerks bis zur 4. Kurve die Geschwindigkeit auf 280 bis 300 km/h (IAS) zu halten. Landeanflug und Landung mit eingefahrenen Landeklappen werden in Übereinstimmung mit 4.1.4. durchgeführt.

Beim Training des Landeanfluges mit einem Triebwerk wird in der Gegengeraden einer bes. Schulungsplatzrunde¹⁾ durch Zurücknehmen eines Drosselhebels auf Null (Bodenleerlauf) der Ausfall eines Triebwerkes imitiert. Auf Kommando des Flugschülers wird das reduzierte (ausgefallene) Triebwerk mit Hilfe des Knopfes KØJ-37 in Segelstellung gefahren, das Stoppventil dieses Triebwerkes geschlossen und die hydraulische Segelstellung auf der betreffenden Seite betätigt (BM). Das Fahrwerk wird wieder eingefahren und die Leistung des arbeitenden Triebwerkes so erhöht, daß die Geschwindigkeit von 280 bis 300 km/h (IAS) bis nach der 4. Kurve gehalten werden kann. Nach der 4. Kurve wird das Fahrwerk ausgefahren und die Landeklappen auf 15° gefahren. Der Landeanflug wird entsprechend 4.1.2.8. durchgeführt.

3.2.2. Der Schulflug in der Flughafenzone

3.2.2.1. Minimalgeschwindigkeiten

Die Demonstration des Verhaltens des Flugzeuges bei Unterschreitung der Geschwindigkeit v_g (siehe 1.3.2. und Abb. 6) darf nur in Höhen über 3000 m durch einen Fluglehrer erfolgen. Es ist zulässig, die Flugeigenschaften bei Minimalgeschwindigkeiten für alle Landeklappenwinkel für aus- und eingefahrenes Fahrwerk zu demonstrieren. Die Durchführung dieser Übung mit einer Luftschraube in Segelstellung ist nicht gestattet (das Verhalten des Flugzeuges und die v_g unterscheiden sich praktisch nicht gegenüber zwei gedrosselten Triebwerken).

Zur Reduzierung der Geschwindigkeit darf die Leistung der Triebwerke nicht unter Luftleerlauf verringert werden.

Mit Annäherung an die Minimalgeschwindigkeit tritt in Abhängigkeit von Flugmasse, Landeklappenwinkel und Schnelligkeit der Geschwindigkeitsabnahme ein mehr oder weniger starkes Warnschütteln auf. Bei größeren Landeklappenwinkeln verringert sich diese Vorankündigung des Abreißen der Strömung. Der Auftriebsverlust ist vom Absenken des Rumpfbüges und einer mehr oder weniger heftigen Rollbewegung nach rechts oder links begleitet.

Das Herausführen des Flugzeuges aus dieser Lage beginnt mit der Neutralstellung aller Räder. Mit der Rückkehr der Querruderwirkung (Aufhören des Schüttelns) ist zunächst die Querneigung zu beseitigen und darauf das Flugzeug in den Horizontalflug zu überführen.

Achtung! Bei voll ausgefahrenen Landeklappen sind heftige Rollbewegungen und Querneigungen bis zu 90° sowie Höhenverluste bis zu 600 m möglich.

1) Höhe in dieser Platzrunde nicht unter 600 m

1. Änderung, BB-An 24-4/85

Im steilen Gleitflug ist die Gefahr des Überschreitens der zulässigen Maximalgeschwindigkeiten für die verschiedenen Landeklappen- und Fahrwerkspositionen gegeben.

Bei allen anderen Flügen ist die Annäherung an die Minimalgeschwindigkeiten streng untersagt.

3.2.2.2. Verhalten bei Triebwerksausfall

1. Automatische Segelstellung (MKM)

In einer beliebigen Fluglage bei einer Drosselstellung über 37° YIPT schließt der Fluglehrer das Stoppventil eines Triebwerkes. Die Besatzung verhält sich gemäß 4.1.2.3.

Anmerkung: Bei Trainings- und Werkstattflügen ist es gestattet, auf die zusätzliche Betätigung der hydraulischen Segelstellung zu verzichten, wenn das Triebwerk nach weniger als 30 min wieder angelassen wird. Für Landeanflüge mit einem arbeitenden Triebwerk ist die zusätzliche Betätigung der hydraulischen Segelstellung in jedem Falle vorgeschrieben.

Bei selbständiger Rückkehr aus der Segelstellung ist die Luftschaube sofort durch Drücken des Knopfes KÖN-37 wieder in Segelstellung zu fahren.

2. Triebwerksausfall bei Drosselstellungen unter 37° YIPT

In einer beliebigen Fluglage (einschließlich der Imitation eines Landeanfluges mit ausgefahrenen Landeklappen und ausgefahrenem Fahrwerk bei gedrosselten Triebwerken und Anfluggeschwindigkeiten) imitiert der Fluglehrer den Ausfall eines Triebwerkes durch Zurücknehmen eines Drosselhebels auf 0° YIPT (das völlige Stillsetzen durch Schließen eines Stoppventiles wird nicht empfohlen). Die Besatzung verhält sich gemäß 4.1.2.6.

Zur Demonstration der Arbeit der hydraulisch betätigten Segelstellungsanlage und des Fluges bei unvollständiger Segelstellung kann auf Anweisung des Fluglehrers die hydraulische Betätigung vor der Auslösung durch den Knopf KÖN-37 vorgenommen werden.

3. Startimitation mit Triebwerksausfall

Das Flugzeug wird in eine Fluglage gebracht, die dem Flugzustand beim normalen Start unmittelbar nach dem Abheben entspricht (d.h. möglichst geringe Geschwindigkeit, Landeklappenwinkel 15° , Fahrwerk ausgefahren und Startleistung der Triebwerke). Es wird die Fortsetzung des Starts bei Ausfall eines Triebwerkes trainiert, indem der Fluglehrer in dieser Fluglage das Stoppventil eines Triebwerkes schließt. Die Fortsetzung des Fluges erfolgt entsprechend 4.1.2.2.3.

In diesem Falle genügt für das Einfahren der Landeklappen ein geringerer Höhengewinn (Anweisung des Fluglehrers). Nach dem Einfahren der Landeklappen ist diese Übung, die möglichst in einer Höhe zwischen 2000 und 3000 m durchgeführt werden sollte, abubrechen.

4. Autorotation

In Ausnahmefällen (z.B. bei der Ausbildung von Fluglehrern) kann das Verhalten des Flugzeuges bei Autorotation einer Luftschaube demonstriert werden, indem das Triebwerk bei Drosselstellungen unter 26° YIPT abgestellt wird, ohne die Luftschaube in Segelstellung zu fahren. Die weitere Handlungsweise beschreibt Abschnitt 4.1.2.7.

3.2.3.

Jede unnötige Ausdehnung des Fluges unter Autorotation (auch nach dem Lösen der Luftschraube vom Anschlag) ist zu vermeiden.

5. Anlassen des Triebwerkes bei Trainingsflügen

Vor dem Anlassen eines Triebwerkes im Fluge ist die Luftschraube stets völlig in Segelstellung zu fahren, falls die Auslösung hydraulisch erfolgte. Für das Anlassen im Fluge gelten die Anweisungen und Einschränkungen unter 4.1.2.11. in vollem Umfange.

Vor dem Anlassen eines Triebwerkes am Boden ist die Luftschraube stets aus der Segelstellung zurückzuholen. Das Zurückfahren der Luftschraube aus der Segelstellung erfolgt durch Ziehen des Knopfes KФЛ-37. Zur Rückförderung des Schmierstoffes aus dem Triebwerk ist dabei das Triebwerk kalt durchzudrehen. Es ist gestattet, das Zurückholen aus der Segelstellung während des Ausrollens nach der Landung durchzuführen, und die Anströmung der Luftschraube zum Durchdrehen auszunutzen. Zu diesem Zweck kann die Luftschraube des arbeitenden Triebwerkes etwas später vom Anschlag gelöst werden, wenn es die Länge der Landebahn erlaubt. Vor dem Anlassen ist die Blattstellung (8°) zu überprüfen und der völlige Stillstand des Triebwerkes abzuwarten.

Anmerkung: Vor dem Anlassen des TT-16 mit Hilfe der Bordakkumulatoren sind die Generatoren CTT-18 abzuschalten!

3.2.2.3. Extremes Sinken

Das extreme Sinken wird in Übereinstimmung mit Abschnitt 4.2.1. durchgeführt. Während des Trainings ist eine Überschreitung der normalen zulässigen Geschwindigkeit $v_{NO} = 460$ km/h (IAS) zu vermeiden.

3.2.3. Prüf- und Werkstattflüge

Die Einteilung der Werkstattflüge in Kategorien erfolgt in Übereinstimmung mit der Flugbetriebsvorschrift.

Während eines Werkstattfluges dürfen die Triebwerke für 15 min in Startleistung und für 60 min in Nennleistung ununterbrochen arbeiten.

Bei Bremsproben darf die Geschwindigkeit nicht größer als 120 km/h sein. Die Wiederholung einer Bremsprobe ist erst nach völliger Abkühlung der Bremsen einheiten gestattet. Falls erforderlich, kann die Abkühlung mittels Wassers beschleunigt werden.

Beurteilung der Trimmung des Flugzeuges durch den Flugzeugführer

1. Vor dem Werkstattflug ist eine Schwerpunktlage $23 \% < \mu < 27 \%$ (Fahrwerk ausgefahren) herzustellen.
2. Die Trimmung wird im Steigflug von 1000 auf 3000 m bei einer Flugeschwindigkeit von 310 bis 290 km/h (IAS) bei Nennleistung der Triebwerke vorgenommen. Dabei darf keine Querneigung und kein Kurven des Flugzeuges auftreten. Die Lampen "Neutralstellung" der Querruder- und Seitenrudertrimmer müssen brennen.
3. Die Trimmung des Flugzeuges ist wie folgt durchzuführen:
 - das Flugzeug durch Ausschlag des Steuerhornes gegen Querneigung halten und in seitlicher Richtung das Flugzeug durch das Trimmruder des Seitenruders austrimmen.

3.3.
3.3.1.

- das Flugzeug durch Ausschlag der Pedalen gegen Kurven halten und das Flugzeug durch das Trimmruder des Querruders austrimmen. Die entstandene Ausschlaggröße des Trimmruders ist bis zum Ende des Fluges nicht zu ändern, wenn keine besonderen Vorkommnisse während des Fluges eine Änderung dieser Größe erforderlich machen.

Die Einschätzung der Wirksamkeit der Höhenrudertrimmung erfolgt durch den Piloten nach den Ruderkräften.

Wenn aus bestimmten Gründen die Landung mit den eingestellten Trimmruder ausschlägen nicht möglich ist, hat die Besatzung darauf zu achten, daß nach dem Flug die Trimmruder-einstellung wieder hergestellt wird. Dafür ist die Zeit für den Ausschlag des Trimmruders aus der Neutralstellung bis zum Trimmwinkel und die Zeit der Rückführung in die Neutralstellung zu notieren.

- Beim Ausschlagen des Steuerhornes bzw. der Pedale aus der Neutralstellung während des Fluges sind Markierungen aufzutragen, der Pedalausschlag in mm ist zu notieren. Der Pedalausschlag ist nach dem Befestigungsgelenk eines Pedals zu messen.

- 4. Bei zu hohen bzw. bei zu niedrigen Ruderkräften beim Einleiten einer Querneigung ist eine Einschätzung zu geben.
- 5. Der Kommandant hat eine ausführliche Charakteristik der aufgetretenen Steuerungsstörungen zu geben; die Flugdaten, bei denen die Störungen auftreten, sind anzugeben.

3.3. Die Durchführung von Flügen unter schwierigen Bedingungen

3.3.1. Die Besonderheiten des Betriebes auf Rasenplätzen

Der Betrieb des Flugzeuges ist auf Rasenplätzen mit einer Mindestfestigkeit von $6 \pm 0,5 \text{ kp/cm}^2$ bei Drücken in den Hauptfahrwerksreifen von $5 + 0,5 \text{ kp/cm}^2$ und bei Schwerpunktlagen in den Grenzen von $18 \% < \mu < 32 \%$ möglich.

Anmerkung: Die Bodenfestigkeit der Grasplätze liegt im Sommer in den meisten Fällen über $7,5 \text{ kp/cm}^2$. Die Festigkeit des Bodens ist durch die Spurtiefe der Haupträder festzustellen. Beim Reifendruck 5 kp/cm^2 gilt:

Spurtiefe [cm]	Bodenfestigkeit [kp/cm ²]
1 - 2	> 7,5
3	~ 6,5
4 - 4,5	~ 5,5

Das Abbremsen auf Böden mit Festigkeiten unter $6,5 \text{ kp/cm}^2$ ist wegen der größeren Einsinktiefen zu vermeiden.

3.3.1.1. Die Besonderheiten des Betriebes auf Rasenplätzen mit einer harten und trockenen Oberfläche (Festigkeit > $7,5 \text{ kp/cm}^2$)

Die Durchführung des Starts und der Landung erfolgen wie auf Betonbahnen. Bei größeren Bodenunebenheiten ist das Bugfahrwerk beim Start früher abzuheben und bei der Landung später herabzulassen.

Die Anrollstrecke beträgt unter diesen Bedingungen in der Standardatmosphäre 750 bis 1000 m bei v_{LOF} (IAS) = 180 bis 190 km/h.

3.3.2.

3.3.1.2. Die Besonderheiten des Betriebes auf Rasenplätzen mit einer weichen und trockenen Oberfläche (Festigkeit 5,5 bis 7,5 kp/cm²)

Beim Rollen sind größere Drosselstellungen (bis zu 40° УПТ) erforderlich. Die Lenkung erfolgt mit Hilfe des Handrades. Kurvenradien unter 15 m sind zu vermeiden. Start und Landung werden wie auf Betonbahnen ausgeführt.

3.3.1.3. Die Besonderheiten des Betriebes auf Rasenplätzen mit aufgeweichter Grasnarbe

Rollen:

Kurven sind unter Benutzung der Lenkung über die Pedalen und falls notwendig unter Zuhilfenahme der Bremsen und der Triebwerke zu rollen. Dabei sind Kurvenradien bis zu 30 m zu erzielen. Sind engere Kurven notwendig, ist die Bugradlenkung auszuschalten und mit Hilfe der Bremsen und einseitiger Leistungserhöhung zu rollen. Das Rollen mit einem abgestellten Triebwerk ist unter diesen Bedingungen nicht möglich.

Start:

Das Abheben des Flugzeuges hat bei etwas geringerem Anstellwinkel (4 bis 5° nach Längsneigungsanzeige) gegenüber einem Start auf festem Untergrund zu erfolgen. Das führt zu einer Erhöhung der Abhebegeschwindigkeit von ca. 10 km/h und einer Verlängerung der Anrollstrecke um ca. 10 %. Die Richtung wird beim Anrollen ohne Einsatz der Radbremsen gehalten. Das Abheben des Bugrades ist bereits bei 130 km/h durchzuführen.

Landung:

Nach der Berührung des Bodens durch die Hauptfahrwerke ist die Steuersäule voll zu ziehen. Die Luftschrauben sind etwas später vom Anschlag zu lösen (ca. 2 bis 3 s), um ein heftiges Absenken des Bugrades zu vermeiden.

Die Radbremsen sind, wenn erforderlich, in der zweiten Hälfte der Ausrollstrecke zu benutzen. Die Ausrollstrecke erhöht sich aus diesen Gründen auf 900 bis 1100 m.

Seitenwind:

Die zulässige Seitenwindkomponente bei Start und Landung ist Abb. 18 unter 1.4. zu entnehmen ($0,25 < \mu < 0,4$).

3.3.2. Die Besonderheiten des Winterflugbetriebes und die Durchführung des Fluges bei Vereisung

3.3.2.1. Das Verhalten der Besatzung bei Vereisung des Flugzeuges und die Bedienung der Enteisungsanlagen

Vorbereitung:

Die Vorbereitung des Fluges erfolgt in Übereinstimmung mit Abschnitt 2.2. und 2.3. Besonders wichtig ist die Überprüfung der Enteisungsanlagen auf ihre Funktionstüchtigkeit (siehe 5.9.1.) und die Überprüfung des Flugzeuges auf Ablagerungen von Schnee, Eis und Rauhreif. Beim Abspritzen des Flugzeuges ist darauf zu achten, daß die Spalte der Vorflügel der Landeklappen frei von Schneematsch bleiben.

1. Änderung, BB-An 24-4/85

Der Start mit einem nicht vollkommen von Schnee, Eis oder Raureif gereinigten Flugzeug ist streng untersagt!

Rollen:

Grundsätzlich sind vor jedem Flug einzuschalten:

- der Vereisungssignalisator PMO-2
- die Vereisungssignalisatoren CO-4A

Dazu wird der Schalter der Luftschraubenenteisung in die Stellung "Haupt" gebracht.

- die Heizung der Geber des statischen Druckes und des Gesamtdruckes (nicht früher als 2 min vor dem Start)
- die Scheibenheizung in Stellung "schwach".

Bei Temperaturen unter $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ bei gleichzeitigem Niederschlag oder Nebel ist die Heizung der Vorleitapparate und Triebwerkseinläufe nach dem Anlassen und die Luftschraubenheizung während des Rollens (jedoch nicht früher als 10 min vor dem Start) einzuschalten.

Dazu sind die Schalter "VLA" links und rechts in die Stellung "offen" (nach oben) und der Schalter der Luftschraubenheizung in die Stellung "Not" zu bringen. Die grünen Lampen "VLA" links und rechts müssen ständig und die Lampen der Luftschraubenheizung müssen abwechselnd für 24 s brennen.

Start:

Bei Temperaturen unter $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ bei gleichzeitigem Niederschlag oder Nebel ist der Start mit eingeschalteten Enteisungsanlagen der Vorleitapparate und Triebwerkseinläufe und der Luftschrauben durchzuführen.

Ist mit einer fluggefährdenden Vereisung zu rechnen, darf nicht gestartet werden!

Der Start mit eingeschalteter Enteisungsanlage der Flügel- und Leitwerksnasen ist in jedem Falle streng untersagt!

Das Einschalten der Flügelenteisung darf erst nach der Reduzierung der Triebwerksleistung auf N_{nom} erfolgen.

Flug:

Anzeichen für die Vereisung des Flugzeuges sind außer der Anzeige der Signallampen "Vereisung Flugzeug" oder "Vereisung Triebwerk" der Eisansatz an den Scheibenwischern und der mittleren Frontscheibe, die Verringerung der Geschwindigkeit und das Abfliegen von Eisstücken von den Luftschrauben.

Die Anlage der Enteisung der Vorleitapparate und Triebwerkseinläufe und die Luftschraubenheizung sind in jedem Falle vor Einflug in die Vereisungszone einzuschalten.

Grundsätzlich sind diese Anlagen deshalb vor dem Einflug in Wolken und Zonen mit Niederschlag oder Nebel bei Temperaturen unter $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ (nach THB) einzuschalten.

Achtung!

Es ist nicht gestattet, die Enteisungsanlage der Vorleitapparate und Triebwerkseinläufe verspätet einzuschalten! Dadurch kann Eis in das Triebwerksinnere gelangen, was sich durch Leistungsabfall und Klopfgeräusche bemerkbar macht und zur Zerstörung des Triebwerkes führen kann.

Bei Eisansatz an den Triebwerkseinläufen (Versäumnis der Besatzung oder Defekt der Anlage) ist folgende Handlungsweise vorgeschrieben:

Enteisungsanlage der Vorleitapparate und Triebwerkseinläufe nicht einschalten!
Bei Flügen in niedrigen Höhen in der Flughafenzonenzone sofort landen.

In allen anderen Fällen die Vereisungszone verlassen und auf dem nächsten Flughafen ohne Vereisungsbedingungen landen.

Sich ablösendes Eis kann zur Störung der normalen Arbeit der Triebwerke führen (Leistungsabfall, Klopfgeräusche). Kann die normale Arbeit des betreffenden Triebwerkes nicht wiederhergestellt werden, ist das Triebwerk mittels KFL-37 abzustellen.

Nach der Landung sind die Lufteinläufe und die Schaufeln der ersten Kompressorstufen einer Sichtkontrolle zu unterziehen.

Die Enteisungsanlage der Flügel- und Leitwerksnasen wird ebenfalls vor dem Einflug in die Vereisungszone eingeschaltet. Die Anlage wird bei schwacher und mäßiger Vereisung des Flugzeuges ständig und bei starker Vereisung periodisch eingeschaltet. Die Notwendigkeit des Überganges zur periodischen Einschaltung ist gegeben, sobald Eisansatz an den Triebwerksgondeln hinter den geheizten Einläufen beobachtet wird. Bei starker Vereisung wird die Anlage nach jeweils 8 bis 10 min für 3 bis 4 min eingeschaltet. Der Eisansatz und die Ablösung des Eises sind unter ständiger Beobachtung zu halten. Die Höhenleitwerksnase kann durch das Fenster im hinteren Gepäckraum auf Eisfreiheit überprüft werden.

Anmerkung: Bei eingeschalteter Flügelenteisung in Flughöhen unter 3000 m ist die Luftentnahme für die Klimaanlage auf 2 Einheiten (nach YPBK) zu verringern.

Beim Auftreten starker Vereisung während des Fluges ist eine Höhe einzunehmen in der keine oder nur schwache Vereisung auftritt.

In folgenden Fällen ist ein sofortiges Verlassen der Vereisungszone notwendig:

- beim Antreffen von Vereisungsbedingungen bei Temperaturen unter -20°C ,
- beim Ausfall von Enteisungsanlagen,
- beim Ausfall eines Triebwerkes.

Beim Ausfall von Enteisungsanlagen ist nach Möglichkeit auf einem Flughafen ohne Vereisungsbedingungen zu landen.

Anmerkung: Bedienung der Enteisungsanlage der Flügel- und Leitwerksnasen beim Flug mit einem Triebwerk siehe unter 4.1.2.3.6. und 4.1.2.4.9.

Landeanflug und Landung:

Die Enteisungsanlagen der Vorleitapparate und Triebwerkseinläufe sowie der Luftschaublen sind vor dem Einflug in Zonen möglicher Vereisung und bei Temperaturen unter $+5^{\circ}\text{C}$ in jedem Falle einzuschalten.

Die Enteisungsanlage der Flächen- und Leitwerksnasen ist ebenfalls vor Einflug in die Vereisungszone einzuschalten bzw. mit Beginn des Landeanfluges auf Dauerbetrieb zu schalten.

Achtung! Werden Landeanflug und Landung mit eingeschalteten Enteisungsanlagen durchgeführt, ist zur Verhinderung von negativem Schub beim Flug

5. Änderung BB- An 24-4/122

mit geringer Triebwerksleistung die Luftleerlaufsperrung um 4° nach YIIPT zu erhöhen (analog wie bei niedrigen Außentemperaturen)!

Vor dem Ausfahren der Landeklappen hat sich die Besatzung von der Eisfreiheit der Höhenleitwerksnase zu überzeugen.

Achtung!

Bei Eisansatz am Höhenleitwerk durch Ausfall der Enteisungsanlage sowie nach Flügen mit intensiver Vereisung sind die Landeklappen zur Landung nur auf 15° auszufahren.

Beim Ausfall von Enteisungsanlagen ist die Vereisungszone zu verlassen und auf einem Flughafen ohne Vereisungsbedingungen zu landen. Ist dies nicht möglich, so ist Landeanflug und Landung mit auf 15° ausgefahrenen Landeklappen unter Einhaltung folgender Geschwindigkeiten durchzuführen:

- Geschwindigkeit beim Ausfahren der Landeklappen auf 15° = 300 km/h (IAS)
- Geschwindigkeit mit auf 15° ausgefahrenen Landeklappen bis zum Abfangen = 260 bis 280 km/h (IAS)
- Aufsetzgeschwindigkeit = 220 bis 240 km/h (IAS)

Anmerkung: Beim Landeanflug und Durchstarten sind grobe Ruderausschläge zu vermeiden. Das Schieben des Flugzeuges darf nach der Anzeige des Wendezeigers eine Kugelbreite nicht überschreiten. Das Durchstarten mit eingeschalteter Flügelenteisung ist mit Startleistung der Triebwerke gestattet.

Besondere Flugsituationen unter Vereisungsbedingungen

Die Ablagerung von Eis an den Vorderkanten der Tragflächen und des Leitwerkes verschlechtert sehr stark die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeuges und stellt eine große Gefahr dar, weil sich der Fluganstellwinkel dem kritischen Anstellwinkel nähert, wenn auf der Flugzeugoberfläche Eisansatz auftritt.

Die vorher gegebenen Empfehlungen für die Benutzung der Enteisungssysteme und die Flugzeugführung bezogen sich nicht auf Eisansatz an der tragenden Oberfläche des Flugzeuges und der Sicherstellung der nötigen Flugreserven. Bei Nichtbeachtung dieser Empfehlungen kann Strömungsabriß an der Tragfläche (Verlust der Quersteuerbarkeit) wie auch am Höhenleitwerk (großes kopflastiges Moment, Übergang des Flugzeuges in den Sturzflug) auftreten.

In diesen Fällen ist nach folgenden Empfehlungen zu verfahren:

1. Strömungsabriß an der Tragfläche durch Eisansatz an der Tragflächen-Vorderkante:

Bedingungen, die den Strömungsabriß an der Tragfläche begünstigen:

- großer Anstellwinkel (Geschwindigkeit geringer als die vorgeschriebene)
- Lastvielfaches >1 infolge Ziehen der Steuersäule
- Schräglage des Flugzeuges

Anzeichen der Annäherung des Strömungsabbrisses an der Tragfläche:

- leichtes Schütteln des Flugzeuges
- Verringerung der Querruderbelastung (Möglichkeit des Auftretens der Umkehrung der Ruderbelastung)
- Abkippen des Flugzeuges über die Fläche

Handlungen der Besatzung zur Wiederherstellung der normalen Fluglage:

- durch gleichmäßiges Drücken der Steuersäule das Flugzeug in einen geringeren Anstellwinkel bis zur Wiederherstellung der Quersteuerbarkeit überführen
- Triebwerksleistung erhöhen
- Fluggeschwindigkeit erhöhen
- Flugzeug aus Schräglage herausführen und normale Fluglage einnehmen
- Enteisierungssysteme der Tragflächen und des Leitwerks einschalten, falls sie nicht in Betrieb waren

2. Strömungsabriß am Höhenleitwerk durch Eisansatz an der Höhenleitwerksvorderkante

Bedingungen, die den Strömungsabriß am Höhenleitwerk begünstigen:

- Landeklappen $> 15^{\circ}$ ausgefahren
- Geschwindigkeit im Landeanflug größer als die vorgeschriebene (besonders bei geringem Fluggewicht)
- Lastvielfaches < 1 durch Drücken der Steuersäule
- hohe Triebwerksleistung

Anzeichen des Strömungsabrisses am Höhenleitwerk:

- merkliche Verringerung der Höhenrunderbelastung
- langsame Verstärkung der Höhenrunderbelastung, die ein Nachvorgehen der Steuersäule und den Übergang des Flugzeuges in den Sturzflug bewirkt

Handlungen der Besatzung zur Wiederherstellung der normalen Fluglage:

- Steuersäule nicht nach vorn gehen lassen; im Falle eines Sturzfluges durch Ziehen der Steuersäule das Flugzeug aus dem Sturzflug herausführen
- sofort den Ausfahrwinkel der Landeklappen auf 15° verringern, um die Längssteuerbarkeit wieder herzustellen
- Leistung der Triebwerke bis Luftleerlauf verringern (falls TW-Leistung höher war)
- Enteisierungssysteme der Tragflächen und des Leitwerks einschalten, falls sie nicht in Betrieb waren
- nach dem Herausführen des Flugzeuges aus dem Sturzflug durchstarten und in die zweite Platzrunde übergehen.

3.3.2.2. Die Besonderheiten des Betriebes auf verschneiten Flugplätzen

Start und Landung des Flugzeuges sind zulässig (bis zur vollen Startmasse) auf einer frisch gefallenen trockenen Schneedecke bis 20 cm Höhe und auf 10 bis 15 cm festgewalztem Schnee beliebiger Festigkeit bei einer max. Seitenwindkomponente von 8 m/s (siehe Abb. 18 unter 1.4.) und bei Betriebsschwerpunktlagen $18 \% < \mu < 32 \%$.

Rollen:

Die Rollgeschwindigkeit, die 30 km/h unter diesen Bedingungen nicht überschreiten soll, ist so zu wählen, daß die Bewegung des Flugzeuges jederzeit unter Kontrolle gehalten werden kann. Bei festen und glatten Schneedecken ist bei Geschwindigkeiten unter 5 km/h die Bugradlenkung über die Pedalen und bei Rollgeschwindigkeiten über 5 km/h die Bugradlenkung mittels Handrad zu benutzen.

Das Stehenbleiben des Flugzeuges während des Rollens ist insbesondere auf Stellen verminderter Festigkeit der Schneedecke zu vermeiden.

Start:

Das Abheben des Flugzeuges hat bei etwas geringerem Anstellwinkel (4 bis 5° nach Längsneigungsanzeige) zu erfolgen. Das führt zu einer Erhöhung der Abhebegeschwindigkeit um ca. 10 km/h und einer Verlängerung der Anrollstrecke um ca. 10 %. Die Richtung wird

beim Anrollen ohne Einsatz der Radbremsen gehalten. Das Abheben des Bugrades ist bereits bei 130 km/h durchzuführen.

Landung:

Die Aufsetzgeschwindigkeit ist die gleiche wie auf betonierter Bahn und beträgt 160 - 180 km/h.

Nach der Berührung des Bodens durch die Hauptfahrwerke ist die Steuersäule voll zu ziehen. Die Luftschrauben sind etwas später vom Anschlag zu lösen (ca. 2 bis 3 s), um ein heftiges Absenken des Bugrades zu vermeiden. Die Radbremsen sind erst in der zweiten Hälfte der Ausrollstrecke zu benutzen.

Richtwerte:

Unter den Bedingungen von 760 Torr und $- 5^{\circ}\text{C}$ gelten die folgenden Richtwerte auf schneebedeckten Bahnen bei Windstille:

Zustand der SLB	Anrollstrecke [m]	Ausrollstrecke [m]
10 cm frisch gefallener Schnee	680	900 - 1000
15 cm frisch gefallener Schnee (0,3 - 0,35 g/cm ²)	780	900 - 1000

Nach dem Start von einem stark verschneiten Flugplatz hat sich die Besatzung vor dem Einfahren der Landeklappen davon zu überzeugen, daß die Landeklappenspalte schneefrei sind. Wird Schnee im Klappenspalt festgestellt, darf die Landeklappe nicht eingefahren werden und es ist mit einem Landeklappenausschlag von 15° auf dem Starthafen zu landen.

3.3.3. Die Durchführung von Flügen in Gewitterzonen und bei Turbulenz

Das Einfliegen in Schauer- oder Gewitterwolken ist grundsätzlich verboten!

Besteht die Möglichkeit, während des Fluges auf Schauer oder Gewitter zu stoßen, ist der Luftraum vor dem Flugzeug ständig zu beobachten (beim Flug in den Wolken mit Hilfe der Bordradaranlage - Betriebsart "ПРЕНЯТСТВО").

Radarechos von Schauer- oder Gewitterwolken verändern ihre Form mit der Antennenneigung weniger stark als Bodenechos und sind durch charakteristische Schatten an den Grenzen gekennzeichnet.

Es ist zu beachten, daß bei Flügen in Gebieten intensiver Niederschläge die Ortung der Gewitterkerne auf dem Radarschirm stark erschwert sein kann.

Ein charakteristisches Anzeichen für Gewittertätigkeit sind Funkstörungen, die bereits in 50 bis 100 km Entfernung bemerkt werden.

Das Durchfliegen einer Gewitterfront ist unterhalb der Wolkenobergrenze nur bei einem Abstand zwischen den benachbarten Radarechos von mindestens 50 km erlaubt. Die Stelle für den Durchflug ist mindestens 100 km vor der Front auszuwählen.

Beim seitlichen Umfliegen einer Gewitterzone muß der Abstand zum Radarecho mindestens 10 km bei Sichtflugbedingungen mindestens 5 km betragen.

Besteht die Möglichkeit des sicheren Umfliegens einer Gewitterzone nicht, ist zum Starthafen oder einem Ausweichplatz zurückzukehren. Bei unbeabsichtigtem Einflug in Gewitterwolken sind die Funkanlagen (UKW-Stationen sowie Radiokompasse und Funk-Navigationsanlagen) auszuschalten und das Flugzeug sofort aus der Gewitterzone herauszuführen.

Zonen und Flughöhen starker Turbulenz sind nach Möglichkeit zu meiden!

Beim Auftreten starker Turbulenz hat sich die Besatzung wie folgt zu verhalten:

- Besatzung und Passagiere haben sich anzuschnallen.
- Der Kommandant darf seinen Platz für die Dauer des Fluges in der Turbulenzzone nicht verlassen.
- Die Fluggeschwindigkeit darf 350 km/h (IAS) nicht unterschreiten; die Flughöhe darf bei Flugmassen > 20 t nicht über 7000 m betragen.
- Die Rudermaschinen des Autopiloten sind abzuschalten.
- Es ist zu versuchen, das Flugzeug durch vorsichtige (keinesfalls heftige!) Ruderausschläge nach den mittleren Anzeigen des künstlichen Horizontes in einer annähernd normalen Fluglage zu halten.
- Kursänderungen dürfen nicht im Steigflug und nicht mit mehr als 10° Querneigung durchgeführt werden.
- Wird beim Einflug in Wolken Turbulenz erwartet, ist eine stabile Fluglage ohne Querneigung einzunehmen.
- Beim Einflug in starke Abwindgebiete darf dem Höhenverlust nicht durch starke Anstellwinkelvergrößerung begegnet werden. Eine starke Geschwindigkeitsveränderung ist nicht zuzulassen.
- Plötzlich auftretendes Schütteln des Flugzeuges ist ein Zeichen abreißen der Strömung und erfordert sofortiges Andrücken zur Verringerung des Anstellwinkels. Bei Verlust der Ruderwirkung durch verspätetes Eingreifen ist gemäß 3.2.2.1. (Unterschreitung der Minimalgeschwindigkeit) zu handeln.
- Beim Auftreten von Turbulenz über Gebirgen ist durch Kurs- oder Höhenänderungen zu versuchen, die Turbulenzzone zu verlassen. Das Überfliegen von Gebirgskämmen hat in jedem Falle mit einer Höhendifferenz von mindestens 600 m zu erfolgen.

4. Verhalten bei Gefahrenzuständen

4.
4.1.
4.1.1.

4.1. Verhalten der Besatzung bei Brand und bei Ausfällen wichtiger technischer Anlagen an Bord des Flugzeuges

4.1.1. Verhalten der Besatzung bei Brand an Bord des Flugzeuges

4.1.1.1. Brand in den Tragflächen

Beim Auftreten eines Brandes in den Triebwerksgondeln oder den Tragflächen signalisieren bei normaler Funktion der Anlage die entsprechenden Warnlampen und die Sirene. Die gelben Lampen der ersten Reihe der Feuerlöscher OC-8M (1,1A und 1B) müssen verlöschen.

Frühestens 10 s nach dem Ansprechen der ersten Reihe ist der Hauptschalter der Anlage aus der Stellung "Löschung" in die Neutralstellung und danach wieder in die Position "Löschung" zu bringen. Spricht die Signalisation danach nicht mehr an, ist der nächste Flughafen in der niedrigsten möglichen Höhe anzufliegen.

Anmerkung: Der Hauptschalter darf nicht früher als 10 s nach der Auslösung der Feuerlöscher in die Neutralstellung gebracht werden, da der entstehende Druck in den Leitungen ein erneutes Öffnen der Ventile nicht zuläßt.

Beim Auftreten eines Brandes in den Tragflächen ist zusätzlich das Triebwerk der betreffenden Seite stillzusetzen (s.4.1.1.4.) und die Kraftstoffpumpen dieser Seite auszuschalten.

4.1.1.2. Auslösung der zweiten Reihe Feuerlöscher OC-8M

Wurde der Brand durch die Feuerlöscher der ersten Reihe nicht gelöscht, ist die zweite Reihe durch Drücken des Knopfes "2. Gruppe Löscher Flächen und Gondel" auszulösen. Die Überprüfung der Wirkung geschieht in der gleichen Weise. Ist der Brand danach gelöscht, ist der nächste Flughafen in der niedrigsten möglichen Höhe anzufliegen. Ist der Brand wiederum nicht gelöscht, muß unverzüglich extrem gesunken, eine Notmeldung abgesetzt und eine Notlandung durchgeführt werden.

4.1.1.3. Brand in den Triebwerksgondeln

Tritt ein Brand in den Triebwerksgondeln auf, handelt die Besatzung in der gleichen Weise wie unter 4.1.1.1. und 4.1.1.2. Zusätzlich ist das Triebwerk der betreffenden Seite stillzusetzen und die Innenlöschung auszulösen (siehe 4.1.1.4.).

4.1.1.4. Brand im Innern der Triebwerke

Leuchten die roten Signallampen "Brand im Triebwerk" auf, so sind die folgenden Handlungen am betreffenden Triebwerk sofort auszuführen:

1. KΦJ-37 drücken (K. BM);
2. Brandhahn schließen (BM);
3. Gleich- und Wechselstromgenerator abschalten (BM);
4. Knopf "Triebwerksinnenlöschung" drücken (K. BM); (beide gelben Lampen der Feuerlöscher OC-2 müssen verlöschen!);
5. die hydraulische Segelstellung betätigen (BM);
6. das Luftentnahmeventil schließen (R. P);
7. Stoppventil schließen (BM);
8. Drosselstellung $\gamma_{IPT} = 0^\circ$ (BM).

Anmerkung: Zusätzlich kann die erste Reihe der Feuerlöscher durch Drücken der Knopflampe der betreffenden Gondel ausgelöst werden.

4.1.2.

In jedem Falle, da die Luftschraube eines Triebwerkes während des Fluges automatisch in Segelstellung fährt oder das Triebwerk infolge Abfalls des Schmierstoffdruckes unter $3,5 \text{ kp/cm}^2$ oder völligen Schmierstoffverlustes abgestellt werden muß, ist die Innenlöschung dieses Triebwerkes unverzüglich auszulösen.

Wenn sich während des Fluges ein oder beide Feuerlöscher OC-2 selbständig auslösen oder Rauch in die Kabine eindringt oder wenn die Triebwerksinnenlöschung versehentlich ausgelöst wird ist der Schmierstoffdruck und -vorrat aufmerksam zu überwachen, da in diesem Falle Schmierstoff in die Atmosphäre austreten kann. Gelangt Löschmittel in das Innere des Triebwerkes ohne daß ein Brand vorlag, ist entsprechend der Technischen Anweisung CC-AI 24-6/12 zu verfahren.

4.1.1.5. Fehler in der Brandwarn- und -löschanlage

Wird ein Brand am Flugzeug festgestellt und die Signalisation spricht nicht an, oder die gelben Lampen der Behälter 1,1A und 1B verlöschen nicht, so ist die erste Reihe der Feuerlöscher OC-8M durch Drücken der entsprechenden Knopflampe auszulösen. Danach wird entsprechend Punkt 4.1.1.1. bis 4.1.1.4. gehandelt.

Wenn sich während des Fluges alle Feuerlöscher OC-8M selbsttätig entleeren oder Rauch in die Kabine eindringt, hat die Besatzung sich vom Fehlen eines Brandes und der normalen Triebwerksarbeit zu überzeugen, Schmierstoffdruck und -vorrat aufmerksam zu überwachen und auf dem nächsten geeigneten Flughafen zu landen.

4.1.1.6. Allgemeine Verhaltensregeln bei Bränden an Bord

Jedes Besatzungsmitglied, das Anzeichen für einen Brand an Bord beobachtet, hat dem Kommandanten unverzüglich Mitteilung darüber zu machen.

Bei jedem Brand sind die Feuerlöschanlagen des Flugzeuges einzusetzen, ist die niedrigste mögliche Flughöhe einzunehmen und der nächste Flughafen anzufliegen.

Nach der Löschung ist die Brandstelle ständig zu beobachten.

Brennende elektrische Anlagen oder Funkgeräte sind sofort vom Bordnetz zu trennen.

Brände innerhalb der Kabine sind mit den Handfeuerlöschern OY zu bekämpfen.

4.1.2. Verhalten der Besatzung beim Ausfall von Triebwerksanlagen

Beim Ausfall eines Triebwerkes kann die Größe des negativen Schubes beträchtliche Werte annehmen. Das kann zu gefährlichen Flugzuständen führen, wenn die Besatzung nicht sofort und richtig handelt.

Von besonderer Wichtigkeit für die Flugtüchtigkeit mit einem Triebwerk ist

5. Änderung BB-An 24-4/122

die Einhaltung bzw. das Aufholen der in diesem Abschnitt vorgeschriebenen Geschwindigkeiten. Kurven dürfen beim Flug mit einem Triebwerk mit einer Querneigung bis zu 15° nach jeder Seite durchgeführt werden.

4.1.2.1. Anzeichen für den Ausfall eines Triebwerkes

Jeder Triebwerksausfall ist von einer Drehung des Flugzeuges mit Querneigung in Richtung des ausgefallenen Triebwerkes und von einer Geschwindigkeitsverminderung begleitet.

Außerdem deuten folgende Anzeichen auf den Ausfall eines Triebwerkes hin:

1. Abfall des MKM -Druckes;
2. Verringerung der Kraftstoffverbrauchsanzeige;
3. Abfall des Kraftstoffdruckes vor den Einspritzdüsen;
4. Erhöhung oder Verringerung der Drehzahl über die zulässige Grenze;
5. Ansteigen oder Absinken der Abgastemperatur;
6. Abfall des Schmierstoffdruckes unter den zulässigen Wert;
7. Gefährliche Vibration nach der Anzeige MB- 41.

4.1.2.2. Triebwerksausfall beim Start

Bei Geschwindigkeiten zur Zeit des Triebwerksausfalles kleiner oder gleich der kritischen Geschwindigkeit v_1 ist der Start abzubrechen, unabhängig davon, ob die Luftschraube in Segelstellung gefahren ist; bei Geschwindigkeiten größer v_1 wird der Start fortgesetzt.

4.1.2.2.1. Abbruch des Starts vor dem Abheben

1. Die Drosselhebel auf 0° YIPT zurücknehmen (K.BM);
2. das Flugzeug mit Hilfe der Ruder und der Bremsen in der Startrichtung zu halten versuchen (P);
3. das Bugrad zügig, aber nicht heftig herunterlassen (P);
4. die Luftschrauben vom Anschlag lösen (K.BM);
5. die Radbremsen nach den Erfordernissen einsetzen und die Richtung mit Hilfe der Bugradlenkung ("Start - Landung") halten (P).

4.1.2.2.2. Abbruch des Starts nach dem Abheben

1. Die Drosselhebel auf 0° VII PT zurücknehmen (K. EM);
2. das Flugzeug horizontal und in Startrichtung halten, wieder aufsetzen und das Bugrad herablassen (P);
3. Luftschrauben vom Anschlag lösen (K. EM);
4. die Richtung mit Hilfe der Bugradlenkung einhalten und die Bremsen voll einsetzen (P);
5. besteht die Gefahr des Zusammenstoßes mit Hindernissen, sind die Triebwerke hydraulisch in Segelstellung zu fahren und das Bordnetz auszuschalten (EM) (siehe Abb. 68 (1)). Wenn erforderlich, ist nach Betätigung des Schalters (33) (Abb. 53) das Einfahren des Fahrwerkes möglich.

4.1.2.2.3. Die Fortsetzung des Starts mit einem Triebwerk

1. Das Flugzeug in Startrichtung durch Seitenruderausschlag und 2 bis 4° Querruderausschlag nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes zu halten versuchen (P).

Anmerkung: Beim Ausfall des rechten Triebwerkes ist die Einhaltung der Flugrichtung bei Geschwindigkeiten unter 200 km/h ohne Querneigung nicht möglich.

2. Bei einer Geschwindigkeit von 210 km/h und in einer Höhe von 5 m die Räder bremsen (B) und die Fahrwerke einfahren (P. EM).
3. Geschwindigkeit aufholen bis auf 210 bis 220 km/h (v_2 ; IAS) und mit dieser Geschwindigkeit den Steigflug durchführen (P).
4. Die Arbeit der automatischen Segelstellungsanlage überwachen. Führt die Luftschraube nicht automatisch in Segelstellung, ist unverzüglich der Knopf K Φ Л-37 des ausgefallenen Triebwerkes zu drücken und die hydraulische Segelstellung dieser Luftschraube zu betätigen (K. EM).
5. Brandhahn des ausgefallenen Triebwerkes schließen.
6. Hydraulische Segelstellung des ausgefallenen Triebwerkes betätigen (K. EM).
7. Nach dem Überfliegen aller Hindernisse in Startrichtung, in einer Höhe nicht unter 120 m werden die Landeklappen bei einer IAS = 220 ... 240 km/h in Stufen zu 5° eingefahren (K.EM). Dabei ist die Geschwindigkeit auf 240 ... 260 km/h zu erhöhen; es darf kein Höhenverlust eintreten (P).
8. Falls notwendig, den weiteren Steigflug bei einer Geschwindigkeit von 240 ... 260 km/h durchführen (P).
9. Je nach Notwendigkeit das arbeitende Triebwerk drosseln und zur Landung anfliegen (P. EM).

4.1.2.3. Triebwerksausfall im Steigflug

1. Fluglage sichern (P).
2. Ist die Luftschraube nicht automatisch in Segelstellung gefahren, den Knopf K Φ Л-37 des ausgefallenen Triebwerkes drücken (K. EM).
3. Brandhahn des ausgefallenen Triebwerkes schließen (EM);
4. Hydraulische Segelstellung des ausgefallenen Triebwerkes betätigen (EM);
5. Stoppventil des ausgefallenen Triebwerkes schließen (EM);
6. Austrimmen; falls erforderlich, den Steigflug fortsetzen (Steiggeschwindigkeit siehe unter 1.5.);

Anmerkung: Bei eingeschalteter Enteisungsanlage der Flügel- und Leitwerksnasen verringert sich die Vertikalgeschwindigkeit im Mittel um 1 m/s. In diesem Falle wird empfohlen, den Flug mit Startleistung des arbeitenden Triebwerkes durchzuführen. Die praktische Gipfelhöhe beträgt dabei ca. 2000 m.

7. Anflug eines Ausweichhafens oder des Starthafens.

4.1.2.4. Triebwerksausfall im Reiseflug

1. Fluglage sichern (P);
2. ist die Luftschaube nicht automatisch in Segelstellung gefahren, den Knopf KΦЛ-37 drücken (K. EM).
3. Brandhahn des ausgefallenen Triebwerkes schließen (EM).
4. Hydraulische Segelstellung des ausgefallenen Triebwerkes betätigen (EM).
5. Fluggeschwindigkeit durch Leistungserhöhung sichern (K. EM).
6. Austrimmen (P).
7. Es ist auf eine solche Höhe zu sinken, die den Horizontalflug mit einer IAS = 250 ... 260 km/h gestattet und der Flug zum nächsten geeigneten Flughafen fortzusetzen.
8. Für gleichmäßige Kraftstoffentnahme aus beiden Tragflächen Sorge tragen (EM).
9. Das Luftentnahmeventil des ausgefallenen Triebwerkes schließen (R.P.).
Macht sich beim Flug mit einem Triebwerk die Enteisung der Flügel- und Leitwerksnasen erforderlich, ist die Erhöhung der Triebwerksleistung des arbeitenden Triebwerkes auf Startleistung gestattet.

4.1.2.5. Triebwerksausfall beim Sinken

Beim Ausfall des Triebwerkes bei Drosselstellungen unter $26 \pm 2^\circ$ YHPT muß die Segelstellung der Luftschaube von Hand eingeleitet werden. Der Abfall des Drehmomentes und des Kraftstoffdruckes können gering sein. Handlungen der Besatzung wie unter 4.1.2.4.

4.1.2.6. Triebwerksausfall im Landeanflug

Der Ausfall eines Triebwerkes im Landeanflug gehört zu den gefährlichsten Vorkommnissen und erfordert schnelle und richtige Handlungen der Besatzung (innerhalb von 3 bis 5 s nach dem Triebwerksausfall), da die automatische Segelstellung bei Drosselstellungen unter $26 \pm 2^\circ$ YHPT nicht arbeitet und die Rudermomente infolge der geringen Geschwindigkeit stark vermindert sind. Aus diesem Grunde ist der Überwachung der Arbeit der Triebwerke im Landeanflug besondere Aufmerksamkeit zu widmen und bei den ersten Anzeichen eines Ausfalles die Luftschaube in Segelstellung zu fahren (K. EM). Nach dem Drücken des Knopfes KΦЛ-37 ist in jedem Falle die hydraulische Segelstellung zusätzlich zu betätigen.

Die in Abhängigkeit von der Flughöhe notwendigen Handlungen beim Triebwerksausfall im Landeanflug zeigt die nachstehende Tabelle:

Handlungen der Besatzung bei Ausfall des Triebwerkes im Landeanflug			
		Ausfall des Triebwerkes in Höhen	
		über 50 m	von 50 bis 10 m
1	P/K	Fluglage und Richtung sichern	
2	K.BM	Ist die Luftschaube des ausgefallenen Triebwerkes nicht automatisch in Segelstellung gefahren, unverzüglich den Knopf KFL-37 drücken, Brandhahn schließen, hydraulische Segelstellung auslösen.	
3	K.BM	10 bis 15° Querneigung nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes einnehmen und auf Startleistung erhöhen	10° Querneigung nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes einnehmen und die Leistung so erhöhen, daß eine vorzeitige Bodenberührung vermieden wird (nahezu Startleistung)
4	K.BM	Die Landeklappen in mehreren Stufen auf 15° zurückfahren u.d. Landeanflug mit einer IAS = 220...240 km/h fortsetzen	-
5	P/K	Die Landung nach 4.1.2.8. durchführen	

x) Wenn beim Ausfall eines Triebwerkes im Landeanflug in Höhen unter 10 m die automatische Segelstellungsanlage nicht anspricht, wird die Luftschaube nicht in Segelstellung gefahren, die Triebwerksleistung nicht erhöht und die Landeklappenstellung nicht verändert, um die Flugzeugführung nicht unnötig zu erschweren.

4.1.2.7. Ausfall aller Segelstellungsanlagen (Flug mit Autorotation)

Führt die Luftschaube eines ausgefallenen Triebwerkes durch Versagen aller Segelstellungsanlagen nicht in Segelstellung, ist kein Horizontalflug mehr möglich.

Handlungen der Besatzung bei Autorotation einer Luftschaube:

1. Fluglage sichern (P)
2. Startleistung des arbeitenden Triebwerkes einstellen (K. BM)
3. Die Geschwindigkeit von 250...260 km/h (IAS) auf Kosten der Höhe halten (P)
4. Querneigung von 5 bis 10° zur Seite des arbeitenden Triebwerkes einnehmen (P)
5. Luftschauben vom Anschlag lösen (K. BM) und dabei die Fluglage durch energische Ruderausschläge zu sichern versuchen, da sich der negative Schub des ausgefallenen Triebwerkes für ca. 3 s stark erhöht.
6. Stoppventil des ausgefallenen Triebwerkes schließen (BM)
7. Nach Abfall der Drehzahl des ausgefallenen Triebwerkes auf 19 bis 20 % den Schalter in die Position "Luftschauben auf Anschlag" bringen (K. BM)
8. Den Flug mit minimaler Sinkgeschwindigkeit bei einer IAS von 250 bis 260 km/h mit einer Querneigung von 6 bis 8° nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes fortsetzen.
9. Einen geeigneten Notlandeplatz oder Ausweichflughafen anfliegen (P). Gleitweite und Vertikalgeschwindigkeit siehe unter 1.6.
10. Durchführung der Landung nach 4.1.2.8.2.

4.1.2.8. Landeanflug, Landung und Durchstarten mit einem ausgefallenen Triebwerk

4.1.2.8.1. Luftschraube des ausgefallenen Triebwerkes in Segelstellung

1. Vierte Kurve in der vorgeschriebenen Verfahrenshöhe mit 15° Querneigung bei einer IAS von 260 km/h im Horizontalflug durchführen.
2. Fahrwerk und Landeklappen auf 15° ausfahren (K. BM)
3. Landeanfluggeschwindigkeit IAS = 240 km/h
4. Ist der Kommandant von der Möglichkeit der Landung überzeugt, wird in einer Entfernung von nicht mehr als 1000 m zur Landebahnschwelle die Landeklappe auf 38° ausgefahren (K. BM).
5. Gleitflug bei einer IAS von 210 bis 220 km/h fortsetzen
6. Bei Abfangbeginn muß die IAS 210 km/h betragen.
Abfangen und Landung wie unter normalen Bedingungen ausführen. Abfangpunkt näher an der Landebahnschwelle als gewöhnlich wählen (P).
7. Nach dem Herablassen des Bugrades Drosselhebel auf 0° VIIPT einstellen, die Luftschraube vom Anschlag lösen (K. BM).
8. Die Richtung mit Hilfe der Bugradlenkung (Position "Start-Landung") nötigenfalls durch Unterstützung der Bremsen einhalten (P).

4.1.2.8.2. Luftschraube des ausgefallenen Triebwerkes in Autorotation

1. Nach Möglichkeit in einer Flughöhe von 1800 bis 2000 m in das Verfahren des Landeplatzes einfliegen.
2. Die Landeberechnung auf Nennleistung des arbeitenden Triebwerkes aufbauen und die vierte Kurve in einer Entfernung von 8 bis 9 km in einer Höhe von 800 bis 1000 m durchführen.
3. In der Landegeraden das Fahrwerk ausfahren und den Gleitflug nach den Erfordernissen mit Startleistung oder Nominalleistung durchführen.
4. Bei richtiger Landeberechnung kann die Landeklappe in einer Entfernung von ca. 1000 m von der Landebahnschwelle auf 15° ausgefahren werden (K. BM).
5. Den Landeanflug mit 15° Landeklappenausschlag bei einer IAS von 220 bis 240 km/h fortsetzen.
6. Landung mit 15° Landeklappenausschlag durchführen.

4.1.2.8.3. Durchstarten mit einem ausgefallenen Triebwerk

Das Durchstarten mit einem ausgefallenen Triebwerk ist nur möglich bei Segelstellung der Luftschraube des ausgefallenen Triebwerkes und bei Landeklappenstellung $\leq 15^\circ$.

Die kritische (geringste) Höhe für den Abbruch des Landeanfluges mit einem Triebwerk beträgt 50 bis 70 m, die minimale IAS 220 bis 240 km/h in Abhängigkeit von der Flugmasse bei Landeklappenstellungen $\leq 15^\circ$.

1. Startleistung des arbeitenden Triebwerkes einstellen (K. BM).
2. Fahrwerk unverzüglich einfahren (BM).
3. IAS von 230 bis 240 km/h einnehmen (P).
4. Landeklappen in einer Höhe von mindestens 50 m stufenweise einfahren (K. BM).
5. Fluglage durch Seitenruder- und Querruderausschläge sichern und eine Querneigung von 3 bis 4° nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes einnehmen (P).

4.1.2.9. Landung mit asymmetrischem Schub

Während des Sinkfluges und des Landeanfluges hat der Bordmechaniker ständig auf die Anzeige der Drehmomentenmesser zu achten. Bei Differenzen der Anzeige unter 15 kp/cm^2 wird die Landung wie unter normalen Bedingungen durchgeführt. Bei Differenzen größer als 15 kp/cm^2 wird folgende Handlungsweise vorgeschrieben:

1. Während des Abfangens in einer Höhe von 6 bis 8 m ist das Stoppventil des Triebwerkes zu schließen, dessen Regelbarkeit beeinträchtigt ist (d.h. dessen Drehmomentenanzeige beim Reduzieren der Leistung außerhalb der Norm lag).
2. Fluglage sichern (P).
3. Bei einer IAS von 160 bis 178 km/h in Abhängigkeit von der Flugmasse aufsetzen (P). Das Flugzeug neigt nicht zum Durchfallen oder zu plötzlicher Fahrtverminderung.
4. Die Landung wie unter 4.1.2.8.1. durchführen. Die erforderliche Länge der Landebahn beträgt bei dieser Landung unter Standardbedingungen 1000 m.

4.1.2.10. Abstellen eines Triebwerkes im Fluge

In jedem Falle, da ein Triebwerk im Fluge stillgesetzt werden muß, ist die Luftschraube dieses Triebwerkes in Segelstellung zu fahren.

Zum Abstellen sind folgende Tätigkeiten am betreffenden Triebwerk auszuführen:

1. Den Drosselhebel auf Luftleerlauf einstellen (K. BM). (Das Auslösen der Segelstellung ist grundsätzlich bei jeder Drosselstellung möglich.)
2. Den Knopf KØJ-37 für 2 bis 3 s drücken (die orangefarbene Kontrollampe muß für 12 s aufleuchten) (K. BM).
3. Brandhahn schließen (BM).
4. Zusätzlich die hydraulische Segelstellung betätigen (BM).
5. Das Stoppventil schließen (BM).
6. Gleich- und Wechselstromgenerator abschalten (BM).
7. Luftentnahmeventil schließen (R. P).

4.1.2.11. Anlassen eines Triebwerkes im Fluge

Das Anlassen eines ordnungsgemäß arbeitenden Triebwerkes ist nur in den Fällen zulässig, da das Triebwerk durch falsche Bedienung oder zu Übungszwecken stillgesetzt wurden.

Es ist streng untersagt, ein Triebwerk, das infolge eines Schadens automatisch oder von Hand abgestellt wurde, im Fluge wieder anzulassen.

Das Anlassen des Triebwerkes im Fluge ist zulässig:

1. In Höhen unter 6000 m.
2. Bei $260 < \text{IAS} < 300 \text{ km/h}$.
3. Bei Schmierstofftemperaturen über $+ 25 \text{ }^\circ\text{C}$.
4. Wenn die Triebwerkseinläufe und die Luftschraubenblätter eisfrei sind.
5. Wenn sich die Luftschraube durchdreht.

Zur Vorbereitung des Anlassens ist erforderlich:

1. Drosselhebel auf 0° YIPT einstellen (BM).
2. Umschalter "Boden-Luft" in die Position "Luft" stellen (L. P).
3. Schalter für Zwischenanschlag: "am Anschlag" (BM).

4. Luftentnahmeventil des anzulassenden Triebwerkes schließen (R. P).
5. Ventil der hydraulischen Segelstellung schließen (BM).
6. Brandhahn öffnen (BM).
7. Stoppventil öffnen (BM).

Das Anlassen im Fluge ist in der folgenden Weise durchzuführen:

1. Querneigung von 8 bis 10° nach der Seite des arbeitenden Triebwerkes einnehmen (P).
2. Den Schalter "Anlassen in der Luft" einschalten (K.BM).

Achtung! Die Betätigung des Luft-Anlaßschalters des laufenden Triebwerkes kann zur Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr und zum Ausfall dieses Triebwerkes führen und ist daher verboten.

Die Stromversorgung des Luft-Anlaßschalters geschieht durch die Gleichstromhauptschiene. Bei zwei abgestellten Triebwerken oder Generatoren ist der Schalter der Notschiene in die neutrale Position zu bringen, um die Versorgung der Zündkerzen sicherzustellen.

3. Drei bis vier Sekunden nach der Einschaltung des Anlaßschalters (Anlaßkraftstoff und Zündkerzen) wird der Knopf KΦЛ-37 mehrmals kurzzeitig herausgezogen, bis die Drehzahl auf 15 bis 20 % angestiegen ist (BM).
4. Nach der Entflammung (Gastemperatur beginnt anzusteigen) ist der Schalter "Anlassen in der Luft" wieder auszuschalten (BM).
5. Mit Beginn des Temperaturanstieges wird der Knopf KΦЛ-37 weiter gezogen, bis eine Drehzahl von 60 bis 65 % erreicht ist (BM).
6. Fluglage überwachen und sichern, da der Übergang des Triebwerkes auf die Betriebsdrehzahl von starken Gier- und Rollmomenten begleitet ist (P).
7. Nach Erreichen der Betriebsdrehzahl wird der Drosselhebel auf Luftleerlauf eingestellt (BM).
8. Einschalten des Gleich- und Wechselstromgenerators (BM).
9. Öffnen des Luftentnahmeventils (R. P).
10. Nach Erreichen der Schmierstofftemperatur von 40 °C die gewünschte Drosselstellung einstellen.

Das Anlassen im Fluge ist zu unterbrechen:

1. Wenn keine Entflammung erfolgt (Gastemperatur steigt nicht an).
2. Wenn die Gastemperatur über 700 °C ansteigt.
3. Wenn nach der Entflammung der Drehzahlanstieg aufhört.
4. Wenn die Drehzahl über 110 % ansteigt.
5. Wenn der Schmierstoffdruck eine Minute nach Erreichen der Betriebsdrehzahl weniger als 3 kp/cm² beträgt.

Zur Unterbrechung des Anlaßvorganges ist die Luftschaube durch Drücken des Knopfes KΦЛ-37 in Segelstellung zurückzufahren, das Stoppventil zu schließen und der Schalter "Anlassen in der Luft" auszuschalten. Das Anlassen im Fluge ist nach jedem Anlaßvorgang am Boden je Triebwerk insgesamt dreimal gestattet.

4.1.2.12. Luftschaube löst sich beim Ausrollen nicht vom Anschlag

Löst sich eine Luftschaube im Ausrollen nicht vom Anschlag, entsteht ein Moment um die Hochachse und die Drehzahl des Triebwerkes fällt unter die Leerlaufdrehzahl ab (es besteht die Gefahr des Pumpens).

1. Die Richtung des Ausrollens durch Einsatz der Bugradlenkung, des Seitenruders und der Bremsen einhalten (P).

2. Das Stoppventil des betreffenden Triebwerkes schließen (K. BM).
3. Mit Hilfe eines Triebwerkes das Rollen fortsetzen (P).

4.1.3. Verhalten der Besatzung bei Schäden in der Fahrwerksanlage

Bei Versagen der Fahrwerksanlage ist zunächst eine Überprüfung der Signalisation vorzunehmen. Liegt kein Fehler in der elektrischen Signalisationsanlage vor (alle Kontrolllampen brennen), ist das Ausfahren des Fahrwerks in allen drei Arten mehrfach zu wiederholen. Führt das nicht zum Erfolg, werden folgende Verhaltensweisen unterschieden:

4.1.3.1. Eine oder mehrere grüne Signallampen signalisieren die Verriegelung nicht oder verlöschen beim Einfahren nicht

1. Die Besatzung überzeugt sich davon, daß sich die Fahrwerke in ausgefahrener Stellung befinden (durch die Kabinenfenster und die Bodenluke im Cockpit) und die roten Markierungen die Verriegelung anzeigen (KBM, RP).
2. Überprüfung des Druckes in der Hydraulikanlage (130 bis 150 kp/cm²) (IP).
3. Den Betätigungsschalter in die Position "Ausfahren" bringen.
4. Eine normale Landung ausführen.

4.1.3.2. Hauptfahrwerke fahren nicht aus

Fahren die Hauptfahrwerke auf einer Seite oder auf beiden Seiten nicht aus, so ist eine Notlandung mit eingefahrenen Fahrwerken nach 4.2.2. durchzuführen.

Läßt sich in diesem Falle das Bugrad nicht wieder einfahren, ist ebenfalls eine Notlandung nach 4.2.2. durchzuführen. Dabei ist zusätzlich zu beachten, daß das Flugzeug den Boden mit möglichst großem Anstellwinkel berührt und das Bugrad nicht zuerst auf den Boden aufschlägt. Läßt sich in diesem Falle ein Hauptfahrwerk nicht wieder einfahren, so ist das Bugrad zusätzlich auszufahren und die Notlandung wie unter 4.2.2. auszuführen. In diesem Falle empfiehlt sich die Schaffung einer Schwerpunktlage nahe der zulässigen vorderen Grenze.

4.1.3.3. Bugfahrwerk fährt nicht aus

Bei beschädigtem oder nicht ausfahrbarem Bugrad ist eine Notlandung auf einer Rasenfläche nach 4.2.2. mit folgenden Abweichungen auszuführen:

1. Die Hauptfahrwerke werden ausgefahren (K. BM).
2. Es empfiehlt sich, eine Schwerpunktlage nahe der zulässigen hinteren Grenze zu schaffen.
3. Das Aufsetzen ist so auszuführen, daß der Rumpfbug nicht auf dem Boden aufschlägt (P).
4. Nach dem Aufsetzen nicht bremsen und möglichst lange durch Ziehen das Herabfallen des Bugs vermeiden (P).
5. Während des Ausrollens die Drosselhebel auf 0° VITPT zurücknehmen, die Luftschrauben vom Anschlag lösen, die Brandhähne und die Stoppventile schließen (K. BM).

4.1.4.
4.1.5.
4.1.6.
4.1.7.

4.1.4. Die Landung mit eingefahrenen Landeklappen

Der Landeanflug mit eingefahrenen Landeklappen wird in der gleichen Weise ausgeführt wie bei einer normalen Landung. Der Abfangpunkt wird etwas weiter als gewöhnlich bahneinwärts gewählt. Die Verminderung der Triebwerksleistung auf Luftleerlauf soll mit Ende des Abfangens abgeschlossen sein.

Die Anfluggeschwindigkeit beträgt nach der vierten Kurve bis zum Abfangen $240 < \text{IAS} < 260 \text{ km/h}$ und die Aufsetzgeschwindigkeit $220 < \text{IAS} < 240 \text{ km/h}$ in Abhängigkeit von der Landemasse. Nach dem Aufsetzen ist das Bugrad vorsichtig herabzulassen (großer Längsneigungswinkel!).

4.1.5. Verhalten der Besatzung beim Versagen der Druckregelung der Klimaanlage

Bei plötzlichem Druckabfall in der Kabine ist unverzüglich durch extremes Sinken (siehe unter 4.2.1.) eine Höhe einzunehmen, die die Fortsetzung des Fluges mit einer undichten Druckkabine gestattet ($H < 4000 \text{ m}$). Gelangt Rauch oder Brandgeruch in die Kabine, sind die Luftentnahmeventile zu schließen und eine Höhe von $< 4000 \text{ m}$ einzunehmen.

Steigt infolge Versagens des Druckreglers und der Sicherheitsventile der Differenzdruck über $0,345 \text{ kp/cm}^2$ nach YBII (Abb. 52/72) an, oder stellen sich Risse oder andere Beschädigungen an den Scheiben oder sonstigen Teilen der Druckkabine ein, sind folgende Tätigkeiten auszuführen:

1. Notablaß öffnen (K. BM oder RP)
2. Luftentnahmeventile schließen (RP)
3. Auf eine Höhe $< 4000 \text{ m}$ sinken (P).

4.1.6. Verhalten der Besatzung bei Fehlern in der Kraftstoffanlage

Die Bedienung der Kraftstoffanlage hat in jedem Falle in Übereinstimmung mit den Ausführungen unter 5.4.5. zu erfolgen. Folgende Handlungsweise wird in besonderen Fällen vorgeschrieben:

1. Bei Ausfall aller Kraftstoffförderpumpen 463 (z.B. bei Versorgung des Flugzeuges über die Gleichstromnotschiene) ist der nächste Ausweichflughafen anzufliegen.
In diesem Falle beträgt die Größe des nicht ausfliegbaren Restes 480 kg (240 kg auf jeder Seite in der II. Gruppe).
2. Beim Ausfall von Integralbehälterpumpen (ЭИВ) ist nach den Anweisungen unter 5.4.5. zu handeln. Tritt in diesem Falle ein plötzliches Schwanken der Triebwerksparameter auf, sind die Pumpen 463 sofort wieder einzuschalten und der nächste Ausweichflughafen ist anzufliegen.
3. Beim Flug mit ausgefallenen Kraftstoffförderpumpen sind plötzliche und schroffe Veränderungen der Fluglage und der Triebwerksleistung zu vermeiden.
4. Bei extrem geringem Kraftstoffvorrat empfiehlt es sich, im Landeanflug das Verbindungsventil zu öffnen und die Förderpumpen ЭИВ von Hand wieder einzuschalten.

4.1.7. Verhalten der Besatzung bei Ausfall des Systems ПРТ

Siehe Abschnitt 5.3.6.3.

4.2. Extremes Sinken und Notlandung

4.2.
4.2.1.
4.2.2.

4.2.1. Das extreme Sinken

Einleitung des Notsinkens mit extrem hoher Sinkgeschwindigkeit unter Ausnutzung der höchstzulässigen Fluggeschwindigkeit:

1. Drosselhebel auf 0° YHPT einstellen (K. BM).
2. Übergang in den steilen Gleitflug. Die CAS darf den Wert $v_{NE} = 540$ km/h nicht überschreiten (F).
3. Das Abfangen aus dem Gleitflug ist rechtzeitig zu beginnen.

Achtung!

Im Falle des Notsinkens infolge eines nichtgelöschten Brandes ist das Notsinken nur bis 2000 m Höhe erlaubt. Das weitere Sinken erfolgt mit Drosselstellung "Luft-leerlauf"

Die Zeit für das extreme Sinken aus einer Höhe von 6000 m auf 4000 m beträgt maximal 1,5 min.

4.2.2. Die Notlandung mit eingefahrenem Fahrwerk

Kann die Landung infolge außergewöhnlicher Umstände nicht auf einem Flugplatz erfolgen, ist auf einem geeigneten Notlandeplatz mit eingefahrenem Fahrwerk zu landen.

Die Besatzung hat in diesem Falle so zu handeln, daß Leben und Gesundheit von Menschen in der geringstmöglichen Weise gefährdet werden und ein Minimum an Sachschaden eintritt. Das schließt nicht aus, daß von den Festlegungen dieser Vorschrift abgewichen wird, wenn es die Gegebenheiten erforderlich machen.

Die Steuerung des Flugzeuges übernimmt nach Entscheidung des Kommandanten der fliegerisch erfahrenste Pilot der Besatzung. Der andere Pilot unterstützt ihn dabei und unterhält die ständige Funkverbindung. Bei Zeitnot entscheidet der Kommandant, welche der erforderlichen Maßnahmen unbedingt und vordringlich durchzuführen sind. In jedem Falle sind die Passagiere durch mindestens ein Mitglied der Besatzung in geeigneter Form zu informieren und zu belehren. Bei Flügen über Wasser hat die Belehrung über die Benutzung der Rettungsmittel in jedem Falle und vor dem Überfliegen der Wasserfläche zu erfolgen.

Bei aufliegender Bewölkung hat die Besatzung den Notlandeplatz mit Hilfe des Bord- und des Bodenradars und nach ihrer Kenntnis des Reliefs auszuwählen. Unterhalb der Höhe von 200 m (nach Funkhöhenmesser) ist mit minimaler Fluggeschwindigkeit und mit weniger als 0,5 m/s Vertikalgeschwindigkeit zu sinken. Mit der ersten Bodenberührung werden die Triebwerke abgestellt.

4.2.2.1. Allgemeine Verhaltensmaßregeln für die Vorbereitung einer Notlandung oder Notwasserung

1. Eine Notmeldung ist abzusetzen (B).
2. Die Passagiere sind durch ein Besatzungsmitglied (möglichst den Kommandanten) über die entstandene Lage und den Entschluß der Besatzung zu informieren.
3. Die Leuchtschrift "Anschlallen - nicht rauchen" ist einzuschalten (RP).

4. Der Kommandant beauftragt ein Mitglied der Besatzung (nach Möglichkeit die Stewardess) die Passagiere zu belehren:

- a) Ruhe bewahren
- b) Fest anschnallen und nicht rauchen
- c) Enge Kragen öffnen, Schuhe mit hohen Absätzen ausziehen, Schmuck, künstliches Gebiß, Brillen und dergl. ablegen
- d) Bei Notwasserung: Schwimmweste anlegen, aber nicht aufblasen, Schuhe und schwere Kleidungsstücke ablegen
- e) Unmittelbar vor der Notlandung wird auf Anweisung der Besatzung folgende Körperhaltung eingenommen: Mit den Füßen am Boden abstützen, den Oberkörper nach vorn beugen, Arme über dem Kopf verschränken und gegen den Vordersitz lehnen.
- f) Nach der Notlandung auf Anweisung der Besatzung handeln.
- g) Nach der Aufforderung das Flugzeug zu verlassen, haben alle Passagiere schnell und unter Zurücklassung aller persönlichen Sachen die zugewiesenen Ausstiege zu benutzen und mindestens 200 m vom Flugzeug entfernt weitere Anweisungen der Besatzung zu erwarten.

Die Stewardess überprüft die Ausführung dieser Anweisungen und ist den Passagieren dabei behilflich.

5. Schwere Gepäckstücke sind aus der Passagierkabine zu entfernen und in den Laderäumen unterzubringen, die Verbindungstüren zum Cockpit und zum vorderen Gepäckraum sind zu öffnen und gegen Zuschlagen zu sichern (Verriegelung) (K. BM).

6. Der Kommandant wählt einen Notlandeplatz oder bestimmt über die Ausführung der Notlandung bzw. Notwasserung nach folgenden Gesichtspunkten:

- a) Die Nähe von Siedlungen und Schiffen bevorzugen.
- b) Nach Möglichkeit gegen den Wind, auf Hängen bergan landen.
- c) Auf den Wellenkämmen parallel zu den Wellen aufsetzen; bei Windgeschwindigkeiten über 15 m/s (größere Anzahl von Wellenkämmen) gegen den Wind aufsetzen.
- d) Nach Möglichkeit den Notlandeplatz im Tiefflug besichtigen und den Aufsetzpunkt festlegen. Den nach sorgfältigen Prüfungen und Überlegungen gefaßten Entschluß nicht kurzfristig ändern.
- e) Die Benutzung von Autobahnen als Notlandefläche vermeiden.
- f) Auf Waldflächen im Bereich des niedrigsten Baumbestandes landen.

7. Durch rote Leuchtkugeln die Aufmerksamkeit auf sich lenken.

8. Zum Zeitpunkt der Notlandung muß jedes Besatzungsmitglied ebenfalls angeschnallt sein.

4.2.2.2. Durchführung der Notlandung am Tage auf dem Festland

1. In einer Höhe unter 3000 m die Luftentnahmeventile schließen (RP).
2. Den Notablaß der Druckkabine betätigen (BM).
3. Alle Notausstiege, Türen und Luken öffnen (BM).
4. In den Landegeraden die Landeklappen auf 38° ausfahren (K. BM).
5. Eine Minute vor der Landung den Passagieren die Anweisung geben, die vorgeschriebene Haltung einzunehmen (B).
6. Das Abfangen und Ausschweben in der gleichen Weise wie bei einer normalen Landung durchführen (P).
7. Vor dem Aufsetzen die Drosselstellung 0° YH PT einstellen, die Stoppventile und die Brandhähne schließen. Gleichzeitig sind durch Drücken der vier Knopflampen alle Löschventile zu öffnen, danach die Löscher der zweiten Reihe und die Triebwerksinnenlöschung auszulösen. (K. BM).

8. Nach der Landung das Aussteigen der Passagiere nach Abschnitt 4.2.2.6. leiten und ordnen.

4.2.2.3. Durchführung der Notwasserung am Tage

1. Landeklappe auf 38° ausfahren (K. BM).
2. Eine Minute vor dem Aufsetzen den Passagieren die Anweisung geben, die vorgeschriebene Haltung einzunehmen (B).
3. Während des Abfangens sind die Luftschrauben in Segelstellung zu fahren (K. BM).
4. Die Höhe über der Wasseroberfläche wird zweckmäßig mit Hilfe des Funkhöhenmessers bestimmt.
5. Mit minimaler Fluggeschwindigkeit und mit einer Sinkgeschwindigkeit kleiner 0,5 bis 1 m/s bei möglichst großem Anstellwinkel (Längsneigung 5 bis 8°) aufsetzen.
6. Nach dem Wassern ist der Überdruck aus der Kabine abzulassen (die Luftentnahmeventile werden nicht geschlossen) indem die Fenster der Besatzungskabine geöffnet werden.
7. Das Aussteigen der Passagiere nach Abschnitt 4.2.2.6. leiten und ordnen.

4.2.2.4. Die Notlandung auf einer Eisfläche

Die Vorbereitung einer Notlandung auf einer Eisfläche hat in der gleichen Weise zu erfolgen wie bei einer Notwasserung. Die Durchführung dieser Notlandung erfolgt gemäß 4.2.2.2. "Notlandung auf dem Festland".

4.2.2.5. Notlandungen bzw. Notwasserungen in der Nacht

Die Vorbereitung und Durchführung der Notlandung in der Nacht erfolgt in der gleichen Weise wie am Tage. Die Auswahl des Notlandeplatzes trifft die Besatzung mit Hilfe des Bord- und des Bodenradars und ihrer Kenntnis des Reliefs. Die Abschätzung der Höhen erfolgt mit Hilfe des Funkhöhenmessers. In einer Höhe von 150 bis 200 m werden die Landescheinwerfer eingeschaltet. Alle vorhandenen Leuchtmittel (weiße Leuchtraketen und Signalmittel) sind einzusetzen.

Bei Notwasserungen in der Nacht bei Mondschein ist in Richtung des Mondes in der Bahn des Mondlichtes zu landen.

Die Landescheinwerfer sind bei Nebel und Spritzwasser nicht zu benutzen.

4.2.2.6. Verhalten der Besatzung nach einer Notlandung

4.2.2.6.1. Verlassen des Flugzeuges nach einer Notlandung auf dem Festland

Nach der Notlandung hat die Besatzung das schnellstmögliche Verlassen des Flugzeuges unter Ausnutzung aller benutzbaren Ausstiege und unter Zurücklassen des persönlichen Gepäcks zu organisieren.

Bei Auftreten eines Brandes ist an den Stellen der geringsten Gefahr auszustiegen. Lassen sich die Ausstiege nicht öffnen, ist mit Hilfe des Beils eine Ausstiegsmöglichkeit zu schaffen.

Der Kommandant verläßt als letzter das Flugzeug.

Die Besatzung hat dafür zu sorgen, daß sich die Passagiere in genügender Entfernung vom notgelandeten Flugzeug aufhalten.

4.2.2.6.2. Verlassen des Flugzeuges nach einer Notwasserung

Das unbeschädigte Flugzeug hat nach der Notwasserung eine Querneigung von 18° und einen Tiefgang von 0,8 m. Bei geschlossenen Türen und Luken sinkt das Flugzeug im Verlaufe von 70 min.

Je nach der Seite der Querneigung und dem Seegang, entscheidet der Kommandant, welche Luken und Türen geöffnet werden, um auszusteigen oder die Schlauchboote zu Wasser zu bringen. Notfalls ist der Rumpf an einer geeigneten Stelle mit Hilfe des Beiles zu öffnen.

Der Kommandant sorgt für eine gleichmäßige Verteilung der Passagiere über die Länge der Kabine und verläßt das Flugzeug als letzter.

5. Technische Daten, Konstruktion und Bedienung der Anlagen

5.
5.1.
5.1.1.

5.1. Aufbau der Flugzeugzelle

5.1.1. Abmessungen des Flugzeuges (siehe Abb. 50)

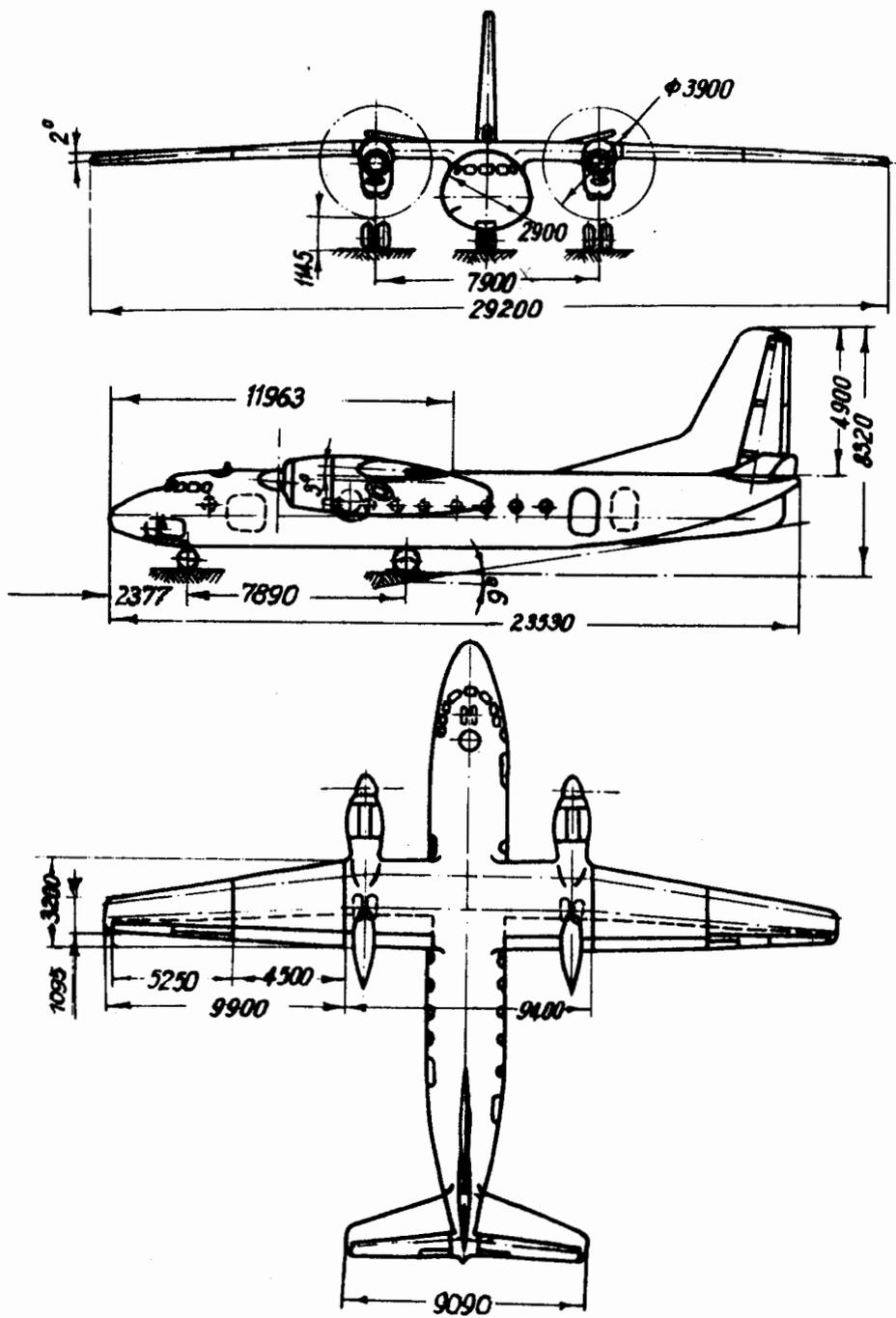
Außenabmessungen		
Länge	23,53	[m]
Spannweite	29,20	
Höhe	8,32	

Rumpf			
Größte Querschnittsfläche		5,84 m ²	
Abmessungen der Ausschnitte [m]			
	Breite	Höhe	Höhe der Schwelle
Frachtluke	1,19	1,09	1,30
Gepäckraumbür	0,75	1,41	1,55
Einstiegtür	0,75	1,40	1,40
Notausstieg	Passagierkabine	0,60	1,90
	Besatzungskabine	Ø 0,64	

Tragfläche			
Fläche	des Tragflügels	72,46	[m ²]
	der Querruder	5,48	
	des Querrudertrimmers	0,26	
	eines Hilfsruders	0,26	
	der Landeklappen	14,37	
Mittlere Flügeltiefe l _p		2,686	[m]
Einstellwinkel	Wurzelrippe	3	[Grad]
	Rippe 12	3,5	
	Endrippe	3	
Pfeilung	T _{fm}	0	[Grad]
	T _{fa}	6,83	
V-Stellung	T _{fm} und T _{fz}	0	[Grad]
	T _{fa}	- 2	
Flügelstreckung		11,7	—

Höhenleitwerk			
Fläche	der Höhenflosse	12,07	[m ²]
	des Höhenruders	5,16	
	der Trimmruder	0,288	
Tiefe	Mitte	2,63	[m]
	Außen	1,13	
Entfernung zur Tragfläche (25 % l _p)		12,249	
Einstellwinkel		0	[Grad]
V-Stellung		9	[Grad]

Seitenleitwerk			
Fläche	der Seitenflosse	8,28	[m ²]
	des Seitenruders	5,0	
	der Vorflosse	2,57	
	der Kielflosse	1,8	
	des Trimmruders	0,375	
	des federbelastenden Hilfsruders	0,371	
Entfernung zur Tragfläche (25 % l _p)		11,297	[m]



5.1.2. Anordnung der wichtigsten Ausschnitte und Luken

5.1.2.

Abb. 51 zeigt die wichtigsten Ausschnitte und Luken des Flugzeuges. Gleichzeitig dient diese Abbildung der Bezeichnung der Spante des Rumpfes und der Rippen des Tragflügels. Abb. 51 stellt das Flugzeug nur in zwei Ansichten dar. Nachstehende Erläuterungen machen die Angaben der Abbildung eindeutig.

Rumpf und Leitwerk					
Nr.	links	rechts	oben	unten	Bezeichnung
1					Radarnase
2	x				CIV-Außenanschluß
3	x				Luke zum Funkgeräteraum
		x			Luke zum Elektrogeräteraum
4		x			Frachtraumluke
5	x				Passagierkabine
6			x		Notausstieg
7		x			Passagierkabine
8	x	x			Fenster der Passagierkabine
9	x	x			Zugang zu den Verteilerventilen "10" (Abb. 65) der Klimaanlage
10	x	x			Zugang zu KRP-2 (siehe 5.12.1.)
11	x	x			Zugang zu den Spannungsreglern PH-180 und PH-600 (s. 5.12.1.)
12		x			Zugang zu den Hydraulikgeräten: Hydraulikbehälter und Notpumpenstation 465 MTE
		x			Entlastungsautomat TA-77, hydraulische Verriegelung der Landeklappé (Gerät 24-5620-0), Ventil TA-163, Wechselventil 24-5623-0, Durchsatzbegrenzer 24-5633-0, Ventil TA-142/1 (Fahrwerksbetätigung)
13	x				Zugang zu den Geräten der Nothydraulikanlage
14	x				Einstiegtür
15		x			Gepäckraumtür
16		x			Luke für den Anschluß zur Bodenklimatisierung
17		x			Luke für die Betankung des Waschwasserbehälters
18	x				Sichtfenster für Höhenleitwerksbeobachtung
19	x				Scheinwerfer für Höhenleitwerksnase
20	x				Luke zur Steckdose für Handlampe
21	x				Luke für Erdungsseil
22	x				Luke für Antennenkabelverbindungen
23	x	x			Verkleidung für Spezialantennen (Anlage CBOII)
24	x				Zugang zu den UKW-Antennenanschlüssen
25	x	x			Zugang zu Elektroantrieb MII-100M
26	x	x			Luke zur Federzugstange des Seitenruders
27				x	Luke der Fallschirm-Leuchtmittel
28				x	Luke für Ablassventil der Toilette

Flügel					
Nr.	links	rechts	oben	unten	Bezeichnung
29	x	x	x		Einfüllstutzen-Kraftstoff (II. Gruppe)
30	x		x		Luke zum Betankungsstutzen des Hydraulikbehälters
31	x	x	x		Zugang zu Geräten der Steuerungs-, Hydraulik- und Elektroanlage
32	x	x	x		Technologische Luke
34	x	x	x		Technologische Luke
35	x	x	x		Kraftstoffvorratsgeber (II. Gruppe)
36	x	x		x	Montageluke für Leitungen der Kraftstoff-, Triebwerks-, Enteisungs- und Feuerlöschanlage
43	x	x	x		Kraftstoffvorratsgeber (I. Gruppe)
44	x	x	x		Einfüllstutzen Kraftstoff (I. Gruppe)
45	x	x		x	Luke zur Steckdose für Handlampe
46	x	x	x		Kraftstoffvorratsgeber (I. Gruppe)
54	x	x		x	Luke zur Steckdose für Handlampe
55	x		x		Luke zum Geber des Kurssystems
57	x	x	x		Einfüllstutzen für destilliertes Wasser für Wassereinspritzung

Triebwerksgondel									
Nr.	linke Gondel				rechte Gondel				Bezeichnung
	innen	außen	oben	unten	innen	außen	oben	unten	
37			x				x		Verbindungsstellen für Triebwerk
38			x				x		Steckverbindungen des Triebwerkes
39			x				x		Lufthutze für Kühlung des CTF-18
40				x				x	Schmierstoffablaß und Vorwärmeluke
41			x				x		Lufthutze für Kühlung des Wechselstromgenerators IO-16
42				x				x	Schmierstoffablaßluke
47	x	x			x	x			Lufthutze für Kühlung der Schwingungsdämpfer der Triebwerksaufhängung
49	x	x			x	x			Luke zur Trennstelle für Abgasrohr
50	x					x			Lufthutze zur Belüftung und Kühlung des Fahrwerksschachtes
51					x				Außenbordtafel der Hydraulikanlage
52	x	x							Zugang zu den Löschmittelbehältern der Feuerlöschanlage und den Druckspeichern der Hydraulikanlage
					x	x			Zugang zur Turbogeneratoranlage
53									Aufklappbares Heckteil der rechten Gondel zur Montage und Wartung der Turbogeneratoranlage

Rechte Seite

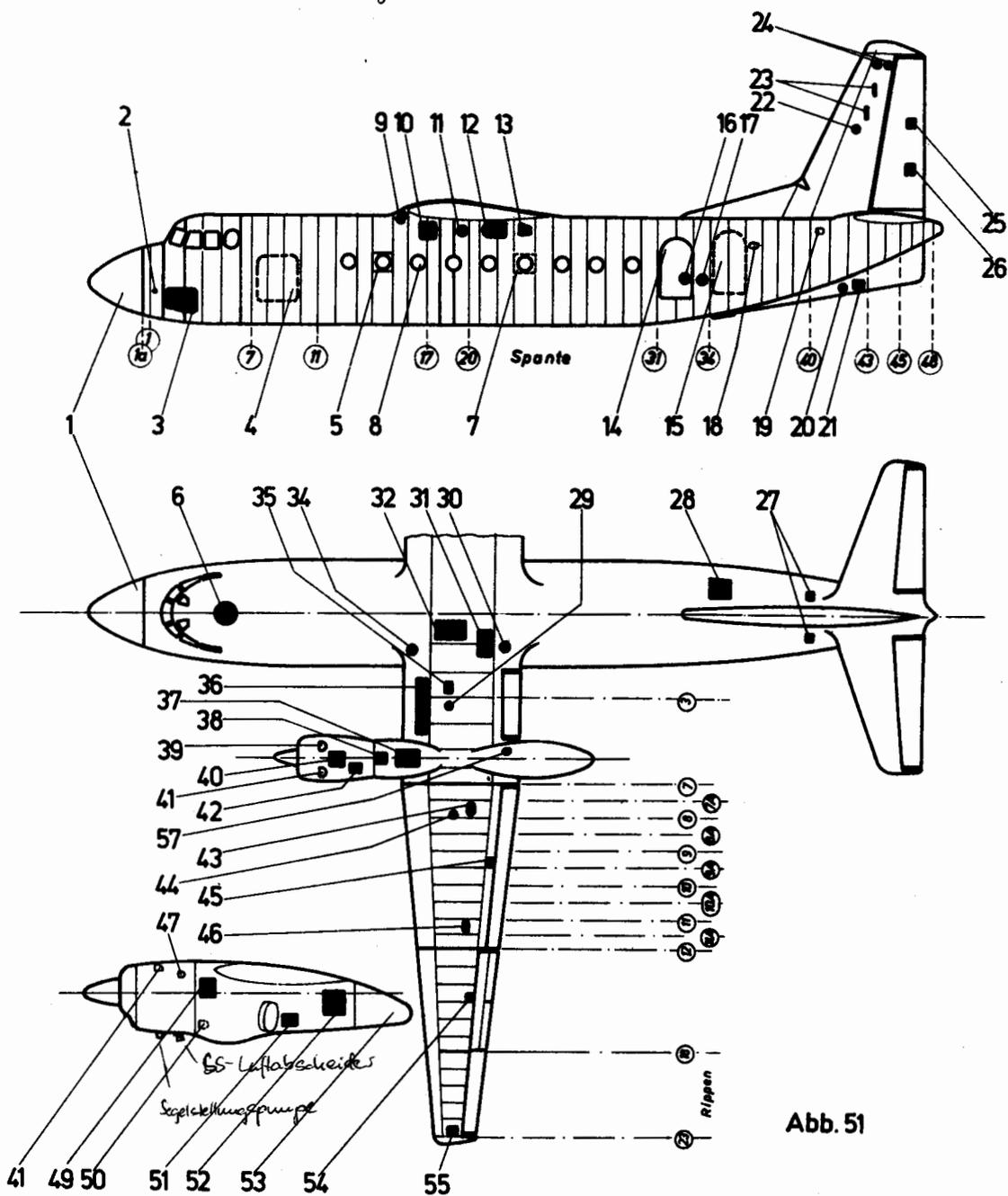


Abb. 51

5.2.
5.3.
5.3.1.

5.2. Anordnung der Bedienungselemente und Überwachungsinstrumente im Cockpit

Abb. 52 und 53 sowie die Abb. 68 und 69 (in den Abschnitten Elektro- und Navigationsausrüstung) geben eine Übersicht über die Anordnung der Instrumente und Bedienungselemente in der Besatzungskabine.

5.3. Triebwerksanlage

5.3.1. Triebwerk AM-24 (zweite Serie)

5.3.1.1. Technische Daten

Startleistung	2550	äPS
Nennleistung	2110	
Drehrichtung (Rotor und Luftschraube):	links	
Maximale Beschleunigungszeiten von Leerlauf auf Startleistung	am Boden	20 s
	in der Luft	10 s
Trockenmasse	600 kg + 2 %	
Kraftstoffsorte: siehe unter 6.		

Zulässige Betriebszeiten:		
	Minuten	Laufzeitanteil
Startleistung	5	max. 3 %
Maximalleistung (YIPT > 72,5±1 im Fluge)	15 90 (bei Ausfall eines Triebwerkes)	
Nennleistung (58° < YIPT < 69°)	60	max. 32 %
Reiseleistung	unbegrenzt	unbegrenzt
Bodenleerlauf	30	-

Leistungsstufen		
Bezeichnung	Drosselstellung (Grad YIPT)	Drehzahl des Triebwerkes
Startleistung	87 bis 100	$15\ 100 \pm 150\ \text{min}^{-1} \hat{=} 98,5 - 100,5\ %$ $14050 \pm 225\ \text{min}^{-1} \hat{=} 91 \dots 94\ %$
Nennleistung (N_{nom})	62 ± 2	
0,85	52 ± 2	
0,7	41 ± 2	
0,6	34 ± 2	
0,4	22 ± 2	
Luftleerlauf	14 bis 24 (in Abh. der Temperatur)	
Bodenleerlauf	0	$13900 \pm 225\ \text{min}^{-1} \hat{=} 90 - 93\ %$

Maximal zulässige Abgastemperaturen (siehe Abb.58a) [°C]															
Höhe [km]															
Leistung	0	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5	5,5	6	7	8
Maximallstg.	525	518	512	507	503	499	495	492	489	486	483	481	479	475	472
Nominalstg.	475	468	462	457	453	449	445	442	439	436	433	431	429	425	422

5.3.1.2. Anordnung und Bezeichnung der Aggregate am Triebwerk (Abb. 54)

Zu Abb. 52:

- 1 - Zweizeigerinstrument zur Anzeige des Bremsdruckes rechts und links
- 2 - Zweizeigerinstrument zur Anzeige des Druckes im Hauptsystem der Hydraulikanlage "DRUCK-HAUPTSYSTEM" und im Bremssystem "DRUCKSPEICHER" der Anlage
- 3 - Anzeigeinstrument des Druckes der Notpumpenstation 465.MTB
- 4 - Einschaltung und Höheneingabe der Signalisation des Funkhöhenmessers
- 5 - Anzeigeinstrument des Funkhöhenmessers
- 6 - Schalter des Funkhöhenmessers
- 7 - Borduhr
- 8 - Barometrischer Höhenmesser БД-10
- 9 - Kreuzzeigerinstrument der Anlage СП-50
- 10 - Signallampe zur optischen Signalisation der Höhe
- 11 - Fahrtmesser KYC-1200
- 12 - Umschaltknopf für die Verstellung des Kursindex in den HПП
- 13 - Druckknopf zur Arretierung des linken АПД und Kontrolllampe zur Anzeige des Ausfalls bzw. der Unbenutzbarkeit
- 14 - Gerät КПП: vereinigt die Anzeigen des künstlichen Horizontes АПД und der Kommando-steueranlage ПРИБОИ (Kommandozeiger, Ablagezeiger und Ausfallsignalisation)
- 15 - Signalisation der Arbeit des Kurzwellensenders "H3OH" (Aufschrift: "ПРД KB ein")
- 16 - Signalisation der automatischen Kollisionswarnanlage des Bordradargerätes (nicht angeschlossen); Aufschrift "ACHTUNG RADAR"
- 17 - Optische Anzeige der Station AD-260, die auf die Anlage СДУ arbeitet (Anzeige: 1 od. 2)
- 18 - Höhenversteller der Horizontlinie im künstlichen Horizont des КПП
- 19 - Anzeige über die Betriebsart der Station AD-260 Nr. 1 (Anzeige: VOR oder ILS)
- 20 - Optische Signalisation des Markierungsempfängers
- 21 - Signalisation des Luftschaubenanschlages (rote Warnlampen, die brennen, wenn die Luftschraube vom Anschlag gelöst ist)
- 22 - Signalisation der Abschaltung der Rudermaschinen des Kurs- oder des Querkanals des Autopiloten
- 23 - Längsneigungsanzeiger (angeschlossen an АПД-1 links)
- 24 - Signalisation der Abschaltung der Rudermaschinen des Längskanals des Autopiloten (rote Warnlampe)
- 25 - Brandsignalisationstafel
- 26 - Anzeige über die Betriebsart der Station AD-260 Nr. 2 (VOR oder ILS)
- 27 - Schalter des Längskanals der Anlage СДУ linke Stellung: Höhenkorrektor (KB), Mittelstellung: ausgeschaltet, rechte Stellung: Gleitweg (ГЛИССАДА)
- 28 - Schalter des Seitenkanals der Anlage СДУ. Schalterstellungen von links nach rechts: ausgeschaltet (ОТКЛ.), Sollkurs (ЗК), VOR-Standlinie (НАВИГАЦИЯ) und Anflug (ЗАХОД)
- 29 - Knopflampe zur Kontrolle der Anlage СДУ
- 30 - TO-FROM-Schalter der Anlage СДУ (Beschriftung: HA - OT)
- 31 - Helligkeitsregler der Skalenbeleuchtung des linken Radarschirmes (Beschriftung: "HELLIGKEIT LINKS")
- 32 - Umschalter der Radiokompass und VOR-Stationen. Von oben nach unten: Umschaltung des Zeigers des Gerätes HПП auf den ersten oder zweiten Radiokompaß; Umschalter des roten Zeigers des linken RMI auf ARK 1 oder VOR 1; Umschalter des grünen Zeigers des linken RMI auf ARK 2 oder VOR 2
- 33 - Anzeige der Abgastemperatur des linken Triebwerkes
- 34 - Blaue Warnlampe: Kraftstoffrest 580 kg
- 35 - Dreizeigerinstrument des linken Triebwerkes (Anzeige von Einspritzdruck, Schmierstoffdruck und Schmierstofftemperatur)
- 36 - Gelbe Warnlampe: SAUERSTOFF BENUTZEN (leuchtet im Rhythmus des akustischen Signals der Höhensignalisation bei Überschreitung einer einstellbaren Kabinenhöhe auf - Höhensignalisator BC-46 - eingestellt auf 3000 m)
- 37 - Anzeige des МКМ-Druckes des linken Triebwerkes
- 38 - Summenkraftstoffverbrauchsmesser (Durchlaufmengenmesser) links
- 39 - Signalisation (rot) des Ausfalls der Gleichstromgeneratoren
- 40 - Zweizeigerinstrument für Triebwerksdrehzahl
- 41 - Kontrolllampe: Kraftstoffdruck vor den Einspritzdüsen (Geber МДТ-100) des linken Triebwerkes
- 42 - Signalisation (gelb): Schmierstoffrest rechts und links
- 43 - Signalisation (gelb): Verbindungsventil der Kraftstoffanlage geöffnet (siehe Abb. 59/21)
- 44 - Signalisation (rot) der Wechselstromgeneratoren
- 45 - Grüne Lampen der Drucksignalisatoren der Kraftstoffförderpumpen
- 46 - Zweizeigerinstrument für Drosselstellung der Triebwerke
- 47 - Signalisation (rot) für Kraftstofffilterausfall
- 48 - Wie 41 (für rechtes Triebwerk)
- 49 - Prüfnopf für Signalisation 47
- 50 - Wie 37 (für rechtes Triebwerk)
- 51 - Warnlampe (rot): NOTSPANNUNG 27V

- 52 - Anzeige der Abgastemperatur des rechten Triebwerkes
- 53 - Analog zu 31 für rechten Radarschirm
- 54 - Schalter des Vibrators des Höhenmessers 55
- 55 - Barometrischer Höhenmesser mit Fuß-Skala
- 56 - Signalisation (gelb) für Vereisung im Triebwerkseinlauf (links bzw. rechts)
- 57 - Signalisation (gelb) der Anlage PMO (Vereisung des Flugzeugs)
- 58 - Variometer BAP-30
- 59 - Umschaltung des Zeigers des rechten HIII auf den ersten oder zweiten ARK
- 60 - Umschalter des roten Zeigers des rechten RMI auf ARK 1 oder VOR 1 und Umschalter des grünen Zeigers des rechten RMI auf ARK2 oder VOR 2.
- 61 - RMI (radio-magnetic indicator): kombiniertes Anzeigegerät für Magnetkurs und Azimut (mit VOR-Stationen oder NDB) bzw. Kurswinkel zur Station
- 62 - Signalisation (grün) der Arbeit der Enteisungsanlagen. Das Aufleuchten der Lampen bedeutet (Reihenfolge von links nach rechts):
 - a) Luftentnahme für Flügel- und Leitwerksnasenheizung vom linken Triebwerk
 - b) Luftentnahmeventil für die Beheizung von Vorleitapparat und Lufteinlauf des linken Triebwerkes geöffnet
 - c) Die Luftschraubenblätter und die Luftschraubennabe links werden elektrisch beheizt
 - d) analog zu c (rechts)
 - e) analog zu b (rechts)
 - f) analog zu a (rechts)
- 53 - Schalter der Luftschraubenheizung
- 54 - Kontrollschalter der Luftschraubenheizung
- 65 - Schalter der Enteisungsanlage der Flügel- und Leitwerksnasen
- 66 - Schalter der rechten und linken Anlage für die Beheizung der Vorleitapparate und Lufteinläufe
- 67 - Schalter für die elektrische Heizung der rechten Sichtscheibe (Heizstufe "stark")
- 68 - Schalter für die elektrische Heizung der rechten Sichtscheibe (Heizstufe "schwach")
- 69 - Verstellknopf für Kursindex im Gerät HIII
- 70 - Schalter des künstlichen Horizonts АГД-1 (rechts)
- 71 - Schalter des Kurssystems ГМК-1
- 72 - Anzeigeinstrument für Differenzdruck und Kabinenhöhe УБД-15
- 73 - Gerät HIII vereinigt die Anzeigen: Magnetkurs, Ablage von Kursweg und Gleitweg und Kurswinkel sowie Azimutanzeige eines NDB
- 74 - Libelle des Scheinlots am Gerät KIII
- 75 - Zweizeigerinstrument zur Anzeige der Temperatur der Luft beim Eintritt in die Klimaanlage (am Verteilerventil "10" der Abbildung 65)
- 76 - Kabinenthermometer für Besatzungskabine
- 77 - Kabinenvariometer BP-10
- 78 - Schalter für Notablaß des Kabinenüberdruckes (durch Kappe verdeckt)
- 79 - Kraftstoffvorratsanzeige
- 80 - Schalter zur Einschaltung der Anlage für die automatische Kraftstoffentnahme
- 81 - Umschalter für die Kraftstoffvorratsanzeige der einzelnen Behältergruppen
- 82 - Beleuchtungselement
- 83 - Schalter zur Einschaltung der Durchlaufmengenmesser (38 und 84)
- 84 - Summenkraftstoffverbrauchsmesser (Durchlaufmengenmesser) rechts
- 85 - Dreizeigerinstrument des rechten Triebwerks (analog 35)
- 86 - Schalter für die Einschaltung der Anlage zur Kraftstoffvorratsmessung links und rechts
- 87 - Brandhahn rechts - grüne Kontrolllampe darüber (für geöffnete Stellung) und rote Kontrolllampe darunter (für geschlossene Stellung)
- 88 - Verbindungsventil der Kraftstoffanlage (in Abb. 59/21). Die gelbe Lampe 43 signalisiert seine Öffnung
- 89 - Schalter für die Einschaltung der linken und rechten Behälterpumpen 463
- 90 - Schalter für die Betätigung der Ölkühlerklappen links und rechts. Obere Stellung: Klappe fährt automatisch; untere linke Stellung: Klappe öffnet sich; untere rechte Stellung: Klappe schließt sich.
- 91 - Schalter für die Kraftstoffbehälterpumpen ЭИИ links und rechts. Obere Stellung: Pumpe schaltet sich automatisch wieder ab. Untere Stellung: Pumpe schaltet sich nicht automatisch wieder ab.
- 92 - Brandhahn links (analog 87)
- 93 - Schalter zum Aus- und Einfahren der Landescheinwerfer
- 94 - Schalter zum Einschalten der Landescheinwerfer (obere Stellung: LANDELICHT; untere Stellung: ROLLICHT)
- 95 - Schalter für die Einschaltung der Drehkennleuchten
- 96 - Schalter für die Positionslichter
- 97 - Schalter für die Entbremsautomaten. Das Aufleuchten der gelben Kontrollampen (rechts und links des Schalters) zeigt das Ansprechen der Geber an.
- 98 - entfällt
- 99 - Schalter zur Einschaltung der Hydraulik-Notpumpenstation 465 MTE
- 100 - Signalisation der Fahrwerksanlage. Beschriftung: linkes Leuchtfeld "ВЫПУСТИ ШАССИ" (Fahrwerk ausfahren); rechtes oberes Leuchtfeld "ВЫПУСТИ ЗАКРЫЖКИ" (Landeklappen ausfahren); rechtes unteres Leuchtfeld nicht angeschlossen.
- 101 - Signalisation (gelb) für die Einschaltung der Pumpe 465 MTE
- 102 - Elektrischer Wendezeiger ЗУП-53 (gleichstromversorgt) mit Scheinlot (Kugel)
- 103 - Einschaltung und Kontrolle der Arbeit der Wassereinspritzanlage
- 104 - Anzeigeinstrument der zentralen Kreiselvertikale ИРБ. Das Instrument zeigt das Lot oder (nach Drücken des Knopfes 105) die Querneigung des Flugzeuges an.
- 105 - Knopf für die Anzeige der Querneigung durch ИРБ (siehe 104)
- 106 - Knopf für die Arretierung der Kreiselvertikale (nur im Horizontalflug ohne Querneigung drücken!)
- 107 - Signalisation (grün) der Wirksamkeit der Bugradlenkung durch die Pedalen. Diese Lampe brennt nicht im ausgefederten Zustand des Bugrades (Lenkung ist abgeschaltet - Bugrad mechanisch zentriert).
- 108 - Schalter der Bugradlenkung. Obere Stellung: "ROLLEN". Mittelstellung: "AUS" (Bugrad ist frei beweglich). Untere Stellung: "START - LANDUNG" (Lenkung mit Hilfe der Pedalen - gelbe Lampe 109 muß aufleuchten; bei eingefedertem Bugfahrwerk muß zusätzlich die Lampe 107 die Wirksamkeit der Lenkung anzeigen).
- 109 - Kontrolllampe (gelb): "VORBEREITUNG" (Funktion siehe 108).
- 110 - Kontrolllampe (grün) für die Anzeige der Wirksamkeit der Bugradlenkung durch Handrad. Diese Lampe brennt nur bei eingefedertem Bugrad (bei voll ausgefedertem Bugrad ist die Lenkanlage abgeschaltet und das Bugrad mechanisch zentriert).
- 111 - Schalter des linken künstlichen Horizontes АГД-1
- 112 - Schalter des Wendezeigers 102
- 113 - Schalter der zentralen Kreiselvertikale ИРБ
- 14 - Schalter der Anlage СДУ
- 15 - Schalter für die Scheibenheizung der linken Sichtscheibe (Heizstufe "SCHWACH")
- 16 - Schalter für die Scheibenheizung der linken Sichtscheibe (Heizstufe "STARK").
- 17 - Schalter für die Instrumentenbeleuchtung. Obere Stellung: Hauptsystem; untere Stellung: Notsystem (nur die wichtigsten Instrumente der linken Seite werden beleuchtet).
- 118 - Kursanzeigerinstrument ЗК-2 mit Eingabeknopf für Kurven mit Hilfe des Autopiloten
- 119 - Beleuchtungselement für Instrumente
- 120 - Anzeigeinstrument für Außenlufttemperatur
- 121 - Kontrolllampe (rot) ОТКАЗ ОБОГРЕВА ППД (zeigt den Ausfall eines Heizelements der Staurohre an)

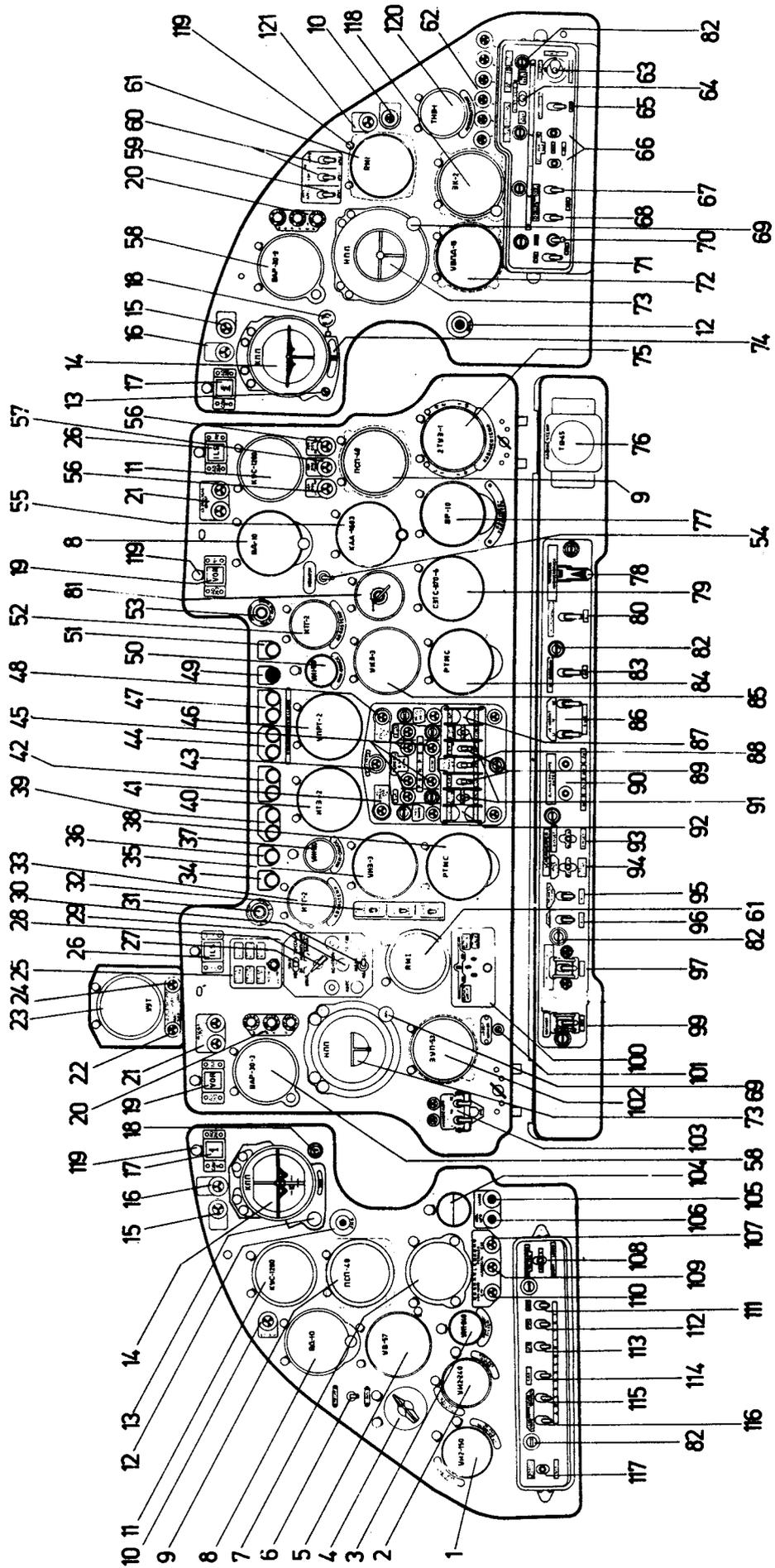


Abb. 52

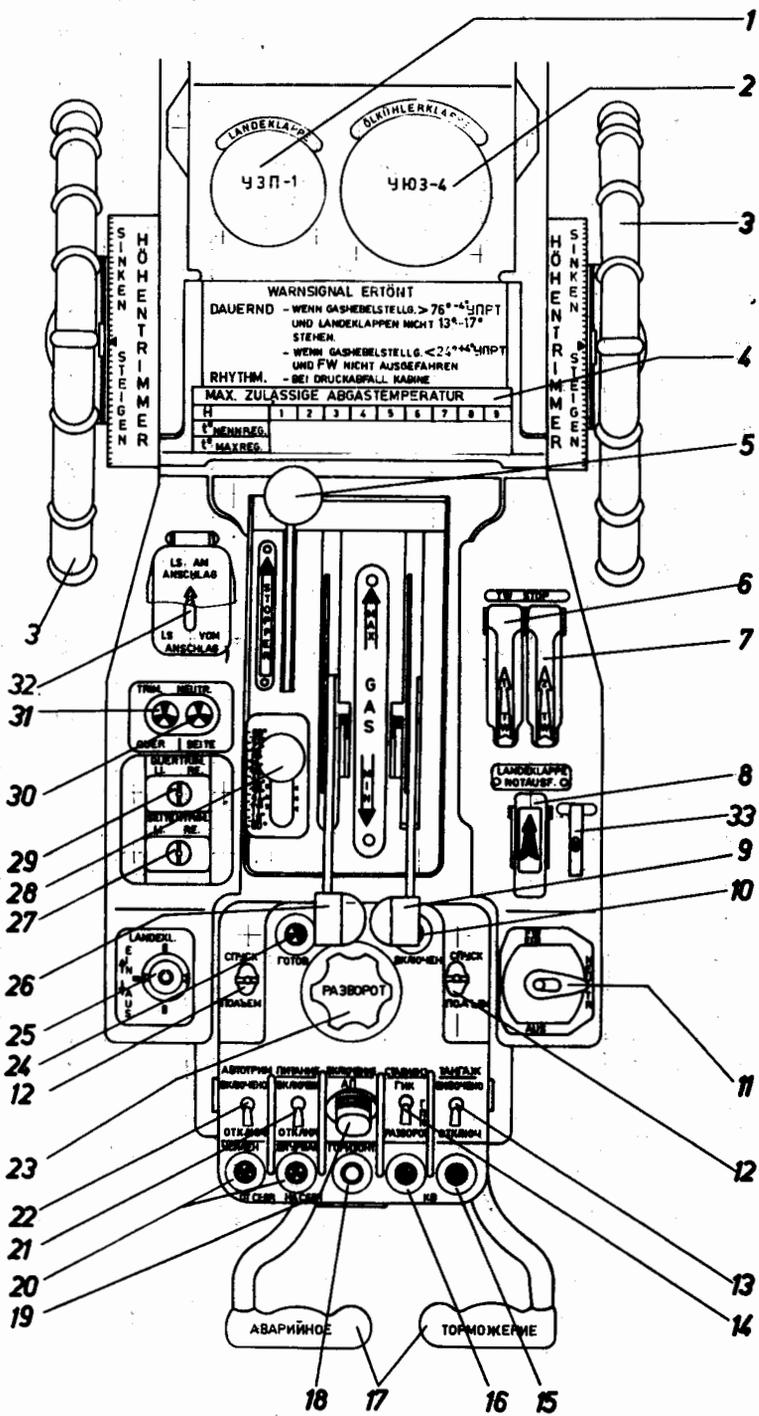


Abb. 53 Zentralpult

Zu Abb. 53:

- 1 - Stellungsanzeiger für Landeklappen
- 2 - Stellungsanzeiger der Ölkühlerklappen
- 3 - Trimmrad für Höhentrimmer
- 4 - Tabelle der zulässigen Abgastemperaturen (Tabelle s. 5.3.1.1.)
- 5 - Stopphebel zur Feststellung der Drosselhebel
- 6 - Klappe über dem Stoppventil des linken Triebwerkes
- 7 - Klappe über dem Stoppventil des rechten Triebwerkes
- 8 - Klappe über dem Schalter für das Notausfahren der Landeklappen
- 9 - Drosselhebel des rechten Triebwerkes
- 10 - Grüne Kontrolllampe (zeigt die Einschaltung des Autopiloten an)
- 11 - Schalter für die Betätigung des Fahrwerkes
- 12 - Schalter "Steigen - Sinken" des Autopiloten
- 13 - Schalter des Längsneigungskanals des Autopiloten
- 14 - Drei- bzw. Zweistellungsschalter für die Kurseingabe in den Autopiloten
- 15 - Einschaltknopf für den Höhenkorrektor des Autopiloten
- 16 - Grüne Kontrolllampe (zeigt die Einschaltung des Höhenkorrektors des Autopiloten an)
- 17 - Linker und rechter Notbremshebel
- 18 - Einschaltknopf des Autopiloten "HORIZONT" (schaltet den Autopiloten ein und überführt das Flugzeug gleichzeitig in den Horizontalflug ohne Querneigung)
- 19 - Einschaltknopf des Autopiloten (schaltet den Autopiloten unter Beibehaltung des Längsneigungswinkels ein).
- 20 - Gelbe Kontrolllampen, die unausgetrimmte Kopflastigkeit (linke Lampe) bzw. Schwanzlastigkeit (rechte Lampe) bei Abschaltung des Autopiloten anzeigen.
- 21 - Schalter für die Stromversorgung des Autopiloten
- 22 - Schalter für den Autotrimmer des Autopiloten
- 23 - Kurvenknopf des Autopiloten
- 24 - Gelbe Kontrolllampe (zeigt die Einschaltbereitschaft des Autopiloten an)
- 25 - Schalter für die Betätigung der Landeklappen
- 26 - Drosselhebel des linken Triebwerkes
- 27 - Schalter für die elektrische Trimmung des Seitenruders
- 28 - Verstellhebel für die Durchgangssperre der Drosselhebel (mit Skala der Außenlufttemperaturbereiche)
- 29 - Schalter für die elektrische Trimmung des Querruders
- 30 - Grüne Kontrolllampe (zeigt die Neutralstellung des Seitenrudertrimmers an)
- 31 - Grüne Kontrolllampe (zeigt die Neutralstellung des Querrudertrimmers an)
- 32 - Schalter für den Zwischenanschlag der Luftschrauben (unter Plexiglaskappe)
- 33 - Schalter zur Abschaltung der Sicherung des Fahrwerks gegen unbeabsichtigtes Einfahren am Boden

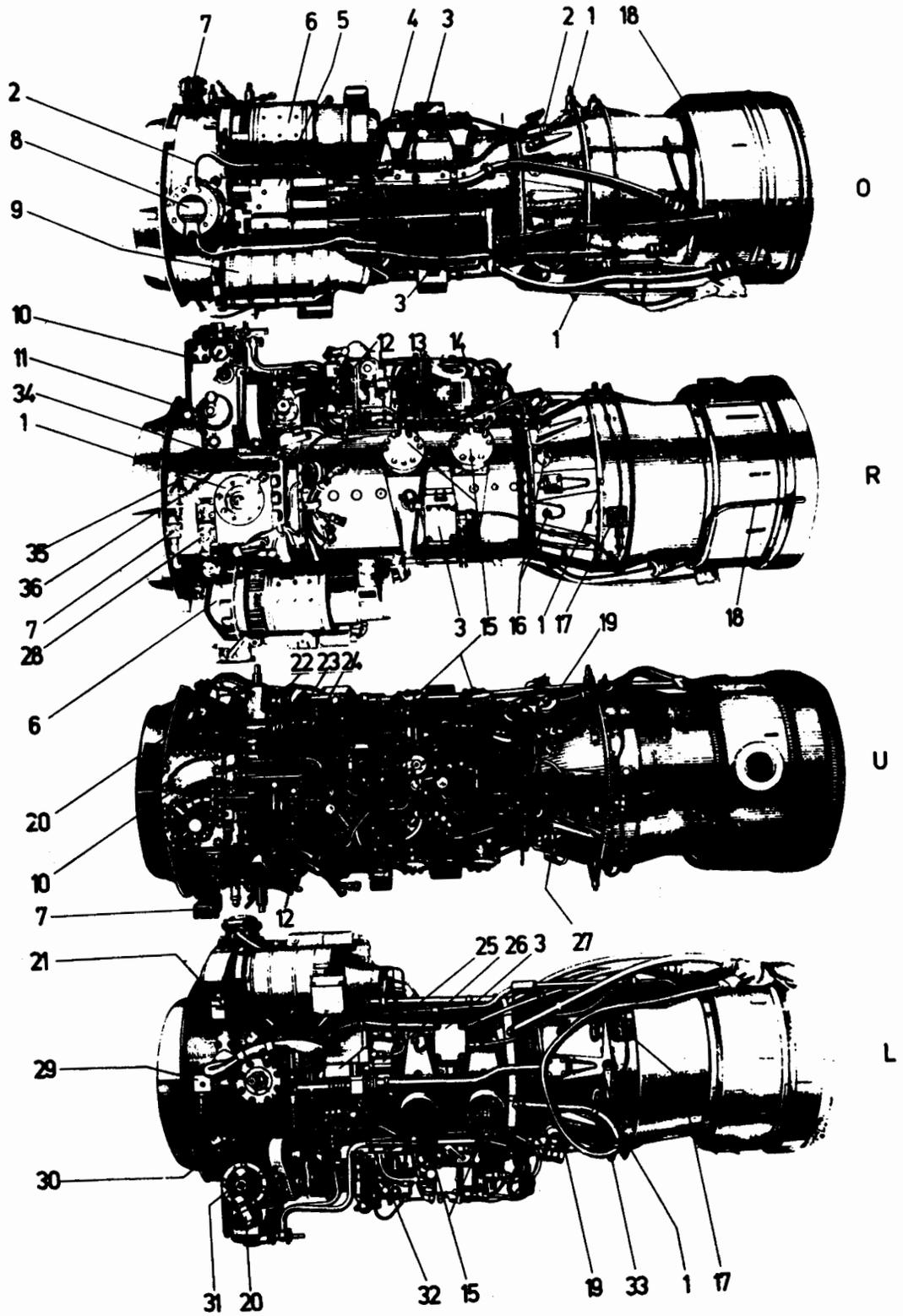


Abb.54

5. Änderung BB-An 24-4/122

- 0 - Ansicht von oben
- R - Ansicht von rechts
- U - Ansicht von unten
- L - Ansicht von links
- 1 - Befestigungsbauteil
- 2 - Zuführungsleitung für Schmierstoff-Luft-Gemisch zum Zentrifugalentlüfter 8
- 3 - Zündspule 1 KH0-11
- 4 - Absperrventil der Feuerlöschanlage des Triebwerkes
- 5 - Drehzahlregler P68MT-24
- 6 - Startergenerator CTT-18TM
- 7 - Geber für automatische Segelstellung nach VKM (ДАФ)
- 8 - Zentrifugalentlüfter
- 9 - Wechselstromgenerator Г016П48
- 10 - Schmierstoffaggregat MA-24
- 11 - Schmierstofffilter des Stirngehäuses
- 12 - Hochdruckpumpe HД-24M
- 13 - Dosierungsautomat АМТ-24M
- 14 - Anlaßkraftstoffventil
- 15 - Luftabblaseklappe
- 16 - Kraftstoffdüsen
- 17 - Zündgerät
- 18 - Luftleitung vom Zentrifugalentlüfter in die Schubdüse
- 19 - Luftfilter der Abblaseklappen
- 20 - Schmierstoffaustritt aus dem Luftabscheider 31 in den Schmierstoffkühler
- 21 - Vereisungssignalisator CO-4A
- 22 - Anschlußflansch für den Drehzahlgeber МТЗ-1
- 23 - Anschlußflansch der Hydraulikpumpe
- 24 - Drehzahlgeber МТЗ-1 für den Verstärker YKO-24 der elektrischen Drehzahlkorrektur
- 25 - Luftentnahmeventil für die Beheizung des Vorleitapparates und des Lufteinlaufes
- 26 - Elektrischer Antrieb МП-5M für Ventil 25
- 27 - Schmierstofffilter der Zuleitung zum Turbinenlager und hinterem Verdichterlager
- 28 - Reduzierventil "37" der Segelstellungsanlage nach negativem Schub
- 29 - Durchführung der elektrischen Leitungen der Geber der inneren Brandsignalisation
- 30 - Gesamtdrucksonde mit den Leitungen zur Heizung der Sonde und der Abführung des Gesamtdruckes an den Kraftstoffdosierungsautomaten
- 31 - Luftabscheider BO-24A
- 32 - Starterabschalter BC-1A
- 33 - Drainageventil
- 34 - Druckluftzuführung zur Abdichtung des vorderen Verdichters
- 35 - VKM-Druckleitung zum Dosierungsautomaten
- 36 - Druckluftzuführung zur Abdichtung des Lagers der Luftschraubenwelle

5.3.2. Luftschraube AB-72

5.3.2.1. Technische Daten

Durchmesser: 3,9 m

Drehzahlbegrenzung durch Zentrifugalfixator bei 1265^{+10} $[\text{min}^{-1}]$

Einstellwinkel des Bezugselementes (R = 1 m)	
Minimal	8
Zwischenanschlag	19
Maximal (Segelstellung)	92,5

5.3.2.2. Regelung der Luftschraube

Mit Hilfe des Drehzahlreglers und der Regeleinrichtungen des Kraftstoffdosierungsautomaten werden Luftschraube und Triebwerk auf einer konstanten Drehzahl gehalten (Funktion siehe technische Beschreibung des Triebwerkes). Zur Überwachung der Arbeit dieser Anlagen stehen der Besatzung die folgenden Hilfsmittel zur Verfügung:

	Bezeichnung	Anordnung	Aufgabe
1	Drehzahlmesser	Abb. 52(40)	Anzeige der Drehzahl des Triebwerkes in Prozent der Nenndrehzahl
2	Drehmomentenanzeige	Abb. 52(37) und 50	Anzeige des Drehmomentes des Triebwerkes (abgegebene Leistung durch Messung des Druckes in der Anlage MKM)
3	Rote Kontrolllampe	Abb. 52(21)	Aufleuchten signalisiert Druckabfall in der Fixatorleitung und das Lösen der Luftschrauben vom Anschlag
4	Grüne Kontrolllampe	Schalttafel der Segelstellung (über der	Aufleuchten signalisiert Druckerhöhung im Kanal der kleinen Steigung und das Zurückholen der Luftschraube aus der Segelstellung
5	Orangefarbene Lampe	mittleren Sichtschei-	Aufleuchten signalisiert die Arbeit der Segelstellungspumpe
6	Rote Knopflampe КЭЛ-37	be)	Aufleuchten signalisiert das Ansprechen des Gebers der automatischen Segelstellung nach MKM, negativen Schub und des Gebers f. Überdrehzahl der HJ-24

- Anmerkung:**
- Der Flug mit einer Luftschraube, deren Blätter fixiert sind, ist nicht gestattet. Anzeichen für den Ausfall der Regelung oder Fixierung der Luftschraube sind größere Abweichungen der Drehzahl vom Sollwert.
 - Leuchtet während des Fluges eine der roten Warnlampen "Luftschraube vom Anschlag gelöst" auf, ist die Luftschraube dieses Triebwerkes in Segelstellung zu fahren.
 - Leuchtet während des Fluges eine der grünen Signallampen "RÜCKF. S.-STELLUNG LI. bzw. RE." auf, ist die Luftschraube dieses Triebwerkes h y d r a u l i s c h in Segelstellung zu fahren.
 - Beim Auftreten periodischer Schwankungen des MKM-Druckes bei annähernd konstanter Drehzahl liegt meist ein Fehler des Gerätes YKO-24K (elektrische Drehzahlkorrektur) vor. Durch kurzzeitige Erhöhung der Triebwerksleistung über 80% JHPT können die Schwankungen oft beseitigt werden. Lassen sich die Schwankungen nicht beseitigen, ist das IPT-System dieses Triebwerkes auszuschalten. Der Fehler ist nach der Landung zu beanstanden.

5.3.3.

5.3.3. Wassereinspritzanlage

5.3.3.1. Technische Daten:

Volumen eines Wasserbehälters	34 l	X
Füllmenge für einen Start	max. 33 l min. 25 l	X
Einspritzdruck	4,5 bis 6 (min. 2,5) kp/cm ²	X
Wasserverbrauch	14,5 ± 1 l/min	
Zulässige Wasserhärte	0,035 mg-Äqu./l ≈ 0,1° dH	
Zulässige Verschmutzung durch feste Bestandteile	5 mg/l	

5.3.3.2. Konstruktiver Aufbau

Abb. 55 stellt den prinzipiellen Aufbau der Wassereinspritzanlage dar. Die Wasserbehälter sind an den hinteren Hauptspanten der Triebwerksgondeln befestigt.

5.3.3.3. Betankung

Die Einfüllstutzen befinden sich an der Oberseite der Triebwerksgondeln. Es ist beim Einfüllen darauf zu achten, daß kein Schmutz in die Behälter eindringen kann. Die Füllmenge ist mit Hilfe des Peilstabes zu überprüfen (max. 33 l).

Die Behälter können mit Hilfe eines Ablassventiles entleert werden. Werden die Behälter nach dem Ablassen nicht wieder gefüllt, muß die Anlage zum Austrocknen bei laufenden Triebwerken für 5 min eingeschaltet werden.

Achtung!

Es darf nur Wasser verwendet werden, das den oben genannten Anforderungen an Reinheit und Wasserhärte genügt (destilliertes oder chemisch gereinigtes Süßwasser).

5.3.3.4. Überprüfung der Funktionstüchtigkeit der Anlage

Bei Startleistung der Triebwerke wird die Anlage eingeschaltet (Schalter 103 der Abb. 52). Zur Kontrolle der Arbeit des Systems genügt die Signalisation der Kontrolllampen nicht. In Abhängigkeit von Luftdruck und Temperatur stellen sich bei ordnungsgemäßer Arbeit der Anlage charakteristische Veränderungen der Abgastemperaturen, der Drehmomente und der Anzeigen an den Kontrollinstrumenten des IPT-Systems ein. Abb. 56 stellt die verschiedenen Bereiche der Arbeit des Triebwerkes dar. Die eintretenden Veränderungen der genannten Parameter bei Einschaltung der funktionstüchtigen Anlage können ebenfalls Abb. 56 (Tabelle) entnommen werden.

5.3.3.5. Inbetriebnahme

Vor dem Start ist nach Abb. 1 über die Notwendigkeit der Wassereinspritzung zu entscheiden. In allen Fällen, in denen der Schnittpunkt der Druck- und der Temperaturlinien über der Trennlinie liegt, ist die Wassereinspritzung wirkungslos.

Die Benutzung der Wassereinspritzung bei Außenlufttemperaturen < 10 °C ist verboten.

Beim Start auf festen Graspisten oder Betonbahnen wird die Anlage unmittelbar vor dem Lösen der Bremsen bei $\gamma_{IPT} = 100^\circ$ eingeschaltet. Beim Start auf aufgeweichten Graspätzen erfolgt die Einschaltung bereits bei 30 bis 40° γ_{IPT} .

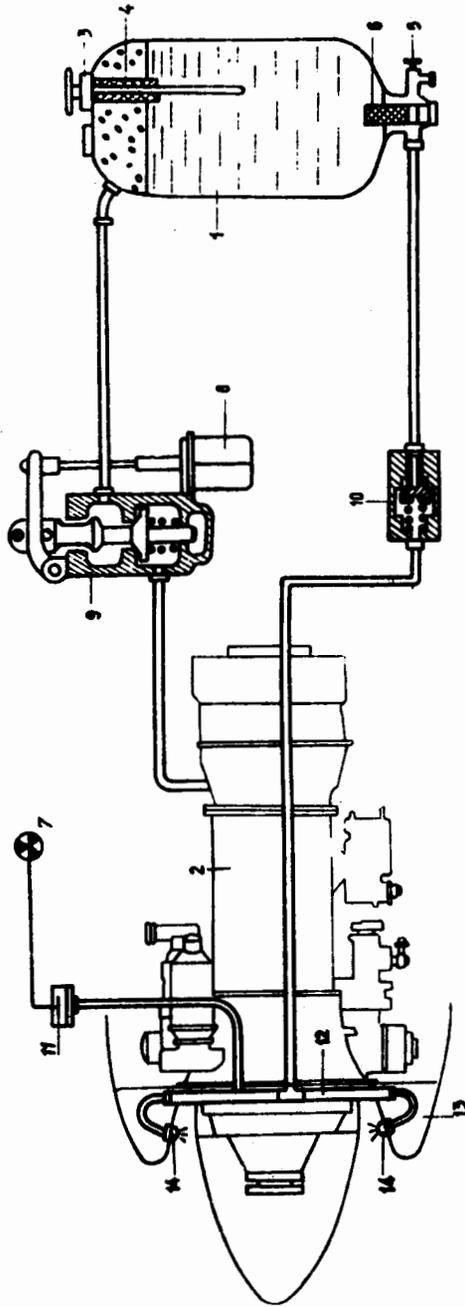
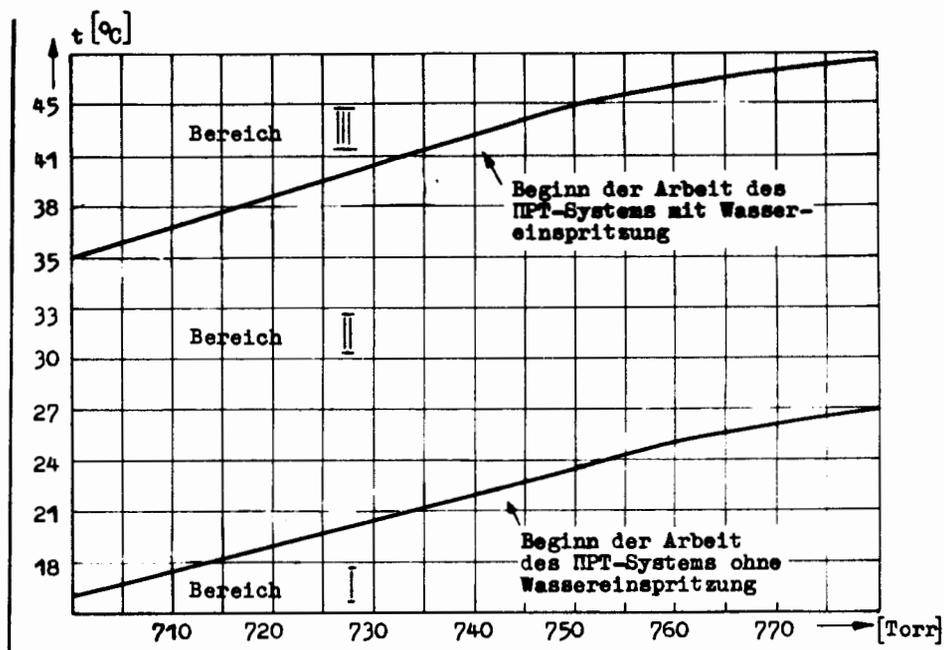


Abb. 55 Wassereinspritzanlage

- | | | |
|-------------------------|--|---|
| 1 - Wasserbehälter | 7 - Kontrolllampe (Abb. 52 (103)) | 11 - Drucksignallator CHV-5A-2 |
| 2 - Triebwerk | 8 - Elektrischer Antrieb MI-5 | 12 - Ringleitung |
| 3 - Einfüllstutzen | 9 - Luftventil | 13 - Triebwerkseinlauf |
| 4 - Filter mit Peilstab | 10 - Federbelastetes Ventil gegen selbsttändige Entleerung des Behälters | 14 - Einspritzdüse (je Triebwerk 8 Stck.) |
| 5 - Ablaßventil | | |
| 6 - Filter | | |



Bereich	Parameter	Sollwerte ohne Wassereinspr.	Veränderung der Sollwerte bei Einschaltung der funktionstüchtigen Wassereinspritzanlage
I	1	88_{-1}^{+2} kp/cm ²	keine
	2	≤ 495 °C	Verringerung um 50 - 60 °C
	3	0	keine
II	1	$< 88_{-1}^{+2}$ kp/cm ²	Erhöhung auf 88_{-1}^{+2} kp/cm ²
	2	495 °C	≤ 495 °C
	3	> 0	0
III	1	$< 88_{-1}^{+2}$	Erhöhung um 15 - 18 kp/cm ² (aber < 88)
	2	495 °C	keine
	3	> 0	Verringert jedoch > 0

Parameter: 1 Drehmoment (MKM-Druck)
 2 Abgastemperatur (nach Abb. 58a bei 760 Torr)
 3 Anzeige des Kontrollinstrumentes (Voltmeter) des IPT-Systems

Abb. 56 Bereiche der Leistungsbegrenzung des Triebwerkes

Die Kontrolllampen müssen 6 bis 9 s nach dem Einschalten aufleuchten. Die Wirkung der Einspritzung setzt jedoch erst 15 s nach dem Einschalten ein und ist an den Triebwerksparametern zu kontrollieren (s.o.).

Nach ca. 2 min ist das Wasser verbraucht. Zur Trocknung der Anlage (Gefahr des Einfrierens) darf das Ausschalten erst nach 5 min erfolgen (die Kontrolllampen müssen verlöschen).

Achtung!

Es ist nicht gestattet, die Anlage vor dem völligen Verbrauch des Wassers oder früher als 5 min nach der Inbetriebnahme auszuschalten.

Wurde aufgenommenes Wasser während des Startes nicht verbraucht, ist wieder auf dem Startflughafen zu landen, da die Gefahr des Einfrierens und der Beschädigung der Anlage besteht.

5.3.4. Segelstellungsanlagen

5.3.4.1. Segelstellung mit Hilfe der elektrischen Segelstellungspumpe

Mit Hilfe der elektrischen Segelstellungspumpe HΦ-2TA-4 kann die Luftschaube voll in Segelstellung gefahren werden (Einstellwinkel $92,5^\circ$). Die Auslösung erfolgt automatisch oder von Hand und gewährleistet die gleichzeitige Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr zum Triebwerk.

Die H a n d a u s l ö s u n g erfolgt durch Drücken des Knopfes KΦЛ-37 für 2 bis 3 s. Das Abschalten der Segelstellungspumpe erfolgt automatisch durch ein Zeitrelais nach 12 s. Verlöschen die Kontrolllampen für die Arbeit der Segelstellungspumpe nach dieser Zeit nicht (orangefarbene Lampe über dem KΦЛ-Knopf), ist die Segelstellungspumpe von Hand auszuschalten (Knopf KΦЛ-37 kurzzeitig halb herausziehen).

Die a u t o m a t i s c h e Auslösung der Segelstellungsanlage erfolgt unter nachstehenden Bedingungen:

Signal	wirksam bei	Bemerkungen
WKM-Druck $< 10 \pm 0,5$ kp/cm ²	$\gamma_{\text{ПPT}} > 35,5 \pm 2^\circ$	
Drehzahl $> 111 - 114$ %	$0^\circ < \gamma_{\text{ПPT}} < 100^\circ$	nicht angeschlossen
Negativer Schub 720 - 850 kp	$\gamma_{\text{ПPT}} > 26 \pm 2^\circ$	

Achtung! Beim Ansprechen der automatischen Segelstellungsanlage ist eine Unterbrechung des Zyklus der Segelstellungspumpen von Hand nicht gestattet. Die Überprüfung der Arbeit der Segelstellungspumpe erfolgt beim Abbremsen durch die Betätigung des Knopfes "teilweise Segelstellung" (siehe 2.3.2.5.). Die Funktionstüchtigkeit der Anlage für die automatische Auslösung der Segelstellung nach WKM wird nach jeder Übernahme eines Flugzeuges vor dem Start gemäß 2.3.2.5. ⑦ überprüft.

5.3.4.2. Notsegelstellung und Notabstellen der Triebwerke

Bei Ausfall der elektrischen Anlage oder der Segelstellungspumpen kann die Segelstellung und das Abstellen der Triebwerke hydraulisch ausgelöst werden. In diesem Falle werden die Luftschaubenblätter mit Hilfe der Drehzahlreglerpumpe in eine Stellung gefahren, die der Segelstellung nahekommt.

Die Auslösung der Notsegelstellung erfolgt mit Hilfe der hydraulischen Ventile am unteren Teil des Zentralpultes. Diese Ventile werden betätigt, indem der Knebel bis zum Anschlag nach links gedreht, danach kräftig herausgezogen und durch erneute Linksdrehung arretiert wird.

Diese Ventile dienen gleichzeitig zum Abstellen der Triebwerke bei Ausfall des Bordnetzes oder der Stoppventile.

5.3.5. 5.3.5. Schmierstoffsystem

5.3.5.1. Technische Daten:

Schmierstoffverbrauch	< 0,85	[kg/h]
Schmierstoffdruck (Eintritt)		
im Fluge	> 3,5	[kp/cm ²]
am Boden	4 bis 4,5	
am Boden bei Leerlauf	> 3,0	
Schmierstofftemperatur (Eintritt)		
empfohlene Temperatur	70 bis 80	[°C]
minimal zulässige Temperatur	40	
maximal zulässige Temperatur (<10 min)	90	
am Boden und beim Start (<15 min)	< 100	
Schmierstoffmenge im gesamten Kreislauf	57	[l]
Volumen des Schmierstoffbehälters	40	
Vorrat im Schmierstoffbehälter	< 37 > 20	

5.3.5.2. Ausführung des Systems

Das Schmierstoffsystem (Abb. 57) ist als kurzgeschlossener Kreislauf ausgeführt. Der von den Zahnradpumpen (42), (43) und (45) abgesaugte Schmierstoff gelangt über den Luftabscheider (46) und den Schmierstoffkühler (48) unter Umgehung des Schmierstoffbehälters durch die Hauptdruckstufe (35) direkt zurück in das Triebwerk. Eine Entnahme aus dem Schmierstoffbehälter (13) erfolgt nur zur Ergänzung verbrauchten Schmierstoffes sowie zur Luftschraubenregelung und zur Versorgung der Segelstellungsanlage.

5.3.5.3. Schmierstoffbetankung

Vor Beginn der Betankung hat sich der Bordmechaniker von der Verwendbarkeit der Schmierstoffsorte (siehe 6.1.) zu überzeugen. Auf Sauberkeit des Einfüllstutzens und der Tankpistole ist zu achten. Flugzeug und Schmierstofffahrzeug müssen geerdet sein. In den Behälter dürfen maximal 37 l Schmierstoff eingefüllt werden (beim Einstellwinkel der Luftschraubenblätter von 8°!). Die eingefüllte Schmierstoffmenge ist am Vorratsanzeiger (linkes Pult) und mit Hilfe des Peilstabes zu kontrollieren.

5.3.5.4. Betrieb des Schmierstoffsystems

Die Schmierstoffkühler sind stets in der Betriebsart "Automat" zu betreiben. Die Schalter dürfen erst unmittelbar vor dem Anlassen oder bei der Überprüfung der Anlage in Stellung "Automat" gebracht werden. Bei Außentemperaturen über +20 °C ist das Schmierstoffsystem beim Anlassen, Abbremsen und Rollen mit völlig geöffneten Ölkühlerklappen zu betreiben. Die Schalter sind nach dem Öffnen der Klappen in Neutralstellung zu bringen und erst nach Erreichen einer Schmierstofftemperatur von 80 °C oder an der Vorstartlinie auf "Automat" zu verstellen. Im Falle des Versagens der automatischen Steuerung der Ölkühlerklappen ist die empfohlene Schmierstofftemperatur durch Regelung von Hand einzuhalten. Durch Versagen des Reglers kann der Fall eintreten, daß die Schmierstofftemperatur durch ständiges Öffnen und Schließen der Kühlerklappe eingehalten wird. In diesem Falle wird die Handregelung ebenfalls empfohlen, um die Antriebe vor Überlastung zu schützen.

Bei Abfall des Schmierstoffdruckes unter 3,5 kp/cm² im Fluge ist das TW unverzüglich stillzusetzen und die Innenlöschung auszulösen (s.4.1.1.4.).

Bei Absinken des Schmierstoffvorrates im Behälter unter 20 l leuchtet die gelbe Warnlampe (Abb. 52/42) auf. Nach Aufleuchten dieser Warnlampe oder bei einer Anzeige des Vorratsmessers von 20 l darf das Triebwerk noch eine Stunde betrieben werden. Die Schmierstoffdruckanzeige ist während dieser Zeit besonders aufmerksam zu überwachen.

Während des Betriebes des Triebwerkes strömen bis zu 12 l Schmierstoff aus dem Behälter in das Triebwerk über. Eine Schmierstoffentnahme beim Anlassen von mehr als 10 l ist nicht zulässig.

5.3.6.

5.3.6. Anlage zur automatischen Begrenzung der Abgastemperatur ПPT-24A

Das ПPT-System ist eine Teilanlage des Kraftstoffdosierungsautomaten ААТ-24М und dient der automatischen Einhaltung der zulässigen Abgastemperaturen in Abhängigkeit von den Betriebsbedingungen des Triebwerkes.

5.3.6.1. Aufbau und Arbeitsweise der Anlage

Hauptteile der Anlage:

	Anzahl je Triebwerk	Bezeichnung	Funktion
1	12	Thermoelement T-80	Ergzeugung einer elektrischen Spannung, die der Abgastemperatur proportional ist
2	3	Potentiometer	Sollwerteinstellung in drei verschiedenen Leistungsstufen (Anlassen, Start- und Nennleistung)
3	1	Höhenkorrektor ДДН1-1000А о. ДБК-2	Korrektur der Sollwerte entsprechend dem herrschenden barometrischen Druck
4	1	Verstärker YPT-24M	Verstärkung der Spannung der Thermoelemente und Vergleich der Soll- und der Istwerte.
5	1	Ausführungsmechanismus MM-24 (Ferrarimotor, elektromagnetische Kupplung, Getriebe und Düsenadel im ААТ)	Dosierung der Kraftstoffrückförderung
6	1	Voltmeter	Anzeige der Stellung der Düsenadel der Rückfördereinrichtung
7	1	rote Warnlampe	Signalisierung der Blockierung des Ausführungsmechanismus MM-24
8	1	Block BC-24A	Stabilisierungsblock (dient der besseren Drehzahlhaltung bei hohen Rückfördermengen) Anlage ist auch ohne diesen Block, der nur an Geräte ab der 3. Serie angebaut wurde, funktionstüchtig

Arbeitsweise der Anlage:

Über Nockenschalter im Kraftstoffdosierungsautomaten werden die der Drosselstellung entsprechenden Sollwerteingeber (Potentiometer) zugeschaltet und damit die folgenden Sollwerte eingegeben:

Bereich	Drosselstellung [YПPT]	Abgastemperatursollwert des Systems ПPT ¹⁾	Max. zulässige Betriebsabgastemperatur ¹⁾
Anlassen	0 bis 6 ⁺²	720 °C	750 °C
Nenn- und Reiseleistung	6 ⁺² bis 71,5 ⁺²	435 °C	475 °C
Maximalleistung	71,5 ⁺² bis 100	495 °C	525 °C

Die vom Höhenkorrektor ДДН1-1000А entsprechend des barometrischen Druckes verminderten Sollwerte (siehe Abb. 58a) werden mit den tatsächlichen Abgastemperaturen im Block YPT-24M verglichen. Nach der Größe der Differenz ¹⁾ gültig für 760 Torr (siehe auch Abb. 58a)

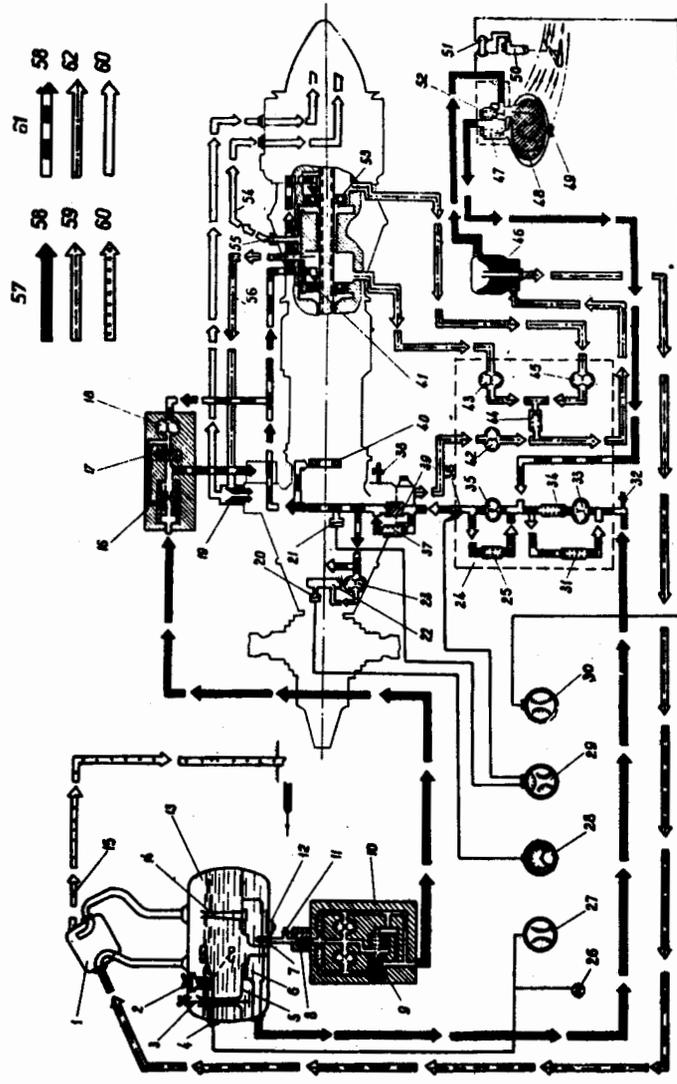


Abb. 57 Schmierstoffsystem

Zu Abb. 57 :

- | | | | |
|------|---|------|---|
| 1 - | Drainagebehälter | 35 - | Hauptdruckstufe |
| 2 - | Einflüstutzen mit Filter | 36 - | Temperaturgeber Π-1 |
| 3 - | Peilstab | 37 - | Überströmventil |
| 4 - | Mengengeber M3C | 38 - | Abläßventil |
| 5 - | Trennwand | 39 - | Filter |
| 6 - | Kammer | 40 - | Vorderes Verdichterlager |
| 7 - | Stutzen mit Filter | 41 - | Hinteres Verdichterlager |
| 8 - | Filter | 42 - | Seugstufe |
| 9 - | Druckminderventil | 43 - | Seugstufe |
| 10 - | Segelstellungspumpe H5-2TA-4 | 44 - | Rückschlagventil |
| 11 - | Abläßventil der Segelstellungspumpe | 45 - | Seugstufe |
| 12 - | Abläßschraube | 46 - | Luftabscheider BO-24 |
| 13 - | Schmierstoffbehälter | 47 - | Rückschlagventil |
| 14 - | Inneres Belüftungrohr | 48 - | Kühler |
| 15 - | Drainageleitung | 49 - | Abläßschraube |
| 16 - | Drehzahlregler P-68NT-24 | 50 - | Elektrischer Antrieb MBR-2B |
| 17 - | Filter des Drehzahlreglers | 51 - | Regelteil der Kühlerklappenautomatik |
| 18 - | Pumpe des Drehzahlreglers | 52 - | Überströmventil |
| 19 - | Zentrifugalentlüfter | 53 - | Turbinenlager |
| 20 - | Geber MII-100 für MKM-Druck | 54 - | Entlüftungsleitung der Labyrinthräume |
| 21 - | Geber MII-8 für Schmierstoffdruck | 55 - | Drossel zur Einstellung des Drucks in den Labyrinthräumen |
| 22 - | MKM-Anlage | 56 - | Entlüftung des Wellentunnels |
| 23 - | MKM-Pumpe | 57 - | Äußeres System |
| 24 - | Schmierstoffaggregat MA-24 | 58 - | Schmierstoff |
| 25 - | Druckminderventil | 59 - | Abgesaugter Schmierstoff mit Luft gemischt |
| 26 - | Schmierstoffrestwarnlampe | 60 - | Luft |
| 27 - | Schmierstoffvorratsanzeige | 61 - | Inneres System |
| 28 - | MKM-Druck-Anzeige | 62 - | Schmierstoff-Luft-Gemisch |
| 29 - | Dreizeigergerät (Schmierstoffdruck und Schmierstofftemperatur | | |
| 30 - | Stellungsanzeiger der Kühlerklappen YN3-4 | | |
| 32 - | Abläßventil | | |
| 33 - | Vordruckstufe | | |
| 34 - | Rückschlagventil | | |

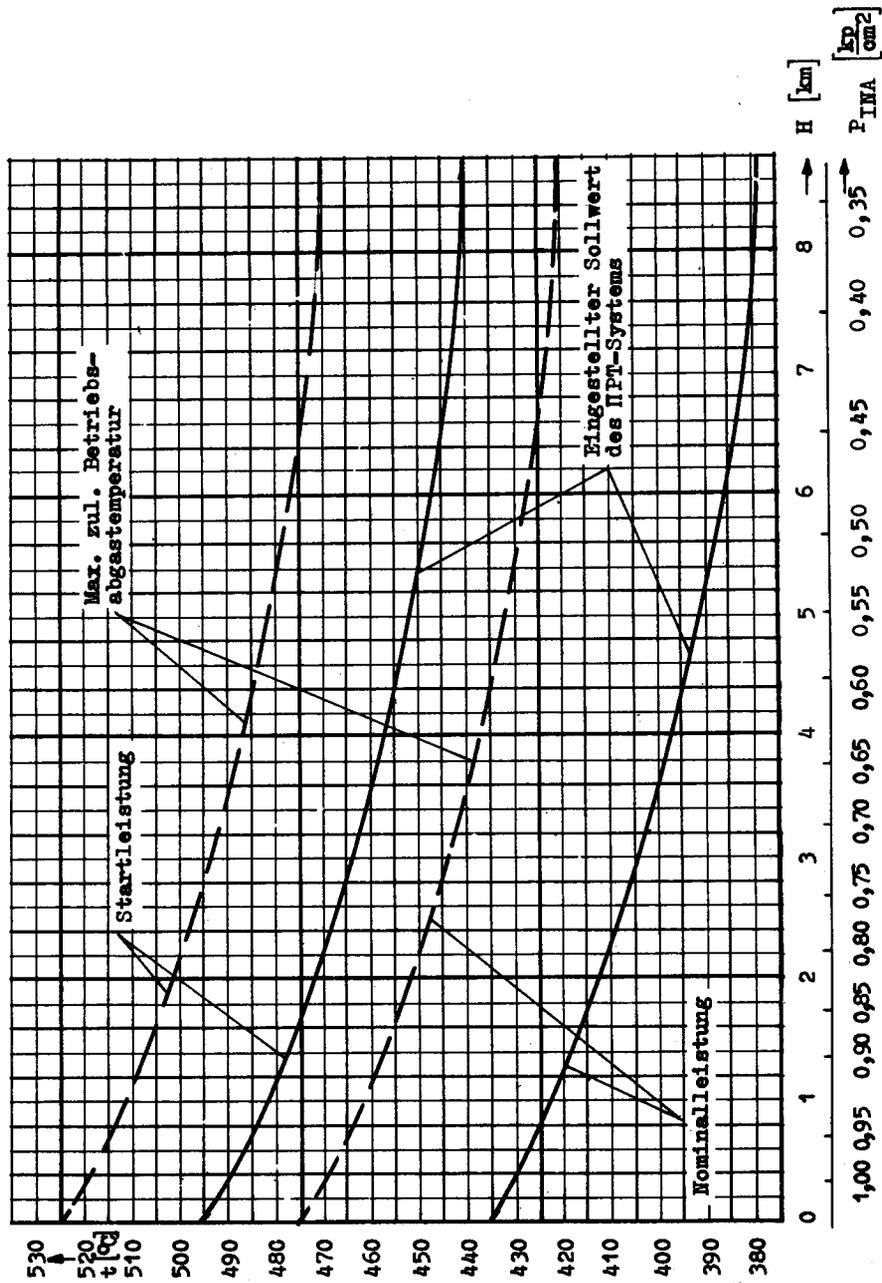


Abb. 58a Zulässige Abgastemperaturen

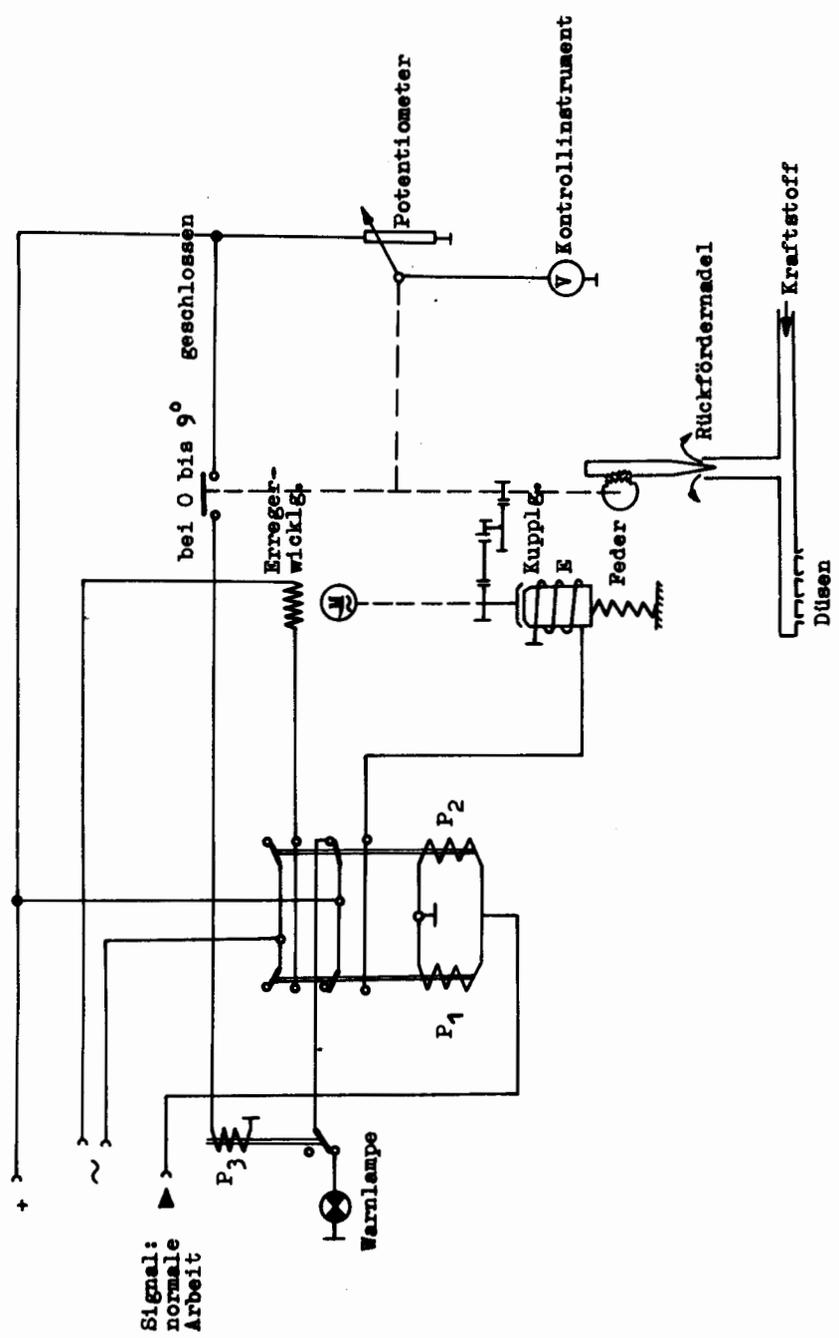


Abb. 58b Schutzblock des Systems IIPT (schematisch)

schen den Soll- und Istwerten wird über den Motor im Ausführungsmechanismus die Düsenadel der Rückfördereinrichtung bewegt und der Kraftstoffrücklauf geregelt. Die Stellung der Welle am Getriebeausgang wird an einem Voltmeter (Potentiometerabgriff) in der Besatzungskabine (über der rechten Sichtscheibe) angezeigt. Bei voll geöffneten Düsenadel werden am Voltmeter 1,7 bis 2,4 V angezeigt (bei einer Drosselstellung von 54° VIMPT werden dabei 19 bis 24 % Kraftstoff in den Rücklauf gefördert). Das Ausführungsbauteil VM-24 besitzt einen Schutzblock, der die Aufgabe hat, die Rückfördereinrichtung bei Störungen in der Anlage zu fixieren. Mit Hilfe einer federbelasteten Reibungskupplung wird in diesem Falle der Stellmotor blockiert. Abb. 58b zeigt das Prinzipschaltbild dieser Einrichtung.

Bei normaler Arbeit des Systems NPT sind die Relais P_1 und P_2 angezogen wodurch:

- die Erregerwicklung des Motors "M" Spannung erhält;
- der Elektromagnet "E" die Reibungskupplung löst und die Rückfördereinrichtung freigibt;
- die rote Warnlampe vom Netz getrennt ist.

Die Blockierung der Rückfördereinrichtung wird ausgelöst bei:

- plötzlichen Temperaturerhöhungen von mehr als 50°C über den Sollwert;
- Ausfall der Temperaturmeßanlage (z.B. Unterbrechung im Geberkreis);
- Ausfall der Gleich- oder Wechselstromversorgung;
- Unterbrechungen im Regelkreis;
- Kurzschluß am Eingang des Verstärkers.

In diesen Fällen fallen die Relais P_1 und P_2 ab wodurch:

- sich die Rückfördereinrichtung mit Hilfe der Feder blockiert, da der Kupplungsmagnet stromlos wird;
- der Erregerkreis des Stellmotors abgeschaltet wird;
- die rote Warnlampe zugeschaltet wird, was die Blockierung signalisiert.

Bei einer Stellung der Getriebeausgangswelle zwischen 0 und 9° (Anzeige $< 0,3$ V) erhält das Relais P_3 über einen Endschalter Spannung und unterbricht die Plusleitung der Warnlampe (in diesem Bereich kann die Blockierung nicht signalisiert werden).

5.3.6.2. Überprüfung der Funktionstüchtigkeit der Anlage

Die Überprüfung erfolgt während des Abbremsens bei einer Drosselstellung von 22° VIMPT (Luftschaube vom Anschlag gelöst) in folgender Weise:

	Bei Abgastemperaturen	
$< 240^{\circ}\text{C}$		$> 240^{\circ}\text{C}$
	wird die TW-Leistung solange erhöht, bis die Abgastemperatur auf ca.	
220°C		340°C
	angestiegen ist. Sodann wird der Überprüfungsschalter (Anlaßtafel - linkes Pult) in die Stellung	
240°C		360°C
	gebracht und die TW-Leistung weiter erhöht, bis am Kontrollvoltmeter (über der rechten Sichtscheibe) eine Spannung von 0,6 bis 0,8 V angezeigt wird. Danach wird die Leistung wieder verringert. Nachdem die Anzeige am Voltmeter auf Null zurückgegangen ist, kann der Überprüfungsschalter wieder losgelassen werden.	

Der Voltmeterausschlag ist ein Zeichen für die Funktionstüchtigkeit der Anlage. Während dieser Überprüfung kann gleichzeitig die Arbeit der Blockierungseinrichtung überprüft werden. Dazu ist während der oben beschriebenen Überprüfung beim Voltmeterausschlag von 0,6 bis 0,8 V die Wechselstromversorgung zu unterbrechen (Sicherung "CH - 2" АДТ ПРАВ./ЛЕВ.ДВИГ" entfernen). Das Aufleuchten der roten Warnlampe neben dem Kontrollinstrument und ihr Verlöschen nach Wiedereinschalten der Speisung sind Anzeichen für ein ordnungsgemäßes Arbeiten dieser Einrichtung.

Anmerkung: Wurde der Prüfschalter vorzeitig, d.h. vor Erreichen des Nullausschlages losgelassen (in diesem Falle leuchtet die rote Warnlampe auf, die die Fixierung der Rückfördereinrichtung anzeigt), ist die Überprüfung zu wiederholen.

5.3.6.3. Handlungsweise bei Ausfall des Systems ПРТ

1. Das System spricht nicht an

In diesem Falle muß die Einhaltung der zulässigen Abgastemperaturen durch Handregelung gewährleistet werden (Tabelle am Zentralpult). Zur Behebung des Defektes können die Sicherungen der Anlage überprüft werden (2 АЗР-6 "АВТОМАТ ЮЗМР. ТОПЛИ." an der АЗС-Tafel und zwei Schmelzsicherungen CH-2 "АДТ ПРАВ./ЛЕВ. ДВ." an der Funkertafel). Eine defekte Anlage ist auszuschalten.

2. Flug mit blockierter Rückfördereinrichtung

- a) Treten bei arbeitender Rückfördereinrichtung (Anzeige am Voltmeter > 0) plötzliche Schwankungen der Triebwerksparameter auf, ist das System ПРТ dieses Triebwerkes auszuschalten. Dabei wird die letzte Stellung der Rückfördereinrichtung fixiert. Kann vor dem Ausschalten der Anlage durch Zurücknehmen des Drosselhebels die Rückförderung auf Null gebracht werden, tritt bei der anschließend erforderlichen Handregelung keine unnötig hohe Leistungsminderung ein.

Achtung! Beim Verringern der Leistung eines Triebwerkes, dessen Rückfördereinrichtung bei hohem Rücklauf blockiert wurde, ist auf die Erhaltung einer Drehmomentenanzeige > 10 kp/cm² bei Drosselstellungen $> 35^\circ$ ПРТ ist zu achten.

Läßt sich die Rückförderung vor dem Ausschalten nicht vermindern, ist die Weiterführung des Fluges in keiner Weise gefährdet, da auch bei voller Rückförderung beider Anlagen die Leistung der Triebwerke für die Fortsetzung des Fluges ausreicht. Die Regelung der Triebwerke erfolgt in diesem Falle nach den Anzeigen der Drehmomentenmesser.

Anmerkung: Die erforderlichen Drosselstellungen nach dem Anzeigeinstrument ПРТ liegen beim Flug mit fixierter Rückfördereinrichtung höher als gewöhnlich, da die konstante Rückförderung eine zusätzliche Triebwerksdrosselung darstellt. Am Boden kann beim Zurücknehmen der Drosselhebel auf 0° ПРТ die Kraftstoffeinspritzung so gering werden, daß die Einhaltung der Leerlaufdrehzahl unmöglich wird. In diesem Falle ist das Triebwerk mit Hilfe des Stoppventiles abzustellen, um eine Überhitzung der Turbine bei Unterdrehzahlen zu vermeiden.

5.3.7.

- b) Leuchtet während des Fluges die Warnlampe des Systems auf, kann eine kurzzeitige Temperaturerhöhung die Blockierung der Rückfördereinrichtung ausgelöst haben. In diesem Falle erhält der Schutzblock nach ca. 20 s bereits wieder ein Signal über die normale Arbeit, und die Blockierung löst sich, wenn die Anlage noch eingeschaltet ist.

Ist die Anlage jedoch ausgefallen, kann die Blockierung nicht wieder gelöst werden.

Ein Lösen der Blockierung kann nach Einstellung einer Triebwerksleistung mit niedriger Abgastemperatur durch mehrmaliges Aus- und Einschalten der Anlage versucht werden. Läßt sich die Fixierung nicht aufheben, ist das NPT-System auszuschalten und das Triebwerk entsprechend 2.a) zu bedienen.

Sind die Rückfördereinrichtungen beider Triebwerke blockiert, ist das Lösen nacheinander und nicht gleichzeitig zu versuchen.

5.3.7. Vibrationsmeß- und Warnanlage MB-41

Die Anlage MB-41 gestattet das ständige Ablesen der Größe der Vibration der Triebwerke an Kontrollinstrumenten (über der linken Sichtscheibe in der Besatzungskabine) und dient der Signalisation der Überschreitung des zulässigen Wertes durch rote Warnlampen (neben dem Anzeigeelement im Blickfeld des linken Piloten).

5.3.7.1. Sollwerte

Die Vibration des Triebwerkes gilt als normal, wenn die Anzeigen der Kontrollinstrumente am Boden den Wert 4,5 g und im Fluge den Wert 6 g nicht überschreiten. Die zulässigen Schwankungen der Anzeige betragen $\pm 0,75$ g (dabei dürfen die zulässigen Maximalwerte nicht überschritten werden).

Anmerkung: Während des extremen Sinkens ist ein Ansprechen der Warnanlage als normal zu betrachten.

5.3.7.2. Überprüfung der Anlage

Vor jedem Flug ist die Anlage auf ihre Funktionstüchtigkeit zu überprüfen. Dazu ist die Wechselstromversorgung (115 V \pm 5 %; 400 Hz $\begin{smallmatrix} +7 \\ -5 \end{smallmatrix}$ %) sicherzustellen, die Anlage einzuschalten (Schalter an den Kontrollinstrumenten) und der Kontrollknopf zu drücken. Das Aufleuchten der roten Warnlampen und die gleichzeitige Anzeige von 5 bis 6 g zeugen von einer einwandfreien Arbeit der Anlage. Leuchten die Warnlampen nicht auf oder liegt die Anzeige der Instrumente außerhalb des Bereiches 5 bis 6 g, ist die normale Funktion der Anlage nicht gewährleistet.

5.3.7.3. Auswertung der Vibrationswarnungen während des Fluges

1. Leuchtet während des Fluges eine Warnlampe "Gefährliche Schwingungen" auf und überschreitet die Anzeige des Kontrollinstrumentes den zulässigen Wert, so ist der Flug abubrechen und der nächste Flughafen anzufliegen.
 - a) Liegen die übrigen Parameter dieses Triebwerkes im Normbereich, ist das Abstellen nicht erforderlich.
 - b) Lassen andere Anzeichen sowie die Anzeigen der Überwachungsinstrumente auf eine Funktionsstörung des Triebwerkes schließen, ist die Luftschraube dieses Triebwerkes in Segelstellung zu fahren.
2. Wird während des Fluges nur eines der beiden Anzeichen für eine Überschreitung der zulässigen Vibrationswerte signalisiert (Warnlampe oder Überschreitung der zulässigen Anzeige), ist die Anlage auf ihre Funktionstüchtigkeit nach 5.3.7.2. zu überprüfen.

- a) liegen keine Anzeichen für den Ausfall der Schwingungsmeßanlage vor, verhält sich die Besatzung entsprechend 5.3.7.3.1. 5.4.
5.4.1.
- b) Deutet die Überprüfung auf einen Fehler in der Schwingungsmeßanlage hin, wird der Flug normal fortgesetzt. 5.4.2.

5.4. Kraftstoffanlage

5.4.1. Technische Daten und Aufbau der Kraftstoffanlage

Abb. 59 stellt den prinzipiellen Aufbau der Kraftstoffanlage, die aus zwei konstruktiv gleichen Teilen (der linken und rechten Seite) besteht, dar.

		Behältergruppen				Σ
		linke Fläche		rechte Fläche		
Volumen	[l]	1897	720	726	1932	5275
Maximale Füllmenge bei Druckbetankung	[l]	1750±50	660±50	660±50	1750±50	4820±200
	[kg]	1355±40	515±40	515±40	1355±40	3740±160
Max. Füllmenge bei Betankung von oben ^{x)}	[l]	1840	710	710	1840	5100
	[kg]	1425	550	550	1425	3950
Nicht ausfliegbare Restmenge	normal	[kg]	-	~ 18	~ 18	35
	bei stroml. Pumpen 463	[kg]	-	240	240	480

^{x)} Diese Menge entspricht etwa 97 % des Volumens (Sicherheit gegen Wärmeausdehnung).
 Angenommene Dichte: $\gamma = 0,775 \text{ [g/cm}^3\text{]}$

Höchstzulässiger Betankungsdruck:

3,5 kp/cm²

Zulässiger Anzeigefehler der Vorratsmeßanlage:

± 2 %

5.4.2. Betankung des Flugzeuges

Vor jeder Betankung hat sich der Bordmechaniker durch Einsicht in das Kraftstoffattest von der Verwendbarkeit der Kraftstoffsorte (siehe unter 6.1.) und der Reinheit sowie Wasserfreiheit des Kraftstoffes zu überzeugen. Durch Prüfung mittels Shell- oder Hydrodetektoren muß das Fehlen freien Wassers vorgewiesen werden.

Bei jeder Betankung müssen Feuerlöschmittel in der Nähe des Flugzeuges vorhanden sein.

Die Blindstopfen der Drainageleitungen sind vor jeder Betankung zu entfernen.

Druckbetankung über den zentralen Anschluß:

Eine Übersicht über den Aufbau der Druckbetankungsanlage gibt Abb. 60. Die Betankung der Behälter kann gleichzeitig oder in beliebiger Reihenfolge vorgenommen werden.

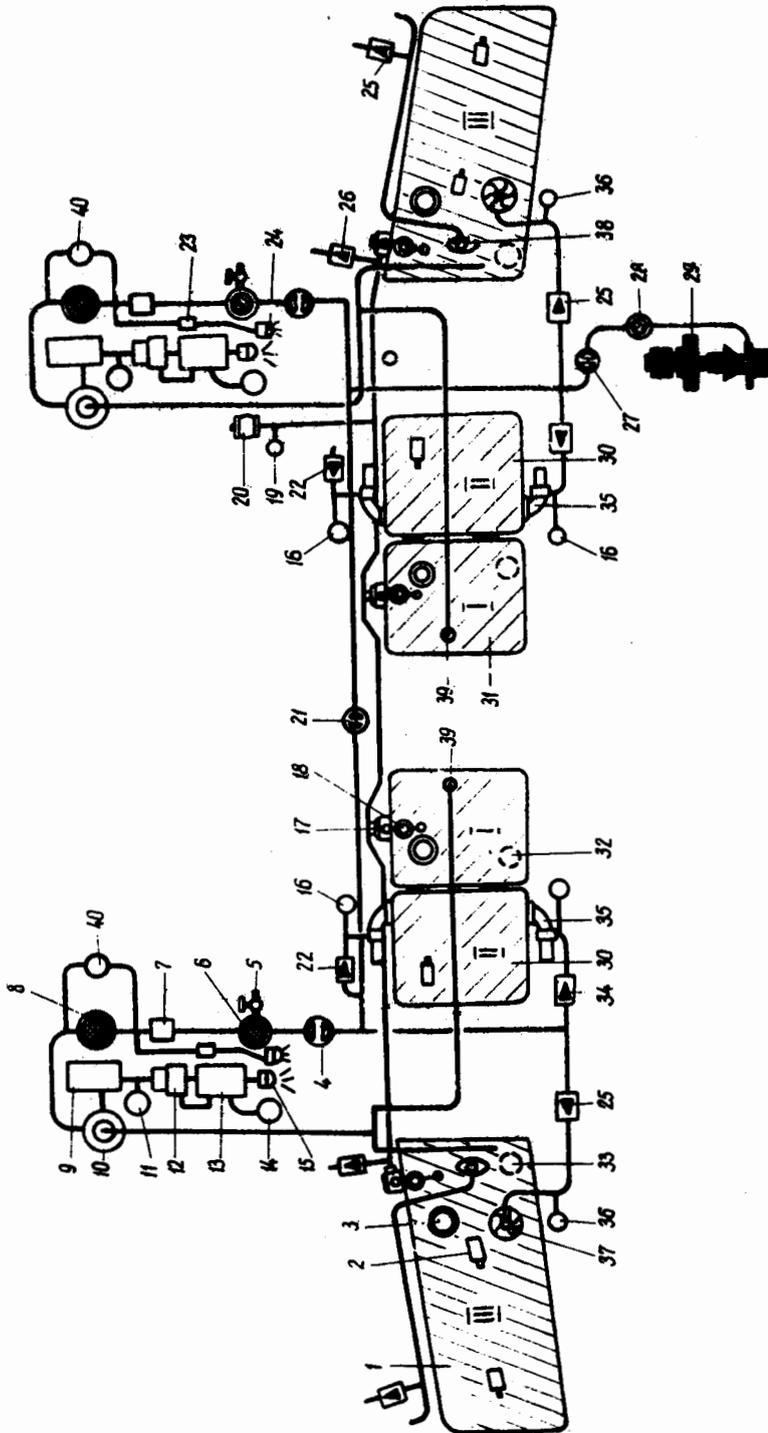


Abb. 59 Kraftstoffanlage

Zu Abb. 59:

- | | |
|--------------------------------------|---|
| 1 - Integralbehälter (Beh. III) | 21 - Verbindungsventil |
| 2 - Geber der Vorratsmeßanlage | 22 - Rückschlagventil |
| 3 - Oberer Einfüllstutzen | 23 - Anlaßkraftstoffventil |
| 4 - Brandhahn | 24 - Anlaß-Einspritzdüse |
| 5 - Ablaßventil | 25 - Rückschlagventil |
| 6 - Grobfilter 8И2966005 | 26 - Unterdruckventil |
| 7 - Vordruckpumpe BHK-10M | 27 - Brandhahn des TT-16 |
| 8 - Feinfilter 12ТW150HT | 28 - Kraftstofffilter 11ТВ-30СТ |
| 9 - Geber des Verbrauchsmessers PPMС | 29 - TT-16 |
| 10 - Luftabscheider | 30 - Gummibehälter (Beh. II) |
| 11 - Drucksignalsator CИY-5A-1 | 31 - Gummibehälter (Beh. I) |
| 12 - Geberpumpe HИ-24M | 32 - Ablaßventil |
| 13 - Dosierungsautomat AИT-24M | 33 - Ablaßventil |
| 14 - Druckgeber WИT-100 | 34 - Rückschlagventil |
| 15 - Einspritzdüse | 35 - Förderpumpe 463 |
| 16 - Drucksignalsator CИY-2A-0,18 | 36 - Drucksignalsator CИY-3A-0,35 |
| 17 - Betankungsventil | 37 - Förderpumpe 3ИH-14A |
| 18 - Schwimmerventil | 38 - Drainage-Leitung mit U-Rohr |
| 19 - Drucksignalsator CИ-24A | 39 - Drainage-Leitung |
| 20 - Druckbetankungsstutzen | 40 - Differenzdrucksignalsator CИИФП-1T |

Achtung!

Bei Ausfall der Stromversorgung während des Betankungsvorganges schließen sich die Betankungsventile (5) nicht automatisch. In diesem Falle können Behälter und Tragfläche zerstört werden, wenn die Schwimmerventile (14) versagen.

Eine vollständige Füllung der Behälter ist nur durch Betankung über die oberen Einfüllstutzen möglich.

Leuchtet während der Betankung die rote Warnlampe (25) auf, ist der Druck am Tankfahrzeug zu reduzieren.

1. Anschluß der Außenbordstromquellen
Die Wechselstromversorgung kann auch über den Umformer П0-750 erfolgen, der dazu an die Wechselstromhauptschiene (Schalterstellung "Boden") anzuschließen ist.
 2. Die Schalter 21 bis 24 an der Tafel 16 (Abb. 60) einschalten. Die Lampe (29) (ВКЛЮЧЕНО ~115 В) muß aufleuchten.
 3. Überprüfung der Betankungsventile
Die Ventile werden mit Hilfe der Schalter (27) geöffnet und anschließend wieder geschlossen (die Lampen (26) müssen verlöschen und anschließend wieder aufleuchten).
- Anmerkung: Die Betankungsventile der II. Gruppe lassen sich erst nach dem Verbrauch von ca. 100 kg Kraftstoff auf der betreffenden Seite öffnen.
4. Beim Anschließen des Tankschlauches ist auf die gleichzeitige Masseverbindung zum Tankfahrzeug zu achten.
 5. Die Betankungsventile in der gewünschten Reihenfolge öffnen. Die gefüllten Behälter verschließen sich automatisch (die gelbe und die blaue Lampe dieses Behälters müssen aufleuchten). Wird die erste Gruppe nur unvollständig betankt, ist das Schließen der Betankungsventile von Hand mit Hilfe der Schalter (27) vorzunehmen.
 6. Vor Abnahme des Tankschlauches sind die Betankungsleitungen leerzusaugen.
 7. Nach dem Tanken sind die Schalter 21 bis 24 auszuschalten und der Blindverschluß auf den Betankungsstutzen aufzusetzen.

Betankung über die oberen Einfüllstutzen:

Die Behälter sind so zu füllen, daß der Kraftstoffspiegel 30 mm unter den Einfüllstutzen steht (Sicherheit gegen Wärmeausdehnung).

Es ist zu beachten:

1. Die Betankung erfolgt bei ausgeschaltetem Bordnetz.
2. Die Tragflächen sind vor Beschädigungen zu schützen (Schuhwerk und Tankschlauch!).
3. Einfüllstutzen und Tankpistole müssen sauber sein.
4. Nur explosionsgeschützte Handlampen verwenden.
5. Das Eindringen von Wasser, Schnee oder Staub in die Behälter ist zu vermeiden.
6. Tankwagen und Flugzeug müssen geerdet und elektrisch leitend verbunden sein.
7. Sollen am Boden die Einfüllstutzen der II. Gruppe geöffnet werden und wurde während des Fluges aus dieser Gruppe kein Kraftstoff entnommen, so ist während des Rollens für 2 bis 3 min aus dieser Gruppe zu entnehmen, um ein Überlaufen des Kraftstoffes beim Öffnen der Behälter zu vermeiden.

5.4.3. Enttanken

Der Kraftstoff kann in beliebiger Reihenfolge und aus allen Behältern über die Ablaßventile (5)^x oder über die Behälterablaßventile (32)^x und (33)^x abgelassen werden. Zum Ablass über die Behälterablaßventile ist eine Ablassvorrichtung erforderlich.

Ablassen über die Ventile (5)^x:

1. Flugzeug erden, Tankfahrzeug erden und elektrisch leitende Verbindung herstellen.
2. Blindstopfen aus den Drainageleitungen entfernen.
3. Außenbordstromversorgung sicherstellen.
4. Schlauch an die Ablaßventile anschließen und Ventile öffnen.
5. Brandhähne und Verbindungsventil öffnen.

Die Enttanking erfolgt durch Eigengefälle oder mit Hilfe der Behälterpumpen oder der Pumpe des Tankfahrzeuges.

5.4.4. Überprüfung der Kraftstoffanlage vor dem Flug

1. Die Unterseite der Tragflächen, die Ablaßventile, die Rückschlagventile und die Förderpumpen sind auf Dichtheit zu prüfen.
2. Mit Hilfe der Vorratsanzeige ist die betankte Menge in jeder Behältergruppe zu überprüfen. Der zulässige Fehler beträgt 2 % der Anzeige (der Meßfehler darf bis zu 4 % betragen, wenn Luftdruck, Temperatur und Luftfeuchtigkeit stark von den Normalwerten abweichen oder die Sollspannungen der Stromversorgung nicht eingehalten werden).

In Zweifelsfällen oder bei fehlerhafter Anzeige muß der Kraftstoffvorrat mit Hilfe des Peilstabes überprüft werden.

3. Bei Betankung aus Tankfahrzeugen oder Unterfluranlagen, die mit geeigneten Filter-Wasserabscheidern ausgerüstet sind, kann im Normalfall auf eine Kraftstoffprobe nach der Betankung verzichtet werden (diese Filter-Wasserabscheider müssen mindestens 0,001 % freies Wasser oder Schwebeteilchen bis mindestens 5 µm abzuscheiden in der Lage sein).

Nach Betankungen aus Anlagen ohne geeignete Abscheider sowie bei Betankung über die oberen Einfüllstutzen bei Regen oder Schneefall ist frühestens 10 min nach der Betankung aus allen betankten Behältern des Flugzeuges eine Kraftstoffprobe abzulassen und mittels Hydrodetektor auf feies Wasser zu prüfen. Bei positiver Reaktion ist solange Kraftstoff abzulassen, bis keine Verfärbung der Hydrodetektoren mehr auftritt. Zu diesem Zweck gehört ein Kraftstoffsichtprüfergerät zur Ausrüstung jedes Flugzeuges (Benutzungsanweisung liegt dem Gerät bei).

4. Die Arbeit der Förderpumpen der Brandhähne und des Verbindungsventils sowie die Filterausfallsignalisation sind zu überprüfen. Die entsprechenden Kontrolllampen müssen aufleuchten.

5.4.5. Funktion und Bedienung der Kraftstoffanlage während des Fluges

Normale Funktion der Anlage:

Der Kraftstoffverbrauch erfolgt zuerst aus den Behältern der I. Gruppe. Nach vollständiger Leerung der ersten Gruppe verlöschen die Kontrolllampen der Förderpumpen 3UH-14A. Die linke (rechte) Förderpumpe 3UH wird automatisch abgeschaltet bei einem Kraftstoffvorrat in den linken (rechten) Behältern der II. Gruppe von 450[±]50 kg. Mit Erreichen der Menge von 300[±]40 kg auf einer Seite der II. Gruppe leuchtet die gelbe Warnlampe "Kraftstoffrest 580 kg" auf.

^{x)} s. Abb. 59

5.4.3.
5.4.4.
5.4.5.

Zu Abb. 60:

- | | |
|---|---|
| 1 - Druckbetankungstutzen mit Blindverschluss | 17 - Drucksignalisator CI-24A |
| 2 - Steigrohr | 18 - Rohrleitung |
| 3 - Betankungsleitung | 19 - Gummibehälter |
| 4 - Winkelstück | 20 - Gelbe Kontrollampen "Behälter gefüllt" |
| 5 - Betankungsventil | 21 - Hauptschalter der Betankungsanlage |
| 6 - Anschlußstück | 22 - A3P-6 für rechte Betankungsventile |
| 7 - Stellschraube | 23 - A3P-6 für linke Betankungsventile |
| 8 - Anschlußstück | 24 - A3C-2 für Drucksignalisator |
| 9 - Betankungsleitung | 25 - Rote Warnlampe "Kritischer Druck" |
| 10 - Betankungsleitung | 26 - Blaue Kontrollampen "Betankungsventil geschlossen" |
| 11 - Betankungsleitung | 27 - Betätigungsschalter für Betankungsventile |
| 12 - Schwimmer | 28 - Unterdruckventil |
| 13 - Schwimmerhebel | 29 - Gelbe Kontrollampe "115 V ~ eingeschaltet" |
| 14 - Schwimmerventil | |
| 15 - T-Stück | |
| 16 - Bedientafel im Fahrwerkschacht | |

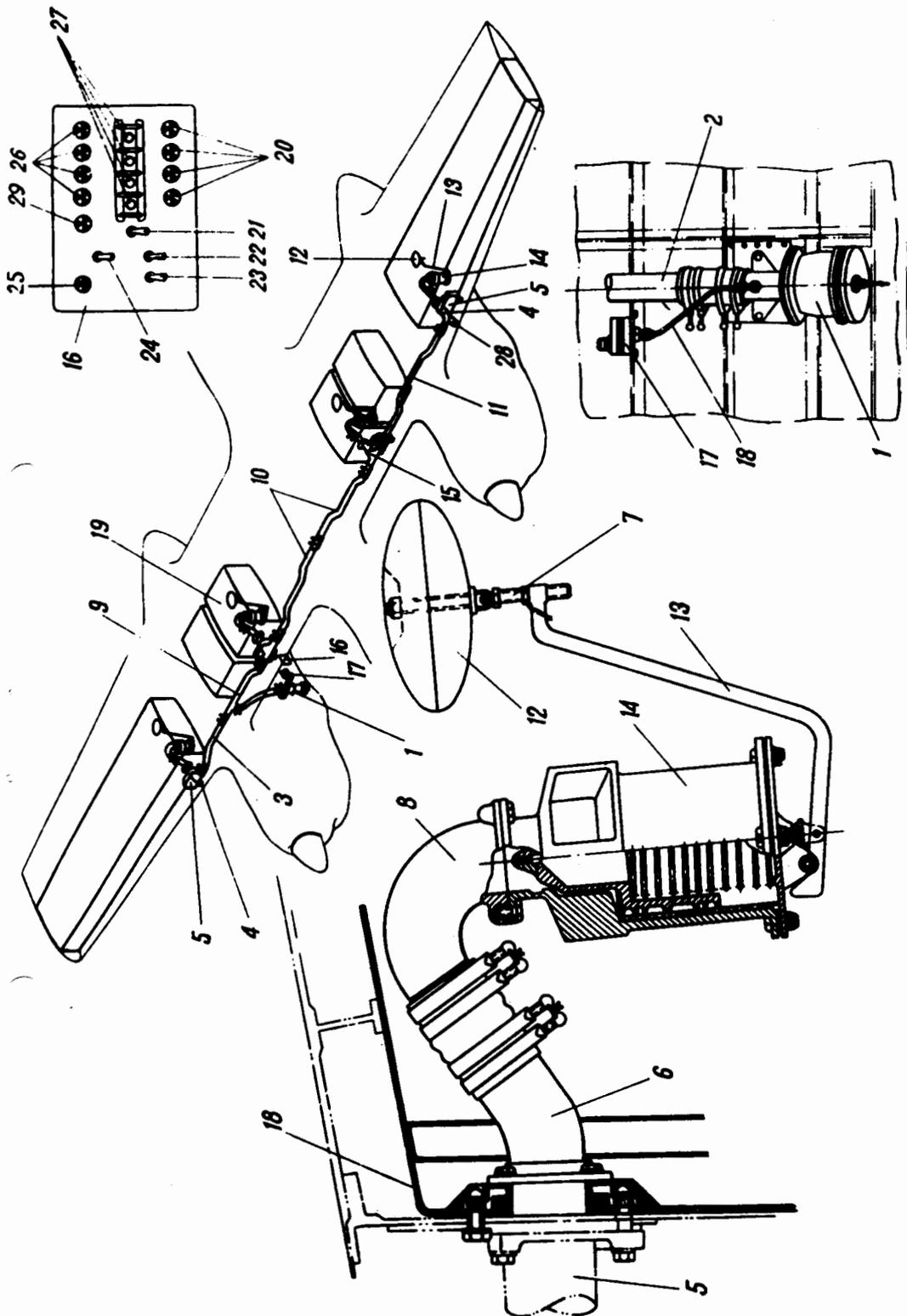


Abb. 60 Druckbetankungsanlage

Die Kontrolle des Kraftstoffvorrates erfolgt im Horizontalflug. Im Steig- oder Sinkflug sind die Anzeigen der Summenverbrauchsmesser PTMC vorzuziehen. Vor der Ablesung des Vorrates ist der Knopf des Anzeigegerätes zu drücken. Bei geringen Kraftstoffmengen (nach Aufleuchten der Restwarnung) ist während der Ablesung der Knopf "КОМПЕНСАЦИЯ" am Meßblock zu drücken und der Vorrat durch Vergleich der Anzeigen der Summenverbrauchsmesser sowie der Flugzeit ständig zu überprüfen.

Es ist zweckmäßig, den Wahlschalter der Vorratsanzeige (Abb. 52/Pos. 81) auf die Gruppe zu stellen, aus der entnommen wird (und nicht auf Stellung "СУММА"), um ungleichmäßigen Verbrauch infolge Ausfalls einer ЭЦН erkennen zu können, da die Drucksensoren auch noch bei vermindertem Förderdruck (teilweise ausgefallene Pumpen) ansprechen können.

Achtung! Die Drucksensoren hinter den Förderpumpen ist kein sicheres Anzeichen für die Förderung von Kraftstoff. Die Sensoren können auch ansprechen, wenn die Pumpen nur Luft fördern!

Stellen sich unterschiedliche Vorratsanzeigen auf der rechten und linken Seite von mehr als 200 kg ein, ist das Verbindungsventil zu öffnen und die Förderpumpen auf der Seite der geringeren Anzeige sind bis zum Ausgleich auszuschalten.

Achtung! Bei Entnahme aus der 1. Gruppe genügt das Ausschalten der Förderpumpe ЭЦН.

Vor dem Ausschalten der Förderpumpen 463 ist eine Drosselstellung $< 30^\circ$ ВПР auf der betreffenden Seite einzustellen, um ein unbeabsichtigtes Ansprechen der automatischen Segelstellungsanlage zu vermeiden. Zwei Minuten nach Abschalten der Pumpen kann die Leistung wieder erhöht werden.

Bedienung der Kraftstoffanlage bei gestörter Funktion (siehe auch 4.1.6.)

1. Leuchtet während des Fluges eine rote Warnlampe "Ausfall Kraftstofffilter" auf, so ist nach der Landung das verschmutzte Filterelement durch ein gereinigtes zu ersetzen.
2. Beim Ausfall aller Kraftstoffförderpumpen ist die Versorgung der Triebwerke durch Eigengefälle bei Flughöhen < 6000 m sichergestellt. In dieser Betriebsart verbleibt in den Behältern der II. Gruppe ein nicht ausfliegbarer Rest von 480 kg (240 kg auf jeder Seite).

Mit dieser nicht ausfliegbaren Restmenge von 240 kg muß auch in dem Falle gerechnet werden, in dem beide Pumpen 463 auf einer Seite nicht arbeiten. Sind alle Pumpen 463 ausgefallen oder stromlos, ist auf dem nächsten Ausweichhafen zu landen.

3. Arbeitet eine Förderpumpe ЭЦН in der Schalterstellung "Automat" nicht, so wird diese Pumpe von Hand eingeschaltet und nach restlosem Verbrauch des Kraftstoffes aus diesem Behälter wieder ausgeschaltet. Das Ein- und Ausschalten der ЭЦН von Hand wird ebenfalls erforderlich, nach einer längeren Unterbrechung der Stromversorgung der Pumpen und der Entnahme durch Eigengefälle.

Achtung! Schalten im Steigflug gleichzeitig beide 3UH - 14A in den Integralbehältern ab (grüne Lampen verlöschen) und ist noch Kraftstoff in den Integralbehältern vorhanden, so sind die Schalter der Förderpumpen aus der Stellung "Automat" in die Stellung "Hand" umzuschalten. Nach Verbrauch des Kraftstoffes aus den Integralbehältern (1. Gruppe) sind die Schalter in die Stellung "Ausgeschaltet" zu bringen. Die Kontrolle des Kraftstoffverbrauchs ist nach dem Kraftstoffvorratsmesser zu führen.

Arbeitet eine Pumpe 3UH auch in der Schalterstellung "Hand" nicht und beträgt der Vorrat in diesem Behälter noch mehr als 100 kg, ist durch Ausschalten der Pumpen 463 (auf dieser Seite!) der Kraftstoff des Integralbehälters durch Eigengefälle zu verbrauchen. Danach sind die Förderpumpen 463 wieder einzuschalten.

Bei einem Vorrat von weniger als 100 kg im Integralbehälter mit der ausgefallenen Pumpe werden die Pumpen 463 nicht ausgeschaltet, sondern nur das Verbindungsventil bis zur vollständigen Entleerung des anderen Integralbehälters geöffnet.

5.5.
5.5.1.
5.5.2.

Achtung! Bei Schwankungen der Triebwerksparameter sind die Pumpen 463 sofort wieder einzuschalten und die Landung ist auf dem nächsten Ausweichhafen durchzuführen.

4. Bei Ausfall einer Förderpumpe 463 ist der Flug normal fortzusetzen. Zur Sicherung der Kraftstoffversorgung ist nach völliger Leerung des Integralbehälters das Verbindungsventil zu öffnen.

Bei Ausfall beider Förderpumpen 463 auf einer Seite sind folgende Handlungen notwendig:

- Ausschalten der ausgefallenen Pumpen 463;
- Ausschalten der ÖNH nach Entleeren des Integralbehälters dieser Seite;
- nach Verbrauch des Kraftstoffes aus dem Integralbehälter, jedoch nicht später als bei einem Vorrat von 270 kg im Behälter mit den ausgefallenen Pumpen, ist das Verbindungsventil zu öffnen.

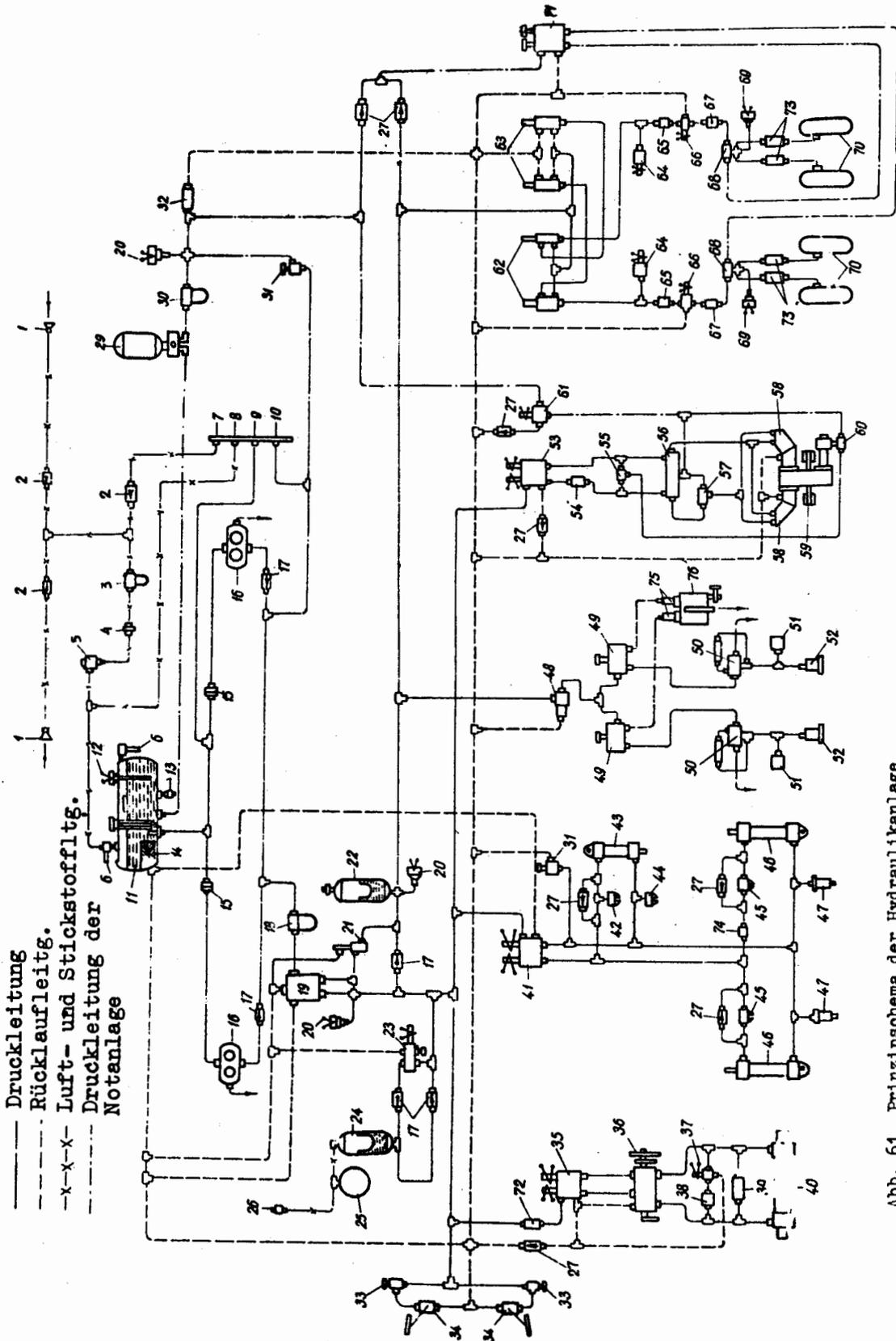
5.5. Hydraulikanlage

5.5.1. Technische Daten der Anlage

Hydraulikflüssigkeit		AMT-10 (ГОСТ 6794-53)		
Druck	maximal	Hauptanlage	170 ± 10	[kp/cm ²]
		Notanlage	160 ± 15	
	Arbeitsdruck		155 ± 5	
	Minimaldruck		120 ± 5	
Bremsdruck		max.	95 ± 5	[l]
bei ausgebauten Entbremsautomaten		max.	85	
Standbremsdruck			60 ± 5	
Gesamtinhalt der Anlage			60	
Vorrat im Hydraulikbehälter	bei Druck > 150 kp/cm ² (Druckspeicher gefüllt)		20 - 23	
	ohne Druck im System (Druckspeicher leer)		26 - 29	
Nichtverbrauchbarer Rest im Behält.	für Hauptsystem		8	
	für Notsystem		0,7 - 0,8	
Fassungsvermögen des Hydraulikbehälters			37	

5.5.2. Aufbau der Anlage

Abb. 61 stellt den prinzipiellen Aufbau der Hydraulikanlage dar, die aus einer von zwei Pumpen durch die Triebwerke mit Druck versorgten Hauptanlage (für Fahrwerks- und Landeklappenbetätigung, Bremsen, Bugradlenkung, Scheibenwischer, hydraulische Segelstellung sowie Notabstellen der Triebwerke) und einer Notanlage mit eigener elektrischer Druckversorgung (für Landeklappen und Bremsen) besteht. Beide Systeme besitzen einen gemeinsamen Hydraulikbehälter (der mit 1 kp/cm² ± 0,1 druckbelüftet wird) und können bei Bedarf verbunden werden (Einspeisung des Druckes der Notpumpe in das Hauptsystem). Das Hauptsystem besitzt zwei Druckspeicher (22) und (24). Der Speicher (22) ist der Betätigung der Bremsen und dem Notabstellen der Triebwerke



— Druckleitung
 - - - Rücklaufleitg.
 -x-x-x- Luft- und Stickstoffleitg.
 ····· Druckleitung der Notanlage

Abb. 61 Prinzipschema der Hydraulikanlage

Zu Abb. 61:

- 1 - Luftentnahmestutzen am Triebwerk
- 2 - Rückschlagventil H5810-270
- 3 - Trocknungsfilter 24-5603-290
- 4 - Filter 711800A
- 5 - Reduzierventil H5810-700M
- 6 - Sicherheitsventil 634300M
- 7 - Außenbordstutzen für die Druckbelüftung des Hydraulikbehälters 24-5603-19
- 8 - Außenbordstutzen für die Entlüftung des Hydraulikbehälters 24-5603-10
- 9 - Außenbordsaugstutzen 1882A-4
- 10 - Außenborddruckstutzen 1923A-1
- 11 - Hydraulikbehälter 24-5610-80
- 12 - Geber des Vorratsmessers M3-1866
- 13 - Ablabahn 600400M
- 14 - Filter H58A2-0
- 15 - Trennventil 670200
- 16 - Hydraulikpumpe 623AH
- 17 - Rückschlagventil GM2-5500-2140
- 18 - Filter Ø144/10-1
- 19 - Entlastungsautomat GA-77H
- 20 - Druckgeber ML-240 (aus dem Satz der Druckmesser 2MM-240 und MM-240)
- 21 - Überströmventil 24-5619-0
- 22 - Hydraulikdruckspeicher 24-5636-0
- 23 - Zweivegeventil GA-140
- 24 - Hydraulikdruckspeicher 24-5637-0
- 25 - Flasche 24-5639-0
- 26 - Füllventil 800600A
- 27 - Rückschlagventil 674600/B

- 28 - entfällt
- 29 - Pumpstation 465 MTS
- 30 - Filter 12ΓW105
- 31 - Verbindungsventil 652600
- 32 - Sicherheitsventil GA-42-00-3
- 33 - Drosselventil GA-230
- 34 - Scheibenwischerantrieb GA-211-00-5
- 35 - Elektromagnetisches Ventil GA-163/16
- 36 - Schieber PR-8/1
- 37 - Elektromagnetischen Ventil K3-5
- 38 - Drossel 24-5627-0
- 39 - Sicherheitsventil 24-5638-0-02
- 40 - Lenkzylinder 24-4204-100
- 41 - Elektromagnetisches Ventil GA-142/1
- 42 - Schloß für die eingefahrene Stellung des Bugfahrwerkes 24-4205-400
- 43 - Arbeitszylinder des Bugfahrwerkes 24-4203-50
- 44 - Schloß für die ausgefahrene Stellung des Bugfahrwerkes 24-4202-0
- 45 - Schloß für die eingefahrene Stellung des Hauptfahrwerkes 24-4105-0A-1-2
- 46 - Arbeitszylinder des Hauptfahrwerkes 24-4103-100
- 47 - Schloß für die ausgefahrene Stellung (Knickstreben-schloß) des Hauptfahrwerkes 24-4102-150-1-2
- 48 - Reduzierventil GA-15915
- 49 - Segelstellungsventil 3T56-470
- 50 - Absperrventil und Drossel 24-5608-18
- 51 - Drehzahlregler P-68MM-24
- 52 - Kraftstoffdosierautomat AM-24M
- 53 - Elektromagnetisches Ventil GA163/16
- 54 - Durchsatzbegrenzer 24-5633-0
- 55 - Wechsellventil 24-5623-0
- 56 - Hydraulikverriegelung 24-5620-0
- 57 - Wechsellventil 24-5623-0
- 58 - Hydraulikmotor IM-36
- 59 - Hydraulikantrieb 24-5615-10
- 60 - Wechsellventil 24-5622-0
- 61 - Elektromagnetisches Ventil GA-192
- 62 - Druckminderventil VT-92/2
- 63 - Druckminderventil VT-92/2
- 64 - Hydraulikschalter VT-34/2
- 65 - Drossel VT-102-00-7
- 66 - Automatisches Bremsventil V3-24/1-2
- 67 - Drossel VT-102-00-5
- 68 - Wechsellventil VT-97
- 69 - Druckgeber ML-150 (aus dem Satz des Druckmessers 2MM-150
- 70 - Bremsrad KT-94/2
- 71 - Notbremsventil VT-100
- 72 - Drossel 24-5628-0
- 73 - Rohrbruchventil GA-172-00-2
- 74 - Drossel 24-5603-314
- 75 - Stützventil 24-5601-490
- 76 - Behälter 24-5601-480

5.5.3.
5.6.
5.6.1.

ke vorbehalten.

5.5.3. Bedienung der Anlage

Bei normalem Betrieb der Anlage ist das Verbindungsventil (31) geschlossen. Soll mit Hilfe der Notpumpenstation (die nicht an die Bordakkus angeschlossen werden darf!) Druck in der Hauptanlage erzeugt werden, ist das Verbindungsventil zu öffnen und die Notpumpenstation 465 einzuschalten (Abb. 52 (99)). In dieser Betriebsart können alle Verbraucher des Hauptsystems mit Druck versorgt werden.

Achtung! Nach 15 min ununterbrochener Arbeit muß die Notpumpe zur Abkühlung für 15 min ausgeschaltet werden.

Die Hydraulikpumpen dürfen sich bei ausgeschalteten Hydraulikverbrauchern 1 mal im Verlaufe von 15 min an die Druckspeicher anschalten (Manometer "Druck im Hauptsystem" und "Druck in den Druckspeichern" schlägt auf 155 kp/cm^2 aus). Wird ein häufigeres Ansprechen beobachtet, ist die Anlage zu beanstanden.

Der Überwachung der Anlage dienen die Manometer für den Druck im Hauptsystem und im System der Bremsen (Abb. 52/2) sowie das Bremsdruckanzeigeelement (Abb. 52(1)) und das Manometer der Notpumpenstation (Abb. 52(3)).

5.6. Fahrwerk und Bremsanlage

5.6.1. Technische Daten:

Räder	
Bugfahrwerk:	Typ K-2105 (700 x 250 A) ohne Bremsen
Hauptfahrwerk:	Typ KT-94/2 (900 x 300 - 370) bremsbar

Lenkausschlag des Bugfahrwerkes			
Schaltung	Rollen	$45^\circ \pm 2^\circ$	nach jeder Seite
	Start-Landung	$10^\circ \pm 1^\circ$	

Drücke und Einfederungen				
Fülldruck	Federbein (N_2)	Bugfahrwerk	Hauptfahrwerk	[kp/cm^2]
	Reifen (Luft)	15 ± 1	$25 + 1$	
Stand-einfederung	Federbein	$3,5 \pm 0,2$	$6 + 0,5^{xx}$	[mm]
	Reifen	80 - 125	212	
Max. Ein-einfederung	Federbein	20 - 45	$72 - 132^x$	
	Reifen	160	<65	
Gesamteinfederung		110	209	
		470	509	

^{x)} sichtbare Länge der Kolbenstange

^{xx)} Beim Betrieb auf Rasenplätzen ist eine Verringerung des Druckes auf $5 + 0,5 \text{ kp/cm}^2$ zulässig.

Bremsdruck	
Maximaler Bremsdruck	95 ± 5
Standbremsdruck	60 ± 5

[kp/cm^2]

5.6.2. Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes (siehe auch 4.1.3.)

5.6.2.
5.6.3.

5.6.2.1. Normale Funktion der Anlage

Zum Einfahren (Ausfahren) des Fahrwerkes ist der Schalter für die Fahrwerksbetätigung (Abb. 53(11)) in die Stellung "EIN" ("AUS") zu bringen. Die grünen (roten) Lampen der Signalisation müssen verlöschen. Nach Aufleuchten der roten (grünen) Lampen ist das Fahrwerk in der eingefahrenen (ausgefahrenen) Stellung verriegelt. 5 bis 8 Sekunden danach wird der Betätigungsschalter in der neutralen Stellung gesichert. Die Einfahrzeit beträgt 4 bis 5 s; die Ausfahrzeit 3,5 bis 6 s. Das Einfahren des Fahrwerkes am Boden ist nicht möglich, sowie die Hauptfahrwerke eingefedert sind (Sicherung durch Endschalter). Bei Versagen dieser Sicherung kann das Fahrwerk mit Hilfe des Schalters 33 (Abb. 53) eingefahren werden. Dazu ist erforderlich, den Betätigungsschalter 11 (Abb. 53) in die Stellung "Ein" zu bringen und den Schalter 33 bis 5 s nach Aufleuchten der Signallampen für die eingefahrene Stellung in eingeschalteter Position zu halten. Danach werden beide Schalter wieder in neutraler Stellung verriegelt.

Achtung! Vor dem Einfahren des Fw. ist die Abschaltung der Bugradlenkung zu kontrollieren (die grüne Lampe der Lenkung muß verloschen sein). Andernfalls ist vor dem Einfahren des Fahrwerkes die Bugradlenkung auszuschalten.

Bei eingefahrenem Bugfahrwerk ertönt beim Zurücknehmen der Drosselhebel auf Luftleerlauf ein akustisches Warnsignal, das mit Hilfe des Abschaltknopfes der Sirene am rechten Pult des 2. Piloten abgestellt werden kann. Bei Landeklappenstellungen von 13 - 17° ist diese Abschaltung des akustischen Warnsignals nicht möglich.

5.6.2.2. Ausfahren des Fahrwerkes bei Ausfall der elektrischen Fernbetätigung

Nach Öffnen der Klappe in der Decke der Passagierkabine rechts im Bereich der Spante 20 bis 21 (Aufschrift: "КРАЙ ШАССА ") wird der rote Knebel bis zum Anschlag nach unten gezogen (Kraft: 8 bis 10 kp). Der Knebel ist solange in der gezogenen Stellung zu halten, bis das Fahrwerk voll ausgefahren ist. Die Kontrolle der Fahrwerksposition erfolgt bei Ausfall der elektrischen Signalisation mit Hilfe der roten Markierungen. Die Hauptfahrwerke werden durch die Fenster der Passagierkabine auf Übereinstimmung der roten Markierungen überprüft. Das Bugfahrwerk läßt sich durch ein Fenster der Besatzungskabine (im Fußboden am rechten Pilotensitz) kontrollieren. Die Beleuchtung des Bugfahrwerkraumes wird mit Hilfe eines Schalters am rechten Pult eingeschaltet. In ausgefahrener Stellung des Bugfahrwerkes stehen sich die roten Markierungen auf dem rechten Hauptlager des Bugfahrwerkes genau gegenüber.

5.6.2.3. Ausfahren des Fahrwerkes bei Ausfall der Hydraulikanlage

Bei Versagen der hydraulischen Betätigung des Fahrwerkes durch die oben beschriebenen Methoden kann das Fahrwerk mit Hilfe seines Eigengewichtes mit Unterstützung des Staudruckes (in diesem Ausnahmefall ist beim Ausfahren des Fahrwerkes eine IAS = 320 km/h zulässig) ausgefahren werden:

1. A3P-6 des Fahrwerksystems (IV/15) ausschalten.
2. Rücklaufventil am Zentralpult (unter den Notsegelstellungsventilen) öffnen.
3. Oberes Schloß des Bugfahrwerkes öffnen; Heben an der rechten Seite des Zentralpultes aus der unteren Verriegelung lösen, nach oben ziehen und in der oberen Stellung verriegeln. Nach Ausfahren und Verriegeln des Bugfahrwerkes wird der Hebel wieder in seiner unteren Stellung eingearbeitet.
4. Klappe in der Decke der Passagierkabine rechts am Spant 17 (Aufschrift "VII P. ШАССА ") öffnen und den roten Betätigungshebel bis zum Anschlag nach unten ziehen.

Die Kontrolle der Fahrwerksposition erfolgt entsprechend 5.6.2.2. Das Notausfahren der Fahrwerke nimmt bei gleichzeitiger Betätigung des Bug- und des Hauptfahrwerkes bis zu 25 s in Anspruch.

5.6.3. Benutzung der Bremsanlage

1. Änderung, BB-An 24-4/85

5.6.3.1. Hauptbremsanlage

Die Hauptbremsanlage arbeitet mit Entbremsautomaten an jedem Rad, die ein Blockieren der Räder und damit eine Zerstörung der Reifen verhindern. Des-

5.6.4.

halb sind die Entbremsautomaten vor dem Rollen ein- und erst nach Beendigung des Rollens auszuschalten. Das Aufleuchten beider oder einer der gelben Kontrolllampen zeigt das Entbremsen eines oder mehrerer Räder an. Durch Veränderung des Druckes auf die Bremspedalen kann der Bremsdruck zwischen 0 und $95 \pm 5 \text{ kp/cm}^2$ geregelt werden (Voraussetzung ist ein Druck im Bremsspeicher der Hydraulikanlage $> 100 \text{ kp/cm}^2$).

Achtung!

1. Gleichzeitige Betätigung der Bremspedalen durch beide Piloten ist zu vermeiden.
2. Die gleichzeitige Benutzung der Haupt- und der Notbremsanlage ist nicht zulässig.
3. Bei ständigem Brennen der Kontrolllampen der Entbremsautomaten ist die Entbremsanlage auszuschalten. In diesem Falle ist beim Bremsen auf nassen oder vereisten Landebahnen Vorsicht geboten.

5.6.3.2. Notbremsanlage

Die Zuleitung zu jedem Rad ist durch die Ventile TA-172 (Rohrbruchventil) gegen völliges Versagen der Bremsanlage bei Bruch einer Bremsleitung gesichert. Bei Störungen in der Hydraulikanlage kann der Bremsdruck durch die Notpumpe erzeugt werden. Die Funktionstüchtigkeit der Notbremsanlage ist bei jeder Flugzeugübernahme ebenfalls einer Kontrolle zu unterziehen (siehe 3.1.2.). Zur Betätigung der Notbremsen werden die Notbremshebel am Zentralpult (Abb. 53(17)) nach Bedarf gleichzeitig oder getrennt nach unten gedrückt. Die Notpumpe schaltet sich dabei selbsttätig ein. Die Kontrolle des Bremsdruckes erfolgt ebenfalls mit Hilfe der Bremsmanometer (Abb. 52(1)). Die Arbeit der Notpumpe kann am Manometer der Notanlage (Abb. 52(3)) und mit Hilfe der Kontrolllampe (Abb. 52(101)) überwacht werden.

Achtung!

Die Notbremsanlage arbeitet nicht über die Entbremsautomaten.

5.6.3.3. Standbremse

Zur Einschaltung der Standbremse werden beide Bremspedale des linken Piloten betätigt (Bremsdruck $> 65 \text{ kp/cm}^2$) und danach der Knopf der Standbremse bis zum Anschlag herausgezogen. Nach Entlastung der Bremspedalen kann der Knopf der Standbremse losgelassen werden.

Zum Lösen der Standbremse genügt die gleichzeitige Betätigung der Bremspedalen des linken Piloten bis der Knopf in seine Ausgangsstellung zurückspringt.

5.6.4. Benutzung der Bugradlenkung

Die Bugradlenkung arbeitet nur bei belastetem (eingefedertem) Bugrad.

Die Benutzung der Bugradlenkung vor der Bewegung des Flugzeuges ist verboten.

Die Einstellung des Bugrades kann in drei Betriebsarten in Abhängigkeit von der Stellung des Schalters "BUGRADLENKUNG" (Abb. 52(108)) erfolgen.

5.6.4.1. Betriebsart "ROLLEN"

In dieser Schalterstellung (Kontrolle durch Aufleuchten der Kontrolllampe "BUGRADLENKUNG - VON HAND EIN" - Abb. 52(110)) erfolgt die Verstellung des Bugrades mit Hilfe des Handrades am linken Pult des linken Piloten über eine hydraulische Folgesteuerung (der Einstellwinkel des Bugrades entspricht

1. Änderung, BB-An 24-4/85

der Stellung des Handrades).

Achtung! Die Verstellgeschwindigkeit des Bugrades ist unabhängig von der Verstellgeschwindigkeit des Handrades. Eine Betätigung der Lenkung mit einer Geschwindigkeit größer als die Ausführungsgeschwindigkeit der Anlage kann das Lenken erschweren, nicht aber die Drehgeschwindigkeit des Bugrades erhöhen.

Der maximale Ausschlag beträgt in dieser Betriebsart $45 \pm 2^\circ$ nach jeder Seite, die zulässige Rollgeschwindigkeit 5 bis 30 km/h.

5.6.4.2. Betriebsart "START-LANDUNG"

Die Verstellung geschieht hierbei in der gleichen Weise, ist aber an die Pedalen angeschlossen (der Einstellwinkel des Bugrades entspricht der Stellung der Pedalen). Bei eingefedertem Bugrad wird die Betriebsbereitschaft der Anlage durch das Aufleuchten der gelben Kontrolllampe "PEDALEN-VORBEREITUNG" und der grünen Kontrolllampe "PEDALEN-EIN" angezeigt. Im Fluge (oder bei ausgefedertem Bugrad) brennt nur die gelbe Lampe.

Der maximale Lenkausschlag beträgt in dieser Betriebsart $10 \pm 1^\circ$ nach jeder Seite. Die Benutzung der Anlage in dieser Betriebsart ist von Beginn des Anrollens bis zur Abhebegeschwindigkeit zulässig.

5.6.4.3. Betriebsart "Bugradlenkung AUS"

In der schalterstellung "AUS" ist das Bugrad frei beweglich und verstellt sich entsprechend der einwirkenden äußeren Kräfte. In dieser Betriebsart, die bei Versagen der Hydraulikanlage oder beim Schleppen angewendet wird, arbeitet der Lenkzylinder als Schwingungsdämpfer. Der maximale Lenkausschlag beträgt ebenfalls $45 \pm 2^\circ$ nach jeder Seite; die Rollgeschwindigkeit unterliegt keinen Beschränkungen.

5.7. Landeklappenanlage

Das Flugzeug besitzt Fowlerklappen mit Vorflügel.

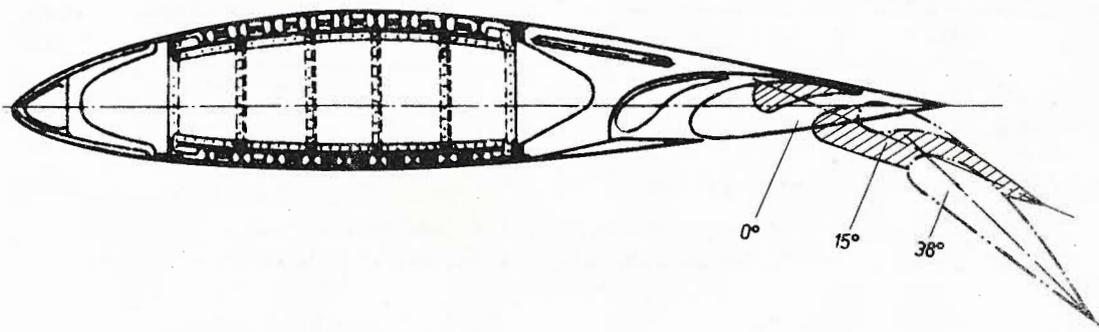


Abb. 62 Landeklappen

Das Ein- und Ausfahren der Landeklappen erfolgt mit Hilfe eines Schalters am Zentralpult (Abb. 53(25)). Bei Ausfall der Hauptanlage kann die Landeklappenanlage mit Hilfe einer Notanlage ausgefahren werden (Schalter unter der Kappe -

5.8.
5.8.1.
5.8.2.
5.8.3.

Abb. 53 (8)). In diesem Falle schaltet sich automatisch die Notpumpe ein. Die Landeklappenstellung wird in beiden Fällen am Anzeigeinstrument (Abb. 53 (1)) am Zentralpult überwacht. Zum vollen Ausfahren der Landeklappen ($38 - 1^{\circ}$) werden 14 bis 17 s (bei Benutzung der Notanlage 55 bis 75 s) und zum Einfahren $9 + 2,5$ s benötigt.

Der Schalter des Hauptsystems ist nach der Betätigung wieder in seiner Neutralstellung und der Schalter der Notanlage wieder in der ausgeschalteten Stellung zu sichern.

- Achtung!**
1. Die gleichzeitige Betätigung der Haupt- und der Notanlage der Landeklappen ist verboten.
 2. Mit Hilfe der Notanlage können die Landeklappen nur ausgefahren werden. Deshalb empfiehlt sich, beim Ausfahren von der Notanlage die Klappenstellung 15° nicht zu überschreiten, um das Durchstarten mit einem Triebwerk sicherzustellen.
 3. Das Ausfahren der Landeklappen ist sofort zu unterbrechen, wenn plötzlich auftretende Rollmomente auf ein ungleichmäßiges Ausfahren schließen lassen.
 4. Die Landeklappenspalte dürfen nicht durch Schnee oder Schneematsch verschlossen sein. Beim Auftreten von heftigem Schütteln im Höhenruder (herbeigeführt durch zugesetzte Spalte oder durch Eisansatz an der Leitwerksgase) ist die Landeklappe unverzüglich auf 15° einzufahren.

5.8. Klimaanlage

5.8.1. Technische Daten

Luftentnahme je Triebwerk	< 700 kg/h
entspricht einer Anzeige an den Kontrollinstrumenten YPBK (am rechten Pult)	3 bis 3,5 Einheiten
Luftwechsel in der Kabine pro Stunde	20 bis 26
Zulässige Temperatur der Luft beim Eintritt in die Kabine	- 5 °C bis + 110 °C
Zulässige Geschwindigkeit der Druckänderung in der Kabine	
durch Druckregler 2077	0,18 Torr/s
beim Öffnen und Schließen der Luftentnahmeventile nach Variometer BP-10	± 3 m/s
Zulässige Druckdifferenzanzeige nach YBND	$0,3 \pm 0,02$ kp/cm ²
Einstellung der Sicherheitsventile 127	$0,334$ kp/cm ²
Einstellung des Höhensignalisators BC-46	3000 m

5.8.2. Aufbau der Anlage

Abb. 65 stellt die einzelnen Bauteile der Klimaanlage und ihre Anordnung im Flugzeug dar. Abb. 64 veranschaulicht das Prinzip der Temperaturregelung.

5.8.3. Bedienung der Anlage

5.8.3.1. Vorbereitung

Vor dem Anlassen müssen die Luftentnahmeventile geschlossen sein; am Regler 2077 ist am Knopf "НАЧАЛО ПЕРМЕТРИЗАЦИИ" der Platzdruck minus 45 Torr einzustellen; die Mischventile sind in die Stellung "KALT" zu bringen (35 bis 40 s betätigen). Bei Außentemperaturen unter + 10 °C ist die Kabine über den Außenbordanschluß mit Hilfe eines Bodenklimatisierungsaggregates vorzuwärmen bzw. zu kühlen. Die Temperatur der eintretenden Luft aus dem Bodengerät darf 80 °C nicht überschreiten.

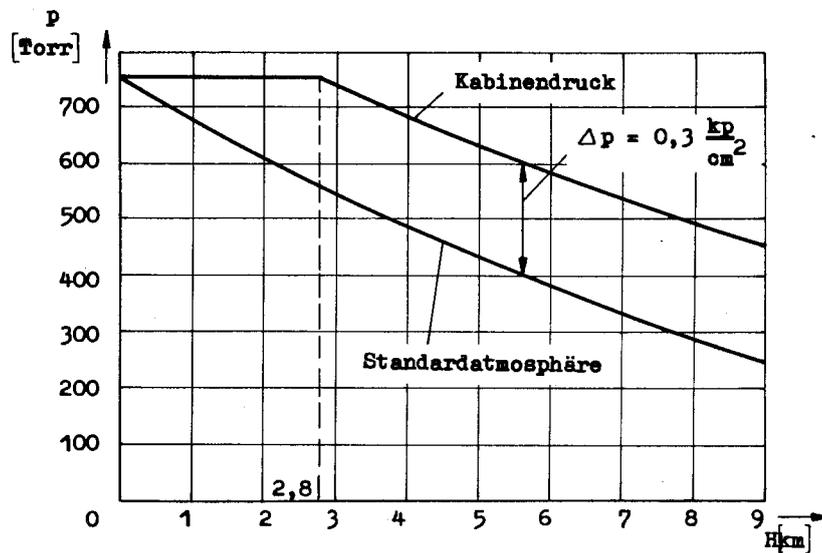


Abb. 63 Luftdruck in der Kabine bis $p = 0,3 \text{ kp/cm}^2$

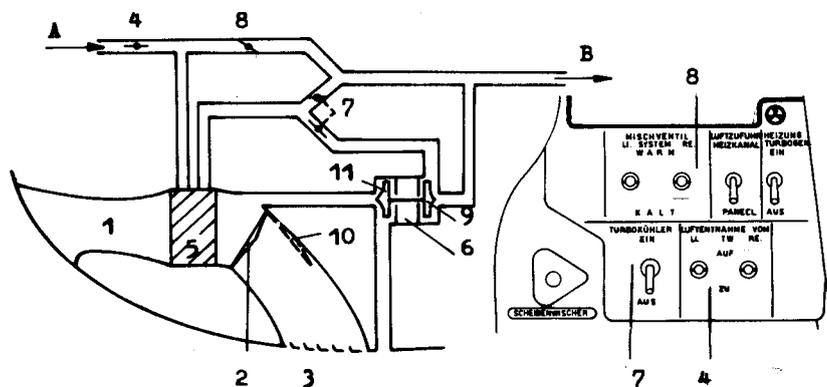


Abb. 64 Temperaturregelungsanlage

- | | |
|---|---|
| A - vom Verdichter | 6 - Kühlerturbine (auf jeder Seite befinden sich zwei parallel geschaltete Kühlerturbinen - ein Kühler nicht dargestellt) |
| B - zur Kabine | 7 - Einschaltventil der Turbokühler |
| 1 - Kühlereinlauf | 8 - Mischventil |
| 2 - Stellung der federbelasteten Klappe bei der Arbeit der Turbokühler am Boden | 9 - Rotor des Turbokühlers |
| 3 - Kühlluftaustritt | 10 - Stellung der Klappe im Fluge |
| 4 - Entnahmeventil | 11 - Radiallüfter des Turbokühlers |
| 5 - Luftkühler | |

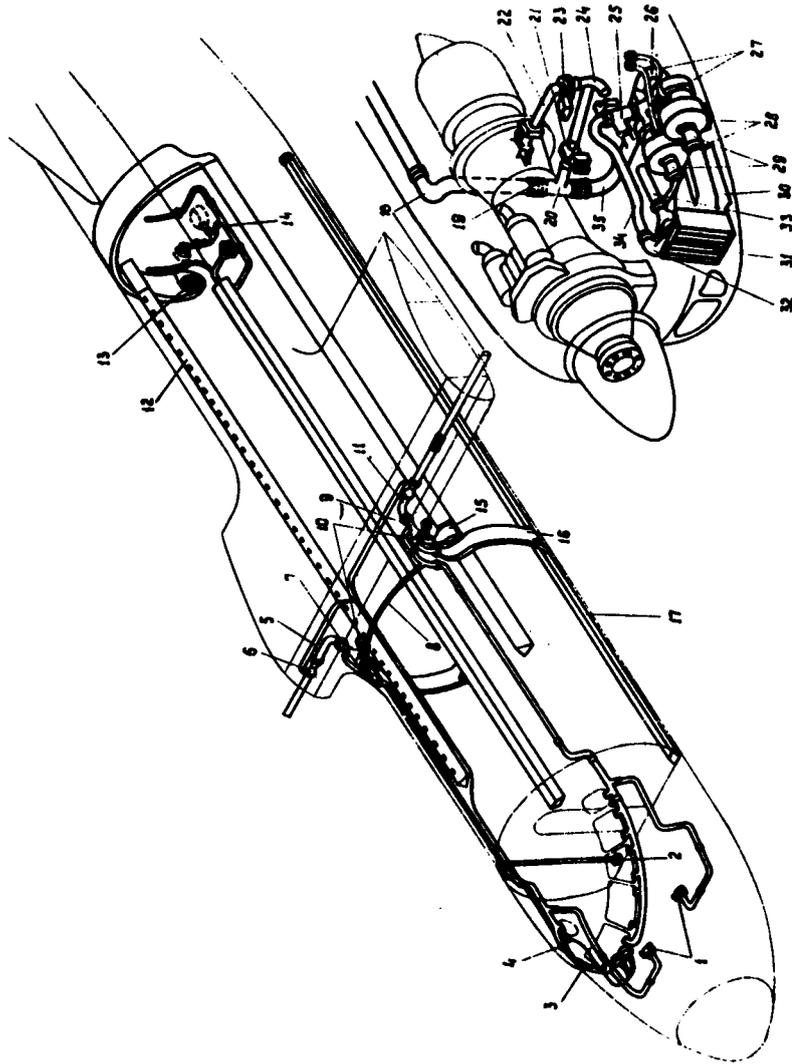


Abb. 65 Klimaanlage

Zu Abb. 65:

- | | |
|--|--|
| 1 bis 4 - Luftzufuhr zur Besatzungskabine | 19 - Wellrohr |
| 5 - Elektrische Leitung zum Anzeigeinstrument des Luftverbrauchsmessers YPBK | 20 - T-Stück |
| 6 - Venturirohr des Luftverbrauchsmessers YPBK | 21 - Mischventil |
| 7 - Rückschlagventil | 22 - Luftentnahmestutzen |
| 8 - Verbindungsleitung | 23 - Luftentnahmeventil |
| 9 - Anschlußstutzen | 24 - Heißluftleitung zum Lufteintritt 33 des Luftkühlers |
| 10 - Verteilerventil (Panel-Heizkanal) | 25 - Einschaltventil der Kühlturbine |
| 11 - Rohrkümmern | 26 - Rohrleitung |
| 12 - Heizkanal über der Hutablage | 27 - Schmierstoffeinfüllstutzen für Kühlturbine |
| 13 - Außenbordanschluss für Klimatisierung | 28 - Kühlturbine |
| 14 - Luftzufuhr zur Toilette | 29 - Schlauchverbindung |
| 15 - Luftzufuhr zum Heizkanal | 30 - Kuhlluftaustritt |
| 16 - Luftzufuhr zum Panel | 31 - Luftkühler |
| 17 - Verteilerleitung Panel | 32 - Austritt der gekühlten Luft |
| 18 - Rohrleitung vom Triebwerk | 33 - Heißlufteintritt am Luftkühler |
| | 34 und 35 - Rohrleitungen |

Die Luftzuführung ist nach dem Einsteigen der Passagiere und vor dem Anlassen der Triebwerke zu beenden.

5.8.3.2. Bedienung der Anlage am Boden

Bei längeren Rollwegen oder längeren Wartezeiten am Boden ist die Einschaltung der Anlage unmittelbar nach dem Warmlaufen (siehe 2.3.2.5. ②) der Triebwerke zu empfehlen. Während des Öffnens und Schließens der Entnahmeventile darf die Anzeige des Kabinenvariometers 3 m/s nicht überschreiten. Zur schnelleren Kühlung der Kabine ist die Schalterstellung "Heizkanal" zu bevorzugen. Zur Kühlung werden die Turbokühler eingeschaltet und die Mischventile in der Stellung "KALT" gelassen.

Zur Heizung der Kabine bleiben die Turbokühler ausgeschaltet und die Mischventile werden in die Stellung "WARM" gebracht (35 bis 40 s betätigen). Auf die Einhaltung der zulässigen Temperatur $- 5^{\circ}\text{C} < t < + 110^{\circ}\text{C}$ ist zu achten. Beim Unterschreiten der Temperatur $- 5^{\circ}\text{C}$ (Lufteintritt in die Kabine - Abb. 52(75)) sind die Turbokühler wieder teilweise oder ganz auszuschalten. Beim Überschreiten der Temperatur $+ 110^{\circ}\text{C}$ werden die Mischventile in kurzen Intervallen in Richtung "KALT" betätigt bis sich die gewünschte Eintrittstemperatur eingestellt hat.

Eine gemischte Betätigung der Ventile (teilweise geöffnete Turbokühlerventile und Regelventile) ist zulässig. Vor dem Start sind die Luftentnahmeventile wieder vollständig zu schließen, ohne die Stellung der Temperaturregelventile zu verändern.

Achtung! Eine Zuführung der Luft über die Heizkanäle ist bei ausgeschalteten Turbokühlern infolge der erhöhten Lärmbelastigung zu vermeiden.

Die Luftentnahme von den Triebwerken ist in allen Drosselstellungen - außer Startleistung - zulässig.

5.8.3.3. Bedienung der Anlage während des Fluges (Bedienung der Anlage in besonderen Fällen siehe unter 4.1.5.)

Der Start mit geöffneten Luftentnahmeventilen ist verboten!

Nach dem Start und nach Reduzierung der Triebwerksleistung auf eine Drosselstellung $\gamma_{IPT} < 65^{\circ}$ werden die Luftentnahmeventile in wenigen Intervallen geöffnet, um ein Überschreiten der Anzeige von 3 m/s Sinken am Kabinenvariometer zu vermeiden.

Achtung! Unnötig hohe Schaltfrequenz erhöht den Verschleiß der Verstellmotore und Schalter wesentlich.

Während des gesamten Fluges ist eine Luftentnahme von 3 bis 3,5 Einheiten von jedem Triebwerk anzustreben. Bei Einschaltung der Warmluftentzugsanlage verringert sich die Luftentnahme in Höhen von 0 bis 3000 m auf 2 Einheiten. Bedienung der Anlage beim Flug mit einem Triebwerk siehe unter 4.1.2.

Die Regelung der Temperatur der eintretenden Luft nimmt der rechte Pilot in der unter 5.8.3.2. beschriebenen Weise in Abhängigkeit von der Temperatur in der Passagierkabine, der Temperatur der Außenluft und der Anzahl der Passagiere vor. Nach dem Start kann die Temperatur bei eingeschalteten Turbokühlern infolge des größeren Durchsatzes der Luftkühler schnell unter den zulässigen Wert von $- 5^{\circ}\text{C}$ absinken. Desgleichen wird der zulässige Höchstwert von 110°C schnell erreicht, wenn die Mischventile in der Stellung "WARM" stehen. Es ist zu beachten, daß die Temperatur der Kabinenluft beim

Sinkflug infolge der Druckerhöhung wieder ansteigt. Vor dem Beginn des Sinkfluges ist am Regler 2077 der Luftdruck des Landeplatzes einzustellen. Im Landeanflug müssen die Luftentnahmeventile unter 200 m Höhe geschlossen sein.

5.9.
5.9.1
|

Nach der Landung wird der Notablaß für den Kabinenüberdruck betätigt oder ein Schiebefenster kurzzeitig geöffnet, wenn das Instrument УВ ПД noch einen Überdruck in der Kabine anzeigt.

Weicht die Maximalanzeige des Differenzdruckes am Gerät УВПД (Abb. 52(72)) geringfügig vom Sollwert $0,3 \pm 0,02 \text{ kp/cm}^2$ ab, kann die Einstellung am Gerät 2077 korrigiert werden. Die Anzeige des Differenzdruckwählers am Gerät 2077 (linker Stellknopf am Gerät - rechtes Pult - "ИЗБЫТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ") darf bis zu 3 mm vom Sollwert 0,3 abweichen.

5.9. Enteisungsanlage

5.9.1. Überprüfung der Systeme auf Funktionstüchtigkeit

1. Enteisungsanlage der Flügel- und Leitwerksnasen

Bei Drosselstellungen $22^\circ < \text{УПТ} < 62^\circ$ wird die Anlage eingesch. Das Aufleuchten der Kontrolllampen "TF-LEITWERK" (Abb. 52(62a/f)) zeigt die normale Arbeit der Anlage an. Das Einschalten der Anlage zur Prüfung am Boden ist nur 1,5 min gestattet.

2. Heizung der Vorleitapparate der Triebwerke

Bei beliebiger Triebwerksleistung werden die Schalter "VLA" für 40 s in die Stellung "AUF" und danach wieder in die neutrale Position gebracht. Das Aufleuchten der beiden Kontrolllampen "VLA" (Abb. 52(62b/e)) zeigt die Funktionstüchtigkeit der Anlage an. Nach der Kontrolle wird die Anlage ausgeschaltet (die Schalter sind ebenfalls nach 40 s wieder in die neutrale Stellung zu bringen).

3. Enteisungsanlage der Luftschraubenblätter und Luftschraubennaben

Die Kontrolle wird bei eingeschalteten Wechselstromgeneratoren durchgeführt. Zunächst wird der Schalter "LUFTSCHRAUBE" in die Stellung "HAUPT" gebracht (Abb. 52(63)). Durch Legen des Kontrollschalters (Abb. 52(64)) nach links oder rechts wird zunächst ein System überprüft. Dabei müssen die gelbe Warnlampe "Vereisung TW" auf dieser Seite brennen und die grünen Kontrolllampen "LUFTSCHRAUBE" im Wechsel von 24 s aufleuchten. Nach 144 s schaltet sich die Anlage ab und das andere System kann in der gleichen Weise überprüft werden.

Sodann wird der Schalter in die Stellung "NOT" gebracht. Danach müssen die grünen Kontrolllampen der Luftschraubenheizung im Wechsel von 24 s aufleuchten. Anschließend ist der Schalter wieder in die Stellung "HAUPT" zu bringen, solange bis ein voller Zyklus der Anlage abgelaufen ist und die Kontrolllampen verloschen sind. Die Funktionstüchtigkeit der Anlage ist erwiesen, wenn die Kontrolllampen in der beschriebenen Weise aufleuchten und während der Arbeit des Systems die Wechselstromaufnahme um 62 bis 65 A ansteigt.

4. Scheibenheizung

Die Scheiben werden zur Prüfung der Anlage für 8 bis 10 min in der Heizstufe "SCHWACH" beheizt (Schalter 68 und 115 - Abb. 52) und die Erwärmung mit der Hand festgestellt. Bei Lufttemperaturen über 20°C schaltet sich die Heizung nicht ein und die Kontrolle muß durch den Startdienst durchgeführt werden. Die Heizstufe "STARK" kann nach Ablauf der 10 min zuge-

5.9.2.
5.10.
5.10.1.

schaltet und in der gleichen Weise kontrolliert werden. Zu dieser Kontrolle ist ebenfalls Wechselstromversorgung durch die Generatoren oder über den Außenbordanschluß erforderlich.

5. Heizung der Druckgeber (siehe Abb. 70)

Zur Kontrolle der Beheizung der Druckgeber ist Gleichstromversorgung 28,5 V erforderlich. In Neutralstellung aller drei Schalter I bis III muß die Warnlampe 121 (Abb. 52) aufleuchten. Die Kontrolllampen A₁ bis A₃ leuchten dabei nicht. Danach werden die Schalter I bis III in die Stellung "Heizung Staurohr" (nach oben) gebracht, wobei die Warnlampe 121 verlöscht und die grünen Kontrolllampen A₁ bis A₃ aufleuchten müssen. Durch abwechselndes Aus- und Einschalten aller drei Schalter ist zu überprüfen, ob die Warnlampe 121 aufleuchtet und die entsprechende grüne Kontrolllampe A verlöscht.

Zur Prüfung der Beheizung der 7 Eintrittsöffnungen des statischen Druckes S₁ bis S₇ müssen die drei Staurohrschalter I bis III und der Schalter IV in die untere Stellung ("Kontrolle statisch") gebracht werden. Das Aufleuchten der Kontrolllampen S₁ bis S₇ zeugt von der einwandfreien Beschaffenheit der Heizelemente der statischen Druckgeber. Nach der Kontrolle (die Einschaltung der Heizung am Boden ist nur für maximal 2 bis 3 min erlaubt) sind die Schalter I bis IV wieder in die Neutralstellung zu bringen.

6. Prüfung des Vereisungssignalisators PMO-2M auf Funktionstüchtigkeit

Der Schalter des Signalisators wird bei eingeschalteter Gleichstrom- und Wechselstromversorgung (NO-750 über Hauptschiene ist möglich) für 2 bis 3 min in die Stellung "KONTROLLE" gebracht und danach ausgeschaltet. Das Gerät gilt als funktionstüchtig, wenn bei erneuter Einschaltung der Kontrollstellung die Warnlampe "VEREISUNG FLUGZEUG" (Abb. 52(57)) für 22 ± 5 s und die Kontrolllampe der Heizung des Gebers (neben dem Schalter) für 10 ± 3 s aufleuchten. Danach wird der Schalter wieder in die Neutralstellung gebracht.

5.9.2. Bedienung der Enteisungsanlagen im Fluge

Die Bedienung der Enteisungsanlagen wird unter 3.3.2.1. beschrieben.

Das Einschalten der Flügel- und Leitwerksenteisung führt zur Verringerung der Triebwerksleistung um 5 ... 10 kp/cm² nach IKM. Durch das Einschalten aller Enteisungsanlagen verringert sich die Geschwindigkeit des Flugzeuges um 10 ... 20 km/h. Eine Erhöhung der Triebwerksleistung über 52° YMPF wird ohne besondere Gründe nicht empfohlen.

Beim Einschalten der Luftschraubenenteisung vergrößert sich die Stromentnahme aus dem Wechselstromnetz 115 V / 400 Hz auf 60 ... 65 A.

5.10. Feuerlösch- und Brandwarnanlage

5.10.1. Wirkungsweise

Abb. 66 stellt die Anordnung der Brandsignalisatoren im Flugzeug dar. Die insgesamt 76 Geber sind zu Gruppen zusammengeschaltet, die mit Hilfe des Schalters (3) (Abb. 67) auf ihre Funktionstüchtigkeit überprüft werden können. Eine defekte Gruppe aus drei Gebern kann durch die Stellung des Schalters (3) und durch die nicht aufleuchtende Knopflampe (5) eindeutig ermittelt werden (siehe 5.10.2.).

Bei einer Temperaturerhöhung > 2 °C/s und einer gleichzeitigen Erwärmung von drei Gebern auf mehr als 170 °C wird das Öffnen des entsprechenden Verteilerventils und gleichzeitig das Ansprechen der optischen und aku-

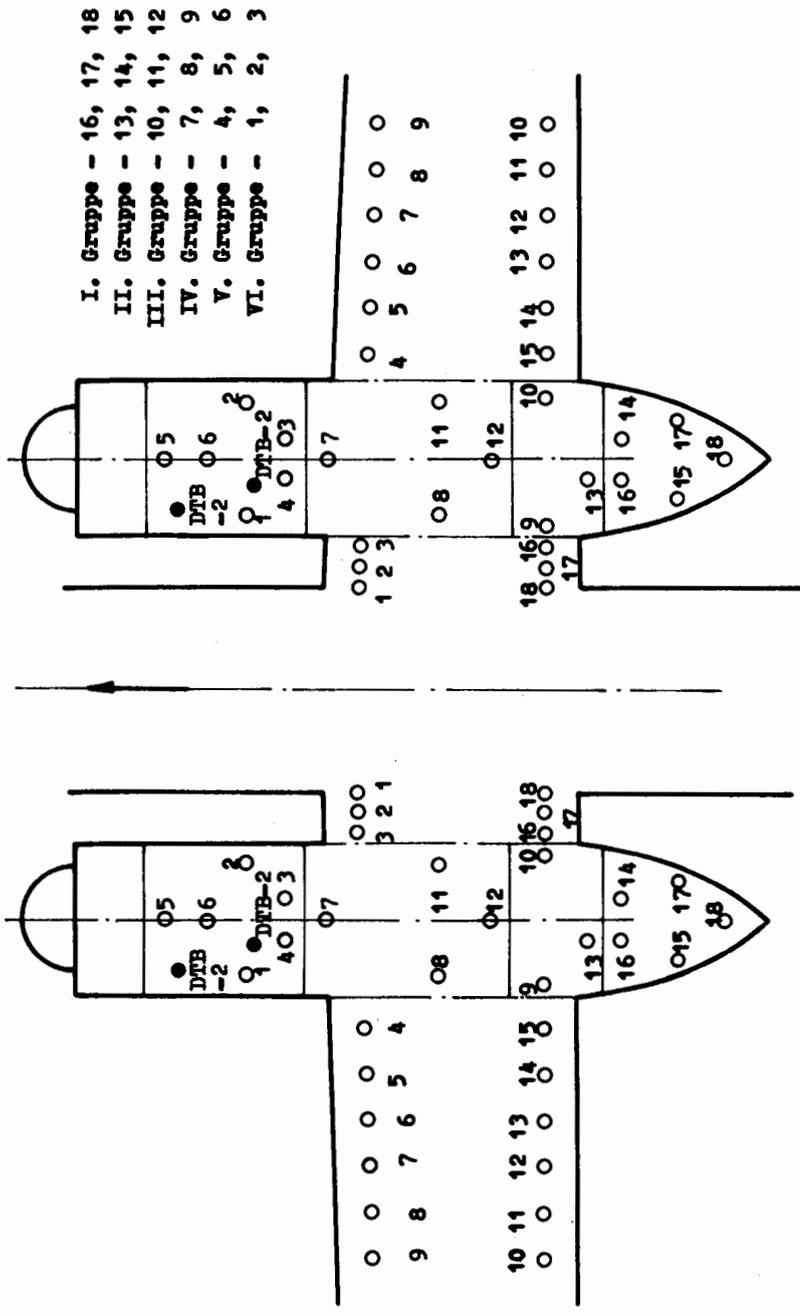


Abb. 66 Anordnung der Brandmelderstationen HHC-1AF und DTB-2
 Besetzung der Geber und Gebergruppen

5.10.2.

stischen Signalisation sowie die Zündung der Pyropatronen der Behälter OC-8M der ersten Reihe ausgelöst. Das Löschmittel gelangt über die Sprühleitungen in den gefährdeten Raum, in dem es durch Schaumbildung die Luft verdrängt und eine weitere Verbrennung unmöglich macht. Die Auslösung der Behälter der zweiten Reihe sowie der Triebwerksinnenlöschbehälter OC-2 geschieht stets von Hand. Zwei Schalter an der Rumpfunterseite lösen bei einer Notlandung mit eingefahrenem Fahrwerk die Entleerung aller Löschmittelbehälter in sämtliche Sprühleitungen automatisch aus, wenn das Netz unter Strom steht (es dürfen nicht beide Schalter, der Schalter "Bord-Außenbord" und der Schalter der Notschiene "Hand-Automat" gleichzeitig in neutraler Stellung stehen).

5.10.2. Überprüfung der Brandwarnanlage und der Verteilerventile vor dem Flug

Abb. 67 zeigt die Schalttafeln der Feuerlöschanlage. Zur Überprüfung der Anlage vor dem Flug wird der Schalter (1) in die Position "Kontrol." gebracht. Das Aufleuchten aller gelben Kontrolllampen (2) zeigt an, daß die Pyropatronen funktionstüchtig sind.

Achtung!

Es dürfen für diese Kontrolllampen nur Glühlampen vom Typ CM-39 verwendet werden. Vor Auswechseln schadhafter Glühlampen ist die Feuerlöschanlage auszuschalten.

Beim Aufleuchten von roten Knopflampen in dieser Schalterstellung ist die Prüfung bis zur Beseitigung des Defektes zu unterbrechen.

Der Wahlschalter (3) wird auf eine Gebergruppe des Flügels oder der Gondeln gestellt. Danach wird der Prüfkopf (4) gedrückt. Das Ertönen der Sirene, das Aufleuchten der vier roten Knopflampen (5) und das Aufleuchten der vier Leuchtfelder "Gondel und Flügel" der Brandsignalisationstafel (Abb. 52(25)) zeigt die Funktionstüchtigkeit der Geber dieser Gruppe an. Der Hauptschalter (1) wird danach in die neutrale Stellung gebracht. Die Knopflampen und Leuchtfelder müssen verlöschen. Nachdem der Hauptschalter (1) wieder auf "KONTR." gestellt wurde, kann die nächste Gebergruppe in der gleichen Weise kontrolliert werden.

Achtung!

Leuchtet eine Knopflampe nicht auf, ist die Überprüfung zu unterbrechen und nach Beseitigung der Störung die betreffende Gebergruppe nochmals zu überprüfen!

Bei Überprüfung der Geber der Triebwerksinnenräume müssen die Warnlampen (6) an der Schalttafel der Anlage und die Leuchtfelder "FEUER LI. TW" (in der Schalterstellung "1 BHVTP." und "2 BHVTP.") bzw. "FEUER RE. TW" (in der Schalterstellung "3 BHVTP." und "4 BHVTP.") an der Brandsignalisationstafel aufleuchten und die Sirene ertönen, solange der Prüfkopf (4) gedrückt wird.

Die Funktionstüchtigkeit der Verteilerventile wird überprüft, indem eine der Knopflampen (5) in der Schalterstellung "KONTR." des Hauptschalters (1) gedrückt wird. Dabei muß diese Knopflampe und das entsprechende Leuchtfeld an der Signalisationstafel aufleuchten. Danach wird der Hauptschalter (1) in die Neutralstellung gebracht. Die Knopflampe muß verlöschen. Bei erneuter Einschaltung der Prüfstellung müssen die gelben Kontrolllampen (2) noch vollzählig brennen und die Überprüfung kann durch Drücken der nächsten Knopflampe fortgesetzt werden (in dieser Weise sind alle vier Knopflampen zu prüfen).

Nach Abschluß der Prüfungen werden in der Stellung "LÖSCHUNG" des Hauptschalters nochmals alle Pyropatronen kontrolliert. Nach beendeter Prüfung wird der Schalter (3) wieder in die Stellung "BNKJI." gebracht.

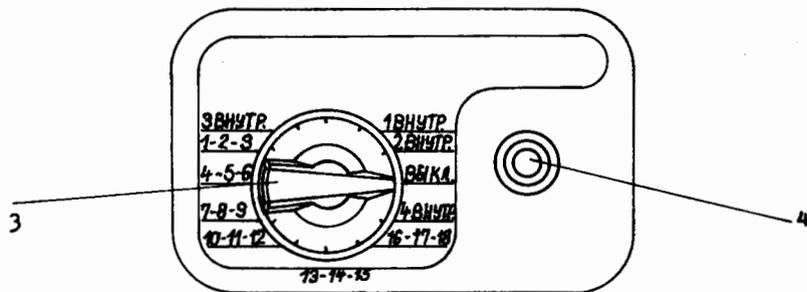
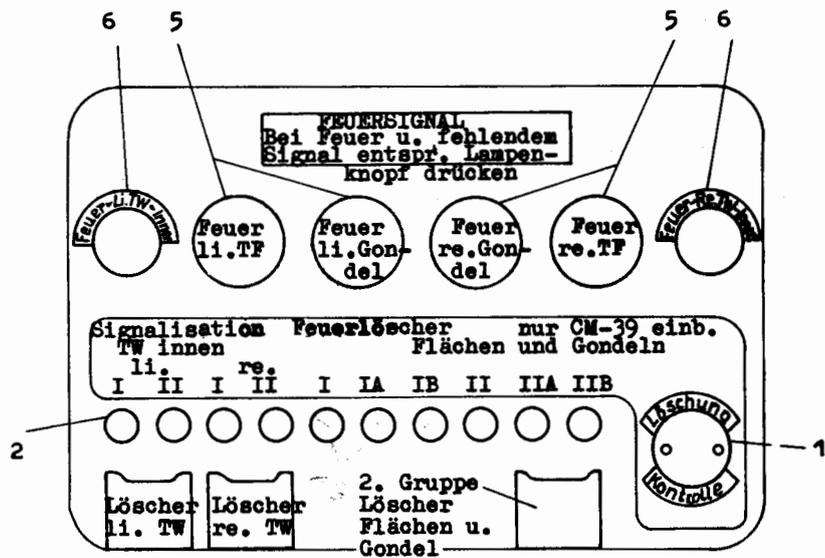


Abb. 67 Schalttafeln der Feuerlöschanlage

5.10.3.
5.11.
5.11.1

5.10.3. Bedienung der Anlage im Fluge

Der Hauptschalter (1) der Anlage muß während des gesamten Fluges (vom Anlassen bis zum Abstellen der Triebwerke) in der Stellung "LÖSCHUNG" stehen.

Die Bedienung der Anlage und das Verhalten der Besatzung beim Auftreten von Bränden an Bord ist unter 4.1.1. und 2.3.1.4. beschrieben.

5.11. Turbogeneratoranlage TT-16

5.11.1. Technische Daten

		Bemerkung
Drehzahlen	zul. Drehzahl [min ⁻¹]	
Arbeitsbereich	31000 bis 33500	
unter Höchstbelastung	> 29000	
unter Belastung	> 30500	
bei Beschleunigung u. plötzl. Entlastung	< 35000	
	35600	5 mal während der Laufzeit zulässig
Schwankungen	± 1250	bei Leerlauf
	± 550	unter Belastung der 1. Einschaltstufe
Abgastemperaturen	[°C]	
Betriebsdrehzahlbereich	680 - 720	
	750	für 15 % der Laufzeit
	780	kurzzeitig bei Spitzenbelastung
Bei Beschleunigungen	≤ 900	für 3 s
Zulässige Werte		
Anlaßzeit	< 28 s	
Auslaufzeit	> 20 s	
Anlaßvorgänge AN-24 je Einsatz	6	mit je 50 s Pause oder 20 s für die ersten 4 und 2 min Pause für die letzten 2 Anlaßvorgänge
Dauer eines Anlaßvorg.	< 70 s	
Laufzeit		
Je Einsatz als Anlaßaggregat	12 min	mit 15 min Unterbrechung nach 2 Einsätzen Unterbrechung bis zur völligen Abkühlung
	< 15 min	für max. 10 % der Einsätze
Je Einsatz zur Stromversorgung 28,5 V Belastung < 18 kW Belastung < 5 kW	60 min 90 min	nach 15 min Unterbrechung kann das Aggregat wieder zum Anlassen eingesetzt werden.

5.12.2.

Geräte des Wechselstromnetzes 115 V/400 Hz		
Anz. u. Bezeichn.	Sitz	Zweck
2 Spannungsregler PH-600	Tfm seittl. Spaltver- kleidung	Automat. Regelung der Spannung auf 115 V. Mit Hilfe des Widerstandes BC-33 (Abb. 68 Pos. 5) im Bereich ± 10 V zu beeinflussen.
2 Regler KBP-2		Zuschaltung und Abschaltung des Generators
2 Überspannungs- schutzautomaten A3П1-1CД	Decke der Kabine Spant	Abschaltung der Generatoren bei Überspannung (>126 bis 133 V)
2 Frequenzregler KOЧ-1AH	23 - 24	Schutz der Verbraucher vor Versorgung mit Wechselstrom verringerter Frequenz (<320 Hz)

Von den beiden Dreiphasen-Wechselstromgeneratoren Г0-16П48 versorgt der linke alle Verbraucher (mit Ausnahme der Rudermaschinen des Autopiloten werden für alle Verbraucher nur 2 Phasen genutzt). Der rechte Generator dient als Reservequelle und schaltet sich bei Ausfall des linken Generators automatisch zu. Bei Ausfall beider Generatoren werden die Verbraucher der Wechselstromnotschiene automatisch vom Umformer П0-750 versorgt. Durch eine zusätzliche Sicherung schaltet sich der rechte Generator bereits bei Beginn der Arbeit der Segelstellungspumpe des linken Triebwerkes an das Netz.

Wechselstromnetz 36 V/400 Hz

Stromquellen und Geräte		
Anz. u. Bezeichn.	Sitz	Nennleistungen und Zweck
2 Umformer ПТ-1000И	Rumpflug rechts (Reserve: unter Fußboden Sp. 8-9)	Speisung: 27 V Gleichstrom 60,5 A Aufnahme Abgabe: 36 V ± 5 %; 400 Hz ± 2 % Leistung: 1000 VA
1 Umformer ПТ-125	Rumpflug rechts	Speisung: 27 V Gleichstrom Aufnahme $< 4,9$ A Abgabe: 36 V; 400 Hz; 125 VA Zur Notversorgung des linken АПД-1
1 Umschaltrelais КНП-9 Serie II		Schaltet bei Ausfall des Hauptumformers ПТ-1000И automatisch den Reserveumformer an das Netz

Bei Ausfall des Hauptumformers schaltet sich der Reserveumformer automatisch an das Netz. Bei Ausfall des Reserveumformers erfolgt jedoch keine Umschaltung zum Hauptumformer. Bei Ausfall beider ПТ-1000И wird der linke künstliche Horizont automatisch durch den Umformer ПТ-125И versorgt.

5.12.2. Überprüfung und Betrieb der Anlage

Vor der Inbetriebnahme des Flugzeuges sind sämtliche Sicherungsschalter АЗР/АЗС an der АЗС-Schalttafel einzuschalten. Die Überprüfung der Akkumulatoren wird unter Belastung von 12 A vorgenommen. Unter dieser Belastung muß die Spannung jedes Akkumulators 24 V betragen. Zu dieser Überprüfung wird an der Verteilertafel der Besatzungskabine ein Akku ausgeschaltet und der andere unter der Belastung einer Kraftstoffförderpumpe geprüft.

Zur Überprüfung des Umschaltrelais КНП-9 ist nach Einschaltung des Hauptumformers (Abb. 68(8)) der Sicherungsschalter "ПТ-1000И ОЧОБНОМ" an der Ver-

teilertafel der Besatzungskabine auszuschalten. Danach muß die Warnlampe "ПТ-1000И RESERVE EIN" (Abb. 68(6)) aufleuchten und der Reserveumformer anlaufen. Die automatische Zuschaltung des ПТ-125И wird durch Einschalten des linken АД-1 (bei ausgeschalteten Umformern ПТ-1000И) überprüft. Das sofortige Anlaufen des ПТ-125И und die Arbeit des künstlichen Horizontes zeugen von der Funktionstüchtigkeit dieser Anlage.

Vor Zuschaltung der Gleichstrom-Generatoren zum Netz (Abb. 68(3)) ist stets ihre Spannung zu prüfen (Abb. 68(12)) und gegebenenfalls nachzuregulieren. Während des Fluges ist die Spannung der Generatoren von Zeit zu Zeit zu überprüfen und falls erforderlich so nachzuregulieren, daß die Generatoren gleichmäßig belastet werden (die Spannung darf dabei 28,5 V nicht übersteigen!). Der Umschalter der Notschiene (Abb. 68(14)) muß während des ganzen Fluges in der Stellung "АУТОМАТ" stehen. Die Wechselstromgeneratoren werden mit Hilfe der Schalter 10 (Abb. 68) eingeschaltet und danach ihre Spannung überprüft.

Danach wird der linke Generator durch Drücken des Knopfes (11) an das Netz angeschlossen. Der Einschalter (Abb. 68(9)) des Umformers ПО-750 wird während des Fluges in der Stellung "ПО-750" gelassen; der Umschalter der Wechselstromnotschiene muß während des Fluges in der Position "ВОЗДУХ" stehen. Die Spannung des Hauptumformers ПТ-1000И wird nach der Einschaltung am Voltmeter (Abb. 68(15)) überprüft (Anzeige der Spannung 36 V zwischen den Phasen I und II - die anderen Spannungen werden nach Drücken der Prüfknöpfe (7) und (8) angezeigt).

5.12.3. Verhalten der Besatzung bei Störungen der Elektroanlage

1. Bei Anzeige einer Spannung von 4 bis 6 V eines Gleichstromgenerators ist der Knopf des Überspannungsschutzautomaten АЗП-8М (Decke des vorderen Gepäckraumes - Spant 9) zu drücken. Arbeitet der Generator danach nicht, ist er vom Netz zu trennen (die Lampe "Ausfall CTR" muß aufleuchten).
2. Bei Ausfall eines Gleichstromgenerators im Fluge (Schwankungen der Spannung und des Belastungsstromes) ist der Generator abzuschalten. Läßt sich ein Generator mit Hilfe des Hauptschalters (Abb. 68(3)) nicht vom Netz trennen, ist der Knopf "Notabschaltung CTR" zu benutzen (Abb. 68(13)).
3. Ständiges Aufleuchten und Verlöschen einer Warnlampe "АУСФАЛЛ CTR" ist ein Zeichen für schlechte Regulierung der parallelen Arbeit.
4. Bei Ausfall beider Gleichstromgeneratoren versorgen die Akkumulatoren automatisch nur die Verbraucher der Notschiene. Die Versorgung der Wechselstromverbraucher ist sichergestellt (Erregung der Generatoren erfolgt von der Notschiene). Die Versorgung mit Dreiphasenwechselstrom ist nur noch für den linken künstlichen Horizont gewährleistet. In diesem Falle ist der nächste Flughafen anzufliegen.
5. Bei Aufleuchten einer Warnlampe an den künstlichen Horizonten ist die Spannung zwischen den Phasen des Hauptumformers ПТ-1000И zu überprüfen. Bei Ausfall einer oder mehrerer Phasen ist der Reserveumformer mittels Schalter 8 (Abb. 68) von Hand einzuschalten.
6. Verlischt nach dem Anlassen des ТТ-16 die Lampe "ТТ-АНЛАУФ" nicht (linkes Pult), ist der Knopf "АВСТЕЛЛЕН" des ТТ zu drücken und der Speiseschalter auszuschalten.

Achtung!

Es ist verboten, den Generator ПС-24А zum Netz zu schalten, solange die Kontrolllampe "ТТ-АНЛАУФ" nicht verloschen ist.

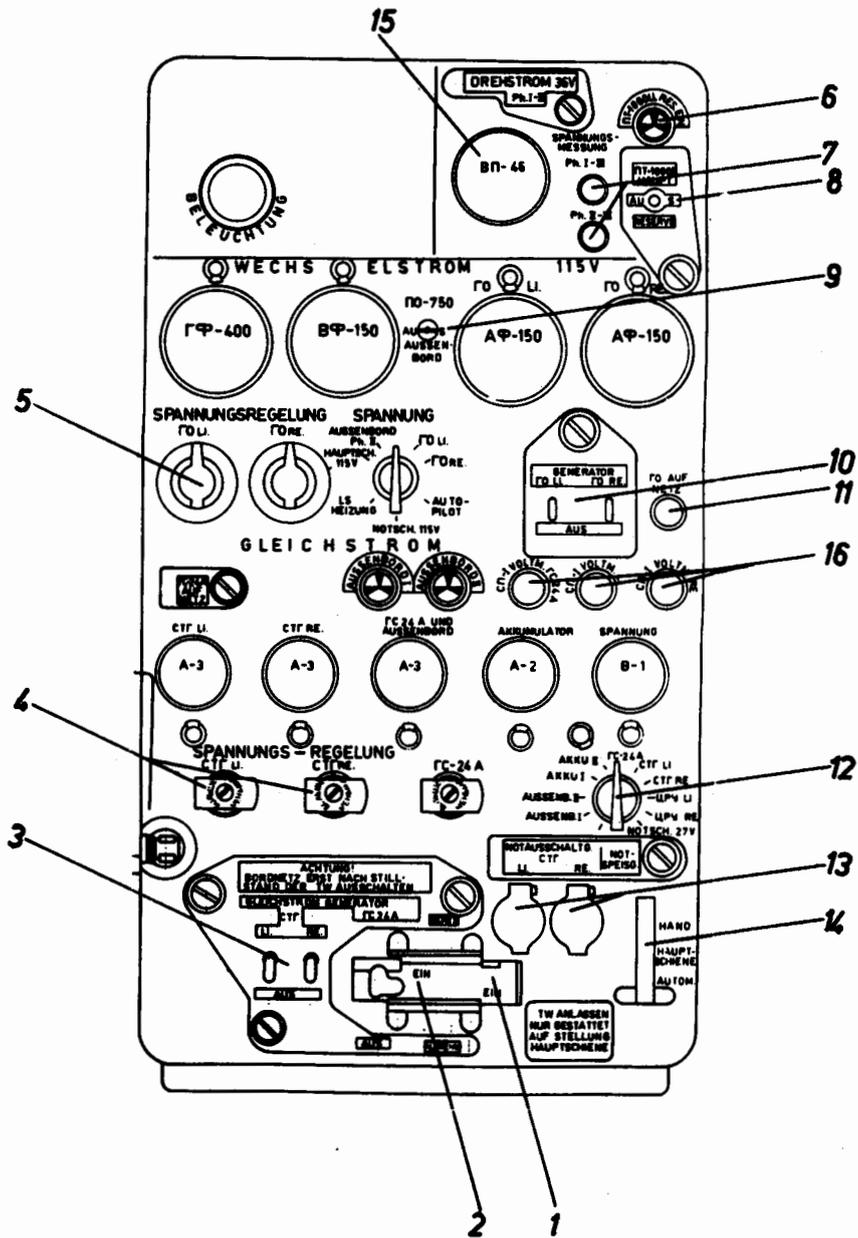


Abb. 68 Elektroschalttafel

Zu Abb. 68:

- 1 - Bordnetzauptschalter mit den Schalterstellungen BORD und AUSSENBORD. Bei eingeschalteten Generatoren kann das Ausschalten dieses Schalters nur die Akkumulatoren vom Netz trennen. Bei ausgeschalteten Generatoren kann das Flugzeug stromlos gemacht werden durch die Neutralstellung dieses Schalters und des Schalters 14 der Notschiene.
- 2 - Schalter für die Zuschaltung des Generators GC-24A
- 3 - Schalter für die Zuschaltung der Generatoren CTF-18
- 4 - Spannungsregler für die Gleichstromgeneratoren CTF-18
- 5 - Spannungsregler des linken Wechselstromgenerators GO-16
- 6 - Kontrolllampe (rot) zur Anzeige der Arbeit des Reserveumformers NT-1000II
- 7 - Prüfköpfe für die Spannung zwischen den Phasen I-III und II-III des Dreiphasen-Wechselstromnetzes.
- 8 - Schalter der Umformer NT-1000II (obere Stellung: Hauptumformer ein; bei Ausfall automatische Umschaltung auf den Reserveumformer; untere Stellung: Reserveumformer NT-1000II ein.
- 9 - Dreistellungsschalter. Obere Stellung: Umformer NO-750 ein. Mittelstellung: AUS. Untere Stellung: Außenbordquelle für Wechselstrom (115 V/400 Hz) am Netz.
- 10 - Schalter für die Einschaltung der Wechselstromgeneratoren GO-16
- 11 - Knopf für die Zuschaltung des linken Wechselstromgenerators an das Netz (beide Warnlampen 44 der Abb. 52 müssen verlöschen). Bei Ausfall des linken GO-16 leuchtet die linke Warnlampe auf und der rechte Generator schaltet sich automatisch an das Netz.
- 12 - Wahlschalter für die Messung der Spannungen
- 13 - Kappen über den Abschaltknöpfen für die Notabschaltung der Gleichstromgeneratoren.
- 14 - Schalter der Notschiene. Untere Stellung ("AUTOMAT") gewährleistet den automatischen Übergang auf den Notnetzbetrieb bei Ausfall beider Gleichstromgeneratoren (rote Warnlampe 51 der Abb. 52 leuchtet auf). Mittelstellung verbindet Hauptschiene und Notschiene (ermöglicht das Anlassen und die Versorgung aller Verbraucher von den Akkumulatoren bei abgeschalteten Generatoren). In dieser Schalterstellung bricht jedoch die Stromversorgung im Fluge bei Ausfall beider Generatoren in kürzester Frist zusammen. Obere Stellung ("HAND"): Die Hauptschiene wird von Hand stromlos gemacht.
- 15 - Spannungsmesser des Dreiphasen-Wechselstromnetzes
- 16 - Schmelzsicherungen GI-1 (siehe 5.12.4.2./IX) für Spannungsmessung der Generatoren CTF und GC-24

5.12.4. 5.12.4. Absicherung der Elektroanlage

5.12.4.1. Sicherungsautomaten an der A3C-Schalttafel der Besatzungskabine

In der nachstehenden Tabelle sind die Sicherungsautomaten in der Reihenfolge von links nach rechts und die Reihen I - VII von oben nach unten nummeriert worden. Die in der Spalte 6 mit einem * versehenen Verbraucher sind an die Gleichstromnotschiene angeschlossen.

Reihe	Nr.	Russische Bezeichnung an d. Hauptschalttafel	Sicherung	Angeschlossene Verbraucher		Not-schiene	
1	2	3	4	5		6	
I	1						
	2	ЗАЖИГАНИЕ	ЛЕВ. ДВИГ.	АЗР-15	Zündung und Magnetventile Anlaß-KS (beim Anlassen der TW in der Luft)		
	3						
	4	ОСТАНОВ	ЛЕВ. ДВИГ.	АЗР-6	Abstellventile		•
	5						
	6	ВКЛ. ПО-750 И АЗР. ПИТ.		АЗС-2	Umschaltung Außenbord ПО-750		•
	7	ЛЕВ. КРЫЛО	ТОПЛИВА	АЗС-2	KS-Pumpe ЭЦН-14 I. Gr.		
	8				II. ГР.	KS-Pumpen 463 II. Gr.	
	9	ПРАВ. КРЫЛО	ТОПЛИВА	АЗС-2	KS-Pumpen 463 II. Gr.		
	10				I. ГР.	KS-Pumpe ЭЦН-14 I. Gr.	
	11	БУ-10		АЗР-6	Steuerblock БУ-10 der automatischen Kraftstoffentnahme		
	12						
	13		САМОПИЩА, КВ-11	АЗС-10	Heizung der Druckgeber nach Abb. 70	Schalter II+IV	•
	14	ОБОГРЕВ ПВД	ЛЕВ. ЛЕТЧ.			Schalter I	•
	15		ПРАВ. ЛЕТЧ.			Schalter III	•
	16	СИГНАЛ. ОБЛЕД.		АЗС-2	Vereisungssignalisator РМО-2М		
	17		ПРОТИВООБЛЕД.	АЗР-6	Druckgeber СДУ-3А-0,35; bei Schalterstellung "Not" Steuerkasten ПУ-24А (LS)		
	18		ВИНТОВ И КОКОВ	АЗР-15	Steuerkasten ПУ-24АМ Heizung der Geber СО-4А		
II	1						
	2						
	3	ВОЗБУЖД.	ГО-1	АЗР-30	Erregung ГО-16ПЧ8, links		•
	4		ГО-2		Erregung ГО-16ПЧ8, rechts		•
	5	УПРТ-2	ЛЕВ. ДВИГ.	АЗР-6	Drosselstellungsanzeige	links	
	6		ПРАВ. ДВИГ.			rechts	
	7	СИГНАЛИЗАЦИЯ ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА	ЛЕВ. ГР.	АЗС-2	Kraftstoff-Druck-Signalisation	links	
	8		ПРАВ. ГР.			rechts	
	9	ПЕРЕД ДВИГ.	АЗР-6			vor TW	
	10	КРАН КОЛЬЦЕВ. ТОПЛИВА		АЗС-5	Verbindungsventil (KS-Anlage)		
	11	БИ2-5	ЛЕВ.	АЗС-2	Meßblock für KS-Vorrat	links	
	12		ПРАВ.	АЗС-2		rechts	
	13	ПРОТИВООБЛЕД. КРЫЛА И ОПЕР.		АЗР-6	Luftventil für Flügel- und Höhenleitwerksent-eisung		

1	2	3	4	5	6
II	14	ОБОГРЕВ ЧАСОВ	A3C-2	Heizung der Borduhren	
	15	ОБОГРЕВ ЛЕВ. ЛЕТЧ. СТЕКЛО	A3C-2	Scheiben-	links
	16	ПРАВ. ЛЕТЧ.		Heizung	rechts
	17	ОБОГРЕВ ВНА ЛЕВ. ДВИГ.	A3C-2	Heizung der Vor-	links
18	ВНА ПРАВ. ДВИГ.	leitapparate		rechts	
III	1	ФЛУГИР. ЛЕВ. ДВИГ.	A3P-6	Segelstellungs-	links
	2	ПРАВ. ДВИГ.		pumpe	rechts
	3	СНЯТИЕ С УПОРА ПРОМЕЖ. УГЛА	A3P-6	Schieber für Zwischenan-	•
	4	t° МАСЛА ЛЕВ. ДВИГ.	A3C-2	Öltemperatur li.TW u.Si-	•
	5			gnalisation "Ausfall der	•
	6			Staurohrheizung" KB-11 u.	•
	7	ПРАВ. ДВИГ.	A3P-6	Öltemperatur re.TW u.Si-	•
	8	ТУРБОУСТ-КИ		gnalisation "Ausfall der	•
	9	АВТОМАТ. ЛЕВ. ДВИГ.	A3C-5	Staurohrheizung re.Pilot	•
	10	ПОЖАРНЫЕ ЛЕВ. ДВИГ.		Öltemperatur TT-16	•
	11	КРАНЫ ПРАВ. ДВИГ.	A3P-6	УРТ-24А u. УКО-24В li.TW	•
	12	ТУРБОУСТ-КИ		УРТ-24А u. УКО-24В re.TW	•
	13	ВПРЫСК ВОДЫ	A3C-2	Brand-	linkes Triebw. •
	14	АВАР. НАСОСН. СТАНЦИЯ	A3C-2	hahn	rechtes Triebw. •
	15	ПОДАЧА ТОПЛ. В ГИДРОСИСТ.	A3P-6	TT-16	•
	16	КОЛ. ГИДРОСМЕСИ	A3C-2	Wassereinspritzanlage	
	17			Zuschaltung der Pumpe 465 МТБ	
IV	1	МАСЛОМЕР	A3C-2	Magnetventil für KS-Zu-	•
	2	МАСЛО- ЛЕВ. ДВИГ.	A3P-15	fuhr in Hydraulikanlage	
	3	РАДИАТОР ПРАВ. ДВИГ.		Vorratsmesser für Hydraul-	
	4	УУЗ-4	A3P-6	likflüssigkeit	
	5				
	6	ОСНОВНАЯ СИСТЕМА	A3C-10	Schmierstoffvorratsmes-	
	7	ПОЖАРОТУШ.		sung	
	8	АВАР. СИСТ. ПОЖАРОТУШ.	A3C-10	Ölkühlerautomatik	links
	9			(MBP-2B, Gerät 1074	
	10			und Gerät 1100)	rechts
	11	СИГНАЛ. ОТКР. ПОЛ. ДВЕРЕЙ И ЛЮКОВ	A3C-2	Ölkühlerklappenanzeige	
	12	СИГНАЛ. ШАССИ	A3C-2	Feuerlöschsystem	•
	13	АВАР. ТОРМОЖ. КОЛЕС	A3P-6	(Haupt)	
	14	ТОРМОЖ. КОЛЕС	A3P-6	Feuerlöschsystem (Not)	•
	15	УПРАВЛ. ШАССИ	A3P-6		
	16	ПОВОРОТ ПЕРЕДН. НОГИ	A3P-6	Signalisation Türen und	
	17	ПРИВОД КАНАЛ I	A3C-5	Luken	
	18	КАНАЛ II		Signalisation Fahrwerk	•
			und Landeklappe		
			Notbremssystem		
			Hauptbremssystem		
			Fahrwerkssystem		
			Bugradlenkung	•	
			Anlage Kanal I		
			"Priwod" Kanal II		

1	2	3	4	5	6	
V	1	ОТВЕЧИК	A3C-2	Kennungsgerät		
	2	ЛОКАТОР	ПИТАН. АЗР-15	Radar "ЭМБЛЕМА"	Speisung	
	3		УПР. АЗС-2		Steuerung	
	4		ОБОГРЕВ АЗС-5		Heizung	
	5	СГУ	A3C-5	Passagieransprechanlage СГУ-15		
	6					
	7	t° НАРУЖН. ВОЗДУХА	A3C-2	Temperatur- geber	Außenluft	
	8	t° ВОЗДУХА НАГНЕТ. В ПАСС. КАБ.	A3C-2		Kabinenheizg. 2ТЭУ-1	
	9					
	10	ПОДАЧА ВОЗДУХА В ПАСС. КАБ.	A3C-2	Verteilerventile (Pannel-Heizkanal)		
	11	ТХУ ВЕНТИЛ. ПАСС. КАБ.	A3P-6	Einschaltventil Kühlturbine		
	12	ГМК	A3P-6	Kurssystem		
	13	КЗ-63	A3C-5	Schreiber		•
	14	ЭУП-53	A3C-2	Wendezeiger		•
	15	АП-28	A3C-5	Autopilot		
	16	ЦГВ-4	A3C-2	Kreiselvertikale		
	17	АГД-1	ЛЕВ. ЛЕТЧ.	Künstlicher Horizont	links	
	18		ПРАВ. ЛЕТЧ.		rechts	
VI	1	ПРМ-КВ	A3C-2	Empfänger УС-8		
	2	УКВ N2	A3C-2	UKW- Station	2	
	3	УКВ N1	A3C-2		1	•
	4	ГРП/КРП	A3P-6	СП-50 Empfänger		
	5	СПУ	A3P-6	Eigenverständigungsanlage		•
	6	ВЕНТ. ЛЕТЧ.	A3C-2	Ventilatoren		
	7	РЕГУЛ. t° ВОЗД. И ОБОГР. ТТ-16	A3C-2	Mischventile und ТТ-16-Heizung		
	8	ОТБОР ВОЗ- ЛЕВ. ДВИГ. ДУХА ОТ ДВИГ. ДЛЯ В.О. ПРАВ. ДВИГ.	АЗР-6	Entnahmeventile für Seitenleitwerksenteisung	vom li.TW	•
	9				vom re.TW	•
	10	ВС-46	A3C-5	Höhensignalisator		•
	11	АВАР. СБРОС ДАВЛ.	A3C-2	Notablaß des Kabinendrucks		•
	12	УПР. ТРИМ. ЭЛЕЕ ЛЕВ. КР.	A3C-5	Querrudertrimmung		
	13					
	14	УПР. ТРИМ. Р.Н.	A3C-5	Seitenrudertrimmung		
	15	УЭП-1	A3P-6	Stellungsanzeige Landeklappe		•
	16	СИГНАЛ. ЗАКРЫЛ.	A3C-2	Signalisation Landeklappe und Fahrwerk		•
	17	УПР. ЗАКРЫЛ.	A3P-6	Landeklappenbetätigung (Haupt)		•
	18	АВАР. ВЫПУСК ЗАКРЫЛ.	A3P-6	Landeklappenbetätigung (Not)		
VII	1					
	2					
	3					
	4	АРК N1	A3P-6	Radiokомпаß	1	•
	5	АРК N2	A3P-6		2	
	6	АНО	A3P-10	Positionslichter		
	7	ОСВЕЩ. КАБ. ЭКИП.	A3C-5	Beleuchtung Besatzungskabine		•
	8	ПОДСВЕТ КЛСРК-45	A3C-2	Lampen für seitliche Pulte		•

1. Änderung, ВВ-An 24-4/85

1	2	3	4	5	6		
VII	9	ДЕЖ. ОСВЕЩ.	AЗР-20	Dienstbeleuchtung		•	
	10	ПОДСВЕТ ПРИВОР. НА ДОСКЕ ЛЕТЧ.	AЗС-5	Rotlichtbeleuchtung der Geräte auf den Tafeln der Piloten			
	11	АВАР. ПОДСВЕТ ПРИВ. ДОСКИ И ПР. ПУЛЬТА	AЗС-5	Rotlichtnotbeleuchtung d. Gerätetafeln und des rechten Pultes		•	
	12	ПРОБЛЕСК	НИЖН.	AЗС-5	Drehkenn- leuchte	untere	
	13		ВЕРХН.			obere	
	14		СИГН.	AЗР-6	Signalraketenauflösung		
	15	РАКЕТЫ	ОСН.	AЗС-5	Auslösung Leuchtmittel	Haupt	
	16		АВАР.			Not	•
	17	ПРО-4	ЛЕВ.	AЗР-10	Landeschein- werfer	links	
18	ПРАВ.		rechts				

5.12.4.2. Schmelzsicherungen

I ЦПУ links (Decke der Passagierkabine Spant 15 - 16)					
Nr.	Sicherung	Anz.	Russ. Bez.	Funktion	
1	СП-1	1	СИГН. ОТК. СТГ	СТГ (links) Signalisation Einschaltkreis Spannungsregelung Hauptsicherung Amperemeter	
2	СП-5	1	ВКЛЮЧ. ДМР. ЛЕВ.		
3	ИП-30	1	РН-180		
4	ТП-600	1	ДМР. 600 ЛЕВ.		
5	СП-2	2	АМПЕРМ. Г-1		
6	СП-1	1	ВОЛЬТМ. В-1	Spannungsmessung ЦПУ links	
7	ТП-600	1	РК МОТОРГОИ-ДОЛЫ	Einspeisung Außenbord oder ТГ-16 auf ЦПУ links	
8	ИП-200	2	ШИТ АЗС	Speisung АЗС-Тafel	
9	ИП-30	1	ЭД ШИТОК БОРТА ПРОВОД.	Speisung Beleuchtungstafel	
10	ИП-75	1	РК ТОПЛ. НАС.	Speisung Verteilertafel Kraftstoffpumpen	
11	СП-1	1	СНАТЯ С УПОРА ЛЕВ. ДВИГ.	Signalisation Luftschraube	linkes TW
12	СП-1	1	СИГНАЛ СНАТЯ С УПОРА ПР. ДВИГ.		rechtes TW
13	ИП-150	1	ФЛЮГ. ПОМП.	Segelstellung	Pumpe links
14	СП-15	1	ФЛЮГ. ПОМП.		Speisung Anlage links
15	СП-1	1	СИГН. ФЛЮГ. ЛЕВ. ДВИГ.		Signalisation Pumpe li.
16	СП-1	1	СИГН. ФЛЮГ.		Signalisation Pumpe re.
17	СП-15	1	ПИТАНИЕ ПМК-18 ПРАВ.		Speisung Anlage re.
18	ИП-150	1	ПРАВ. ФЛЮГ. ПОМП.		Pumpe rechts
19	СП-15	1	ПОДСВ. СТАБИЛ.	Scheinwerfer für Höhenleitwerk	
20	ИП-20	2	ЛЕВ/ПРАВ ПРО-4	Landescheinwerfer links und rechts	

II ЦРУ rechts (Decke der Passagierkabine Spant 14 - 15)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	СП-1	1	СИГН. НЕИСПР. ГЕН. N2	СТГ (rechts) Signalisation Einschaltkreis Spannungsregelung Hauptsicherung Amperemeter
2	СП-5	1	ВКЛЮЧ. ДМР ПРАВ.	
3	ИП-30	1	РН-180 ПРАВ.	
4	ТП-600	1	ДМР-600	
5	СП-2	2	АМПЕР. ГЕН. N2	
6	СП-1	1	ВОЛЬТМЕТР	Spannungsmessung ЦРУ rechts
7	ИП-30	1	ШИТОК Б/П	Speisung Beleuchtungstafel
8	ИП-75	1	РК ТОПЛ. НАС.	Verteilertafel Kraftstoffpumpen
9	ТП-400	1	ЦРУ ЛЕВ.	Querverbindung zur ЦРУ links
10	ИП-200	2	РК КАБ. ЭКИП.	Speisung Verteilertafel Besatzungskabine
11	ИП-30	1	ШУНТ ОБМ. СТГ	Erregung СТГ
12	ИП-15	1	ЭЦН-104	Speisung ЭЦН-104 (Toilettenpumpe)
13	ИП-50	2	УЭК-2 N1/N2	Speisung
14	СП-5	1	ВКЛ. УЭК-2	Steuerung Heizung d. Container

III Verteilertafel der Besatzungskabine (РК КАБИНЫ ЭКИПАЖА) (rechte Seite der Besatzungskabine)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	ИП-250	1	РК АККУМ.	Akkueinspeisung auf РК Besatzungskabine
2	ИП-75	1	ПРИБ. ДОСКА РАДИСТА	Speisung der Funkertafel
3	ИП-250	1	ШИТ АЗС	Querverbindung zur АЗС-Тafel
4	ИП-200	2	ЦРУ ПРАВ.	Speisung von ЦРУ rechts
5	СП-20	1	ЦЕПИ ЗАПУСКА АИ - 24	Anlassen der TW
6	СП-10	1	ЗАПУСК ТГ-16	Anlassen und Abstellen ТГ-16
7	СП-20	1	siehe Fußnote 1	siehe Fußnote 2
8	СП-5	1	ЗАПУСК АИ-24	Steuerung Anlassen der TW
9	СП-5	1	КНР-9	Speisung Umschaltrelais КНР-9 (36 V)
10	ИП-75	1	ПТ-1000Ц РЕЗ.	Speisung ПТ-1000Ц (Reserve)
11	АЗР-70	1	ПТ-1000Ц ОСН.	ПТ-1000Ц (Haupt)
12	СП-2	4	VOR-ILS I/II	AD-260 (1 und 2)
13	СП-5	4		
14	СП-1	1	ПРОВЕРКА А П	Prüfung Autopilot am Boden
15	СП-5	1	СВЕТОВОЕ ТАБЛО	Leuchttafel "Anschlallen - nicht rauchen"
16	СП-1	6	ЦЕНТ. ПРИБ. ДОСКА ПРАВ. ЛЕТЧ. ЛЕВ. ЛЕТЧ. ШИТКИ НА ФОНАРЕ ПО УПР ПРАВ./ЛЕВ. ЛЕТЧ.	Hauptbeleuchtung d. Instrumente
17	СП-2	8		
18	СП-2	1		Notbeleuchtung der Instrumente

- 1) БЛОК. ЗАПУСКА ТУ АЭРОДР. ИСТОЧ.
- 2) Blockierung des Anlassens der TW vom ТГ bei Anlassen des ТГ oder Arbeit auf Bordnetz des ГС - 24

IV Akku-Verteilertafel (ПК АККУМУЛЯТОРОВ) (Elektroluke im Bugraum rechts)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	СП-1	1		
2	ИП-250	1	ОСН. ШИНА	Speisung ПК Besatzungskabine
3	ИП-100	1	АВАР. ШИНА	Notspeisung der АЗС-Tafel
4	СП-5	2	АМПЕРМЕТР АККУМУЛЯТОРОВ	Amperemeter Akkustrom
5	ИП-10	1	АГД-ЛЕВ	Speisung ИП-125Ц
6	СП-1	2	НАПРЯЖЕНИЕ АККУМ. N1/N2	Spannungsmessung Akku 1 und 2
7	ИП-200	2	АККУМ. N1/N2	Akkusicherung 1 und 2
8	СП-5	2	ВКЛЮЧЕНИЕ ГО N1/ГО N2	Einschaltkreise ГО links und rechts
9	ИП-75	1	ПИТ ПО-750	Speisung ПО-750
10	ИП-15	1	ТГ-16	Steuerung ТГ-16 und Notbeleuchtung
11	ИП-200	1	НАСОС. СТАНЦ.	Pumpe 465 МТБ

V АЗС-Tafel (unter der Klappe über der Tafel und an der Seite)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	ИП-100	1		Notspeisung АЗС-Tafel
2	ИП-250	1		Querverbindung zur ПК der Besatzungskabine
3	ИП-75	1		Speisung Funkertafel
4	ИП-200	2		Speisung von ЦРУ links
5	СП-1	2	АВАР. ШИНА СИГНАЛ. НАПРЯЖ.	Signalisation Notnetzbetrieb Spannungsmessung Notschiene
6	СП-1	2	СИГНАЛ. АГД-1 ЛЕВ. ЛЕТЧ./ПРАВ. ЛЕТЧ.	Signalisation АГД-Arretierung links und rechts

VI Verteilertafel der Triebwerksgondel (ПК МОТОГОНДОЛЫ) (in der rechten Triebwerksgondel auf der linken Seite)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	СП-1	1	ОБОГРЕВ ТГУ	Heizung ТГ-16
2	ТГ-600	1		Einspeisung von Außenbord od. ТГ-16 auf ЦРУ links und Anlaßkreis ТГ-16
3	СП-5	2	АМПЕРМ. ГС-24А И АЭР. ИСТ.	Amperemeter Außenbord oder ГС-24
4	СП-1	1	СИГН. ВКЛ. АР-1	Außenbord- ₁ Signalisation
5	СП-5	1	КОНТР. ВКЛ. АР-1	Steckdose Einschaltkreis
6	СП-1	1	СИГН. ВКЛ. АР-2	Außenbord- ₂ Signalisation
7	СП-5	1	КОНТР. ВКЛ. АР-2	Steckdose Einschaltkreis
8	СП-10	1	ЦЕПЬ-48В	Minuskreis für Signalisation und Einschaltkreis der 2. Außenbord-Steckdose
9	ИП-30	1		Erregerkreis
10	ИП-20	1		Feldwicklung
11	СП-1	1	СИГН. ВКЛ. ГС-24А	Signalisation
12	СП-5	1	ВКЛ. ДМР-600Т	Einschaltkreis

VI Verteilertafel der Triebwerksgondel (PK МОТОГОРДОН) (in der rechten Triebwerksgondel auf der linken Seite)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
13	СП-2	1	ПК-8А	Anlaßregelkasten П ПК-8А
14	СП-10	1	ПРОХОДН. ОСВ.	Notbeleuchtung von Außenbord
15	СП-5	1	ОСВ. В НОС. ОТС.	Beleuchtung Bugraum
16	СП-5	2	ОСВ И РОЗЕТКИ ЛЕВ. КР./ПРАВ. КР.	Beleuchtung Fahrwerksschacht links und rechts
17	СП-1	1	ЦЕНТР. ЗАПР. ОТ АЭРОДР. ИСТ.	Speisung БУ-10 von Außenbord

VII Anlaßschützkasten (Тfm - Zugang von oben)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	СП-5	1	ВОЛЬТМЕТР	Messung der Anlaßspannung
2	СП-5	2	СЕТЬ АМПЕРМЕТРА	Amperemeter Anlaßstrom
3	СП-15	1	КОНТАКТОРЫ 24 - 48	Umschalterschütze 24/48 V

VIII Verteilertafel Kraftstoffpumpen (Decke der Passagierkabine Spant 21 - 22)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	МП-20	4	ИЗП 463 ПР ПЕРЕДН./САДН. ЛОНЖ.	Speisung der Pumpen 463
2	МП-15	2	ЭЦН-14 ПРАВ./ЛЕВ.	Speisung der Pumpen ЭЦН-14

IX Elektroschalttafel in der Besatzungskabine (Abb. 68 Pos. 16)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	СП-1	3	ГС-24А/СТГ ЛЕВ/СТГ ПРАВ	Spannungsmessung СТГ links und rechts und ГС-24

X Beleuchtungstafel im vorderen Gepäckraum (ПУЛЬТ ВОПТИР.)				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	СП-2	1	ДОП. БУФ.	Dienstbeleuchtung Zusatzbufet
2	СП-5	4	ОБЩЕЕ	Leuchtstoff- Passagierkabine
3	СП-2	1	ТУАЛЕТ	röhren Toilette

1. Änderung, BB-An 24-4/85

XI Verteilertafel 115 V (Decke der Passagierkabine Spant 11 - 12 bzw. Gepäckraum)					
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion	
1	ПВ-100АС	1	ПАНЕЛЬ РАДИСТА	Speisung der Hauptschiene der Funkertafel	
2	ПВ-80 АС	2	ОБОГРЕВ ВИНТА ЛЕВ./ПРАВ.	Luftschraubenenteisung links und rechts	
3	СП-20	1	ШИТОК БОРТПРОВОДН.	Speisung Beleuchtungstafel	
4	СП-10	1	АВТОП. I. ☉	1. Phase	
5	СП-10	1	АВТОП. II. ☉	2. Phase	
6	СП-2	1	РОЗЕТКИ	Steckdose im Heckraum	
7	СП-2	1	АЗП-1СД N1	Überspannungsschutz	
8	СП-2	1	КВР N1	КВР-2	
9	СП-5	1	КВР N1	КВР-2 und КОЧ-1АН	
10	СП-1	2	НАПР ГО N1/N2	Spannungsmessung ГО	
11	СП-1	1	ЗАМЕР. НАПР. АЗР. ПИТАН.	Wechselspannungsmessung	
12	СП-1	1	ОБОГ. ВИНТ		Außenbord
13	СП-1	1	ПИТАНИЕ АВТОПИЛОТ		Luftschraubenenteisung
14	СП-2	1	АЗП-1СД N2	Überspannungsschutz	
15	СП-2	1	КВР N2	КВР-2	
16	СП-5	1	КВР N2	КВР-2 und КОЧ-1АН	
17	СП-1	1	ПИТ ИВ-41А	Speisung der Vibrationsmeßanlage der TW	

XII Funkertafel				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
1	СП-10	1	ПО-750	Speisung der Hauptschiene durch ПО-750 (Klappe)
2	СП-5	6	ПРИВОД КАНАЛ I/II	System СДУ (Kanal I und II)
3	СП-5	3	ЦГВ-4	Zentr. Kreiselvertikale (36 V)
4	СП-5	3	АП-28	Autopilot (36 V)
5	СП-5	6	АГД-1 ПРАВ./ЛЕВ.	Künstlicher Horizont links und rechts (36 V)
6	СП-5	3	ГМК-1	Kurssystem (36 V)
7	СП-15	2	ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ПРАВ./ЛЕВ. ЛЕТЧ.	Scheibenheizung rechts und links (unter Klappe)
8	СП-2	2	ТРАНСФ. ДИМ ОСН./РЕЗ.	Speisung ДИМ
9	СП-1	1	РТМС	Speisung Kraftstoffverbrauchsmesser
10	СП-5	1	ОТВЕЧИК	Kennungsgeber
11	СП-2	2	АДТ ПРАВ./ЛЕВ. ДВ.	ПРТ und УКО rechts und links (Notschiene)
12	СП-2	1	ВИБРАТОР	Vibrator für Fußhöhenmesser (Notschiene)
13	СП-5	1	ПРМ КВ	Kurzwellenempfänger УС-8
14	СП-5	2	ПРМ/ПРД УКВ N2	UKW-Station II
15	СП-2	2	VOR-IIS-I/II	Empfänger VOR-IIS
16	СП-20	1	ПРД КВ	Kurzwellensender НВОН (unter Klappe)

5.13.
5.13.1.

XII Funkertafel				
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion
17	СП-1	1	АРК N2	Radiokompaß II (unter Klappe)
18	СП-15	1	ЛОКАТОР	Radar (unter Klappe)
19	СП-15	3	ЛОКАТОР	Radar (36 V)
20	СП-5	2	ПРМ/ПРЦ УКВ N1	UKW-Station I (Notschiene)
21	СП-2	1	РВ	Funkhöhenmesser (Notschiene)
22	СП-1	1	АРК N1	Radiokompaß I (Notschiene)
23	СП-1	2	ГРП-2/КРП-Ф	System Materik (СП-50)
24	СП-5	1	РНО-2	Vereisungsanzeiger
25	СП-2	1	БУ-10	Automatikblock für СПУТ-5А (KS)
26	СП-2	1	БИ-2-5	Meßblock für KS-Vorrat
27	СП-1	1	ВФ-150	Spannungs- Hauptschiene
28	СП-1	1	ВФ-150	messung Notschiene
29	СП-5	1		Steckdose im Bugraum 115 V/ 400 Hz

XIII Schalttafel der ДИМ-Geräte (Besatzungskabine rechts oben)					
Nr.	Sicherung	Anz.	Russische Bezeichnung	Funktion	
1	СП-1	1	2 ДИМ 150		Induktive Druckmeßinstrumente für Drücke im Hydrauliksystem, in den Bremsanlagen, im System ИКМ und für Schmierstoff- und Kraftstoffdrücke (Dreizeigerinstrumente).
2			ЭМИ-3РИ	ДЛЯ ТП-16	
3				ЛЕВ. ДВИГ.	
4				ПРАВ. ДВИГ.	
5			ДИМ		
6			ДИМ		
7			ЛИМ-100	ЛЕВ. ДВИГ.	
8				ПРАВ. ДВИГ.	

5.13. Autopilot АП-28Л13

5.13.1. Technische Daten

Betriebsgrenzen (zulässige bzw. mögliche Fluglagen bei Einschaltung und Flug):	
Querneigung	$\pm 30^\circ \pm 3^\circ$
Längsneigung	$\pm 20^\circ \pm 2^\circ$
Kurvenwinkel (nach 3К-2)	$\pm 120^\circ$
Vorbereitungszeit bis zur Betriebsbereitschaft	max. 100 s
Automatische Trimmung:	
Empfindlichkeit (Höhenruderkraft)	$2,6 \pm 1,5$ kp
Ansprechverzögerung der Signalisation (gelbe Lampen)	6 bis 10 s
Genauigkeit:	
Längs- und Querneigungswinkel	$\pm 0,5^\circ$
Kurs	$\pm 0,5$ bis $0,7^\circ$

Stromversorgung:		
Gleichstrom	27 V \pm 10 %	
Drehstrom	36 \pm 2 V	400 \pm 8 Hz
	115 \pm 3,5 V	
Masse	max. 58 kg	

5.13.2. Überprüfung des Autopiloten am Boden

Vor jedem Flug ist vor dem Anlassen zu überprüfen:

Der Stromversorgungsschalter am Bedienteil ("POWER" oder "ПИТАНИЕ") muß ausgeschaltet sein.

Die Kappen über den Prüfschaltern "ПРОВЕРКА АП-28 НА ЗЕМЛЕ" unter dem Gerätekomplex auf der linken Seite der Kabine müssen geschlossen sein.

Während des Abbremsens oder bei laufenden Triebwerken wird die Funktionsfähigkeit des Autopiloten in der folgenden Weise geprüft:

1. Vor der Kontrolle Ruder auf freie und leichte Beweglichkeit prüfen, künstlichen Horizont (АПД-1 rechts) einschalten und das Kurssystem РК-1Г abstimmen.
2. Alle vier Schalter am Bedienteil (einschließlich Stromversorgung) einschalten. Die gelbe Lampe "READY" ("ГОТОВ") muß nach 15 bis 100 s aufleuchten.
3. Durch kleine Ruderausschläge nacheinander mit allen Rudern die Abstimmung überprüfen (für die Dauer der Ruderbewegung muß die gelbe Lampe "READY" verlöschen).
4. Autopilot einschalten (Knopf "AP. ENGAGE" drücken). Die gelbe Lampe muß verlöschen, die grüne Lampe "ON" ("ВКЛЮЧЕН") muß aufleuchten und die Ruder dürfen sich nicht mehr leicht bewegen lassen.
5. Durch Überdrücken der Querrudermaschine (erforderliche Kraft ca. 20 kp) die automatische Abschaltung durch den Ruderausschlagbegrenzer ЛНОР überprüfen (die rote Lampe "KURS - QUER" muß aufleuchten und Quer- und Seitenruder müssen wieder frei beweglich sein).

Rudermaschine wieder einschalten:

Taste an der Steuersäule für die Abschaltung der Rudermaschinen drücken und danach wieder loslassen oder Ausschaltknopf an der Steuersäule drücken und Autopilot am Bedienteil erneut einschalten.

6. Höhenrudermaschine in der gleichen Weise überdrücken (erforderliche Kraft ca. 22 kp) und anschließend wieder einschalten.
7. Höhenrudermaschine mit ca. 10 kp überdrücken. Das Trimmerad muß sich nach ca. 1 s bewegen und nach ca. 10 s muß eine gelbe Lampe "FORCE ON CONTROL WHEEL" aufleuchten. Prüfung in beiden Richtungen durchführen. Rudermaschine des Höhentrimmers überdrücken.
8. Querruderausschlag durch Drehen des Knopfes "TURN" ("ПАЗВОТ") und Höhenruderausschlag mit Hilfe eines Schalters "DOWN - UP" ("СНУЖ - ПОДЪЕМ") herbeiführen. Um ein Ansprechen des Ruderausschlagbegrenzers zu vermeiden, ist das Höhenruder um max. 3° und das Querruder um max. 5° auszu-schlagen.

Nach Drücken des Knopfes "HORIZON" ("ГОРИЗОТ") muß die Steuersäule annähernd in die Neutralstellung zurückkehren und die Lampe "ALT. CORR."

5.13.3.
5.13.4.

- ("KB") muß aufleuchten. Kurvenknopf ("TURN") in die Nullstellung zurückführen.
9. Abschaltung der Rudermaschinen bei Drücken der Taste an der Steuersäule überprüfen (Verlöschen der grünen Lampe des Höhenkorrektors und freie Beweglichkeit der Ruder).
 10. Wahlschalter am Bedienteil in die Stellung "TURN" ("ПАЗБОПОТ") bringen und durch Verstellen des Sollindex am Gerät 3K-2 einen Querruderausschlag bis zum Ansprechen des Ruderausschlagbegrenzers herbeiführen. Rudermaschine wieder einschalten und Wahlschalter wieder in die Stellung "GMC" bringen.
 11. Einwandfreie Funktion der Abschaltknöpfe an beiden Steuersäulen überprüfen (nach dem Drücken dieser Knöpfe müssen sich die Ruder frei bewegen und die grüne Lampe am Bedienteil muß verlöschen).

5.13.3. Betriebsbeschränkungen

1. Die Einschaltung des Autopiloten ist zulässig in Höhen über 300 m, bei Geschwindigkeiten $220 \text{ km/h} < \text{IAS} < 460 \text{ km/h}$ im gesamten Bereich der zulässigen Schwerpunkte und Flugmassen.
2. Die Einschaltung des Autopiloten ist bei Querneigungen von max. 30° und Längsneigungen von max. 20° erlaubt.
3. Bei Flügen in Höhen über 8000 m, bei Instrumentenflügen und Nachtflügen sind Kurven mit Hilfe des Autopiloten nur mit Querneigungen $< 20^\circ$ erlaubt.
4. Die Einschaltung des Höhenkorrektors ist nur bei Vertikalgeschwindigkeiten $< 1,5 \text{ m/s}$ zulässig.
5. Änderungen der Geschwindigkeit nach der Einschaltung sind bis zu $\pm 60 \text{ km/h}$ zulässig (andernfalls kann sich der Längskanal automatisch abschalten).
6. Bei eingeschaltetem Autopiloten dürfen die Trimmruder nicht verstellt werden.
7. Der Flug mit Hilfe des Autopiloten ist nur bei Arbeit beider Triebwerke zulässig.
8. Bei starker Turbulenz (Lastvielfaches $> 0,5$) ist die Benutzung des Autopiloten nicht zulässig.
9. Beim Flug mit eingeschaltetem Autopiloten muß mindestens ein Flugzeughführer angeschnallt auf seinem Platz sitzen.
10. Die Benutzung eines Autopiloten, der bei der Vorflugkontrolle nach 5.13.2. nicht alle Anforderungen erfüllte, ist nicht zulässig.

5.13.4. Bedienung des Autopiloten

Das Einschalten des Autopiloten ist in den genannten Grenzen in jeder Fluglage möglich. Beim Drücken des Einschaltknopfes setzt der Autopilot den Flug ohne Querneigung unter Beibehaltung von Längsneigung und Kurs fort. Beim Drücken des Knopfes "HORIZON" setzt der Autopilot den Flug ohne Quer- und ohne Längsneigung bei eingeschaltetem Höhenkorrektor fort (in diesem Falle ist die Benutzung des Kurvenknopfes und der Schalter für Steigen und Sinken erst möglich nach Drücken des Einschaltknopfes).

Vor Einschaltung des Autopiloten im Horizontalflug empfiehlt sich das Aus-

trimmen des Flugzeuges. Vor dem Drücken des Höhenkorrektors empfiehlt es sich, die Flughöhe für kurze Zeit konstant zu halten.

Der Autopilot läßt sich nur einschalten, wenn der Knopf "TURN" ("PA3BOPOT") in der Neutralstellung steht.

Die Kursstabilisierung des Autopiloten erfolgt in Abhängigkeit von der Stellung des Schalters "GMC - HEAD. SEL." am Bedienteil des Autopiloten und des Schalters "MK - ПTK" am Bedienteil des Kurssystems nach folgendem Schema:

Schalterstellung an den Bedienteilen			
Autopilot		Kurssystem	Arbeit des Autopiloten
Variante 1	Variante 2		
GMC	ПTK oder ПTK	MK	Magnetkurs
		ПTK	Kreiselkurs
HEAD. SEL.	PA3BOPOT	MK	Kreiselkurs
		ПTK	Magnetkurs

Zur Durchführung von Kurven kann mit Hilfe des Knopfes "TURN" ("PA3BOPOT") die gewünschte Querneigung eingestellt werden. Um die Kurve auszuleiten, wird der Knopf bis zur ersten Raste vor der Nullstellung zurückgeführt und nach Beendigung der Rollbewegung in die Nullstellung gebracht.

Beim Kurven mit Hilfe des Autopiloten sind geringe Stöße im Seitenruder sowie leichtes Gieren (halber Kugeldurchmesser) möglich.

Kurven mit Kurvenwinkeln bis zu 120° können auch nach Vorwahl des neuen Kurses am Gerät 3K-2 durch Einstellung der Schalterstellung "HEAD. SEL." ("PA3BOPOT") durchgeführt werden.

Änderungen des Längsneigungswinkels können mit der Hand nach kurzzeitiger Abschaltung des Längskanals oder mit Hilfe der Schalter "UP - DOWN" ("ВЫСЬК - ПОДЪЕМ") eingestellt werden. Vor Benutzung der Schalter für Steigen und Sinken empfiehlt sich das Ausschalten des Höhenkorrektors durch Drücken des Einschaltknopfes. Die Steig- bzw. Sinkschalter leiten eine konstante Längsneigungswinkeländerung von $0,7 \pm 0,3$ Grad/s ein. Während der Betätigung dieser Schalter wird die Trimmerudermaschine automatisch abgeschaltet.

Beim Übergang zur Handsteuerung kann nur in dem Falle ein im Höhenruder ausgetrimmtes Flugzeug erwartet werden, da keine der Kontrollampen "FORCE ON CONTROL WHEEL" ("УСИЛИЕ НА ШТЯПРАМЕ") brennt.

Zur Abschaltung des Autopiloten wird der Abschaltknopf an den Steuersäulen gedrückt oder der Stromversorgungsschalter am Bedienteil abgeschaltet.

5.13.5. Bedienung des Autopiloten in besonderen Fällen

1. Bei Ausfall des Autopiloten ist das Flugzeug gegen grobe Ruderausschläge durch die Ausschlagbegrenzer ППОР gesichert. Beim Aufleuchten einer Kontrollampe des Begrenzers (Abb. 52(22 und 24)) sind die Rudermaschinen wieder einzuschalten. Nach mehrfachem Ausfall darf der Autopilot nicht mehr benutzt werden. Insbesondere bei hohen Geschwindigkeiten ist es möglich, daß der Ruderausschlagbegrenzer bei Ausfall des Längskanals nicht arbeitet.
2. In allen Fällen, die auf eine Unregelmäßigkeit in der Arbeit des Autopiloten schließen lassen, ist die Steuerung von Hand zu übernehmen. Nach der Wiedereinschaltung ist die Fluglage sorgfältig zu überwachen.
3. Bei Ausfall eines Triebwerkes (auch bei Übergang der Luftschraube in

5.14.
5.14.1.

Autorotation) arbeitet der Autopilot weiter und schützt das Flugzeug vor plötzlicher Querneigung (erst nach 10 bis 15 s ändert sich die Querneigung um 3 bis 5°).

4. Die Abschaltung des Autopiloten bei Störungen kann durch Drücken der Taste an der Steuersäule (Abschaltung der Rudermaschinen), durch Drücken des Abschaltknopfes an der Steuersäule (Gerät bleibt betriebsbereit) und durch Abschalten des Stromversorgungsschalters am Bedienteil erfolgen.

Die Notabschaltung mit Hilfe des Schalters "Notabschaltung - Rudermaschine" (am linken Pult) bewirkt eine Trennung der Rudermaschinen vom Netz über die Unterbrechung der Minus-Leitung. Diese Notabschaltung ist auch dann noch wirksam, wenn infolge eines Leitungsschlusses die normalen Abschaltungen (Unterbrechung der Plus-Leitung) ausgefallen sind.

5. Wird während des Fluges ein ununterbrochenes Arbeiten des Autotrimmers beobachtet, sind die Prüfschalter unter dem Gerätekomplex (linke Seite der Besatzungskabine) auf ihre vorgeschriebene Stellung zu überprüfen.

5.14. Radaranlage РИЧН-2

5.14.1. Kontrolle der Anlage

Achtung!

Die Überprüfung der Anlage am Boden ist nur bei eingeschalteten Gleich- und Wechselstromgeneratoren oder bei Versorgung des Bordnetzes durch geeignete Außenbordstromquellen für Gleich- und Wechselstrom (115 V) gestattet.

Vor Beginn der Kontrolle und vor jedem Einschalten sind folgende Bedienelemente auf ihre Ausgangsstellung zu überprüfen:

Nr.	Bedienelement	Einbauort	Ausgangsstellung
①	Mehrstufenkontrollschalter	zentrales Bedien- teil der Piloten	115 V
②	Schalter der Frequenzregelung		Automat ("APЧ")
③	Reservesynchronisation РЕЗЕРВНАЯ СИНХРОНИЗАЦ.		aus ("ВЫКЛ.")
④	Umschalter "ШТУРМАН - ПИЛОТ"		ПИЛОТ
⑤	Abbildungsmaßstab (МАСШТАБ РАЗВЕРТКИ)		50 km
⑥	Betriebsartenschalter (РЕЖИМ РАБОТЫ)		"ОБЗОР"
⑦	Antennenneigung (НАКЛОН АНТЕННЫ)		0
⑧	Potentiometer "ИЗО - ЭХО"		nach links (aus)
⑨	Hauptschalter ("СТАНЦИЯ")		aus ("ВЫКЛ.")
⑩	Potentiometer Entf.-Mark. (ЯРКОСТЬ МЕТОК)		Sicherungs- tafel

Zur Einschaltung der Anlage wird der Schalter ⑨ in die Mittelstellung gebracht. Danach werden die Sollwerte der Spannungen mit Hilfe des Schalters

① am Kontrollinstrument überprüft. Die Abbildung der Entfernungsmarken auf dem Bildschirm und gleichzeitig die Bewegung der Antenne ist zu überprüfen. Fünf Minuten nach Einschaltung der Anlage den Schalter ⑨ in die obere Stellung ("ВЫСОКОЕ") bringen. Die Kontrolllampe "ВЫСОКОЕ" muß aufleuchten und die Anzeige des Kontrollinstrumentes muß in die Stellung "ТОК МАГ." des Schalters ① 14 bis 22 mA betragen. In der Stellung "ТОК КРИСТ. УПЧ" und "ТОК КРИСТ. АПЧ" muß die Anzeige des Kontrollinstrumentes 0,4 bis 0,8 mA

betragen. Die Anzeige des Instrumentes darf in beiden Fällen nur Schwankungen im Bereich eines Teilstriches aufweisen. Helligkeit und Schärfe der Abbildung und der Entfernungsmarken mit Hilfe der Potentiometer "ЯРКОСТЬ", "ТОКУ" und des Potentiometers "МЕТКИ" (an der Sicherungstafel an der rechten Seite der Besatzungskabine) einstellen. Umschaltung der Abbildungsmaßstäbe mit Hilfe des Schalters ⑤ überprüfen. Die Entfernungsmarken müssen in jeder Stellung annähernd Halbkreisform besitzen.

5.14.2.
5.14.3.

Zur Ausschaltung der Anlage wird der Schalter ⑨ in die untere Stellung ("ВЫКЛ.") gebracht (Abschaltung überprüfen!).

5.14.2. Inbetriebnahme der Anlage

Die Inbetriebnahme der Anlage erfolgt in der gleichen Weise wie unter 5.14.1. beschrieben.

Bei Querneigungen des Flugzeuges $> 20^\circ$ und Längsneigungen $> 10^\circ$ ist eine Verzerrung der Abbildung möglich. Bei längerem Flug mit Längsneigungswinkeln $> 20^\circ$ muß der Schalter ⑥ in die Stellung „ВЫКЛ. СТАБ. ТАИГ.“ (Abschaltung der Antennenstabilisierung) gebracht werden.

5.14.3. Beseitigung von Störungen der Anlage während des Fluges

1. Anlage schaltet sich nicht ein

Stromversorgung (115 V am Kontrollinstrument) überprüfen. Bei niedriger Anzeige Wechselstromquelle überprüfen. Bei Nullanzeige Sicherungen überprüfen: 3 Sicherungsautomaten (Reihe V Nr. 2, 3, 4) und Schmelzsicherungen an der Funkertafel.

2. Ausfall der automatischen Frequenzstabilisierung "АПЧ"

In diesem Falle findet die Abbildung "sektorweise" statt. In den Stellungen "ТОК КРМСТ УПЧ" und "ТОК КРМСТ АПЧ" des Schalters ① schwankt die Anzeige des Kontrollinstrumentes.

Schalter ② wird in die Stellung "ППЧ" gebracht und mit Hilfe des Potentiometers "ППЧ" die Abbildung auf maximale Helligkeit reguliert (hierzu die Antenne 6 bis 8° nach unten neigen und am Schalter ⑥ die Betriebsart "ОБЗОР" einstellen). Bei Betriebszeiten unter 20 min ist die Handeinstellung in kürzeren Zeitabständen zu wiederholen. Von den beiden Stellungen des Potentiometers "ППЧ" mit der größten Helligkeit ist die mit der größeren Anzeige des Kristallstromes (ТОК КРМСТ) zu wählen.

3. Abtastung auf dem Sichtgerät fehlt

Sicherungen an der Sicherungstafel ⑩ überprüfen. Gegebenenfalls mit anderem Abbildungsmaßstab arbeiten.

4. Abweichung des Magnetron-Stromes vom Sollwert

Bei Abweichung des Magnetron-Stromes vom Sollwert 14 bis 22 mA ist zu versuchen, durch Regelung der Wechselspannung in den Grenzen von 115 V \pm 4 % den Sollwert zu erreichen (bei Nullanzeige kann versucht werden, in der Schalterstellung Reserveynchronisation weiterzuarbeiten).

5. Ausfall der Stabilisierung der Antenne

In diesem Falle tritt eine unvollständige Abbildung an den Seiten des Bildschirms auf.

Arbeit der Kreiselvertikale ИВБ ist zu überprüfen (mit Hilfe des Gerätes 104/Abb. 52). Gegebenenfalls die Kreiselvertikale durch Arretieren im Horizontalflug neu ausrichten. Phasenspannungen und Sicherungen im Drehstromnetz 36 V überprüfen.

5.15. Navigationsanlagen

5.15.1. Kurssystem ГМК-1Г

5.15.1.1. Technische Daten

Fehler des Systems	
Magnetkursbestimmung	max. $\pm 2^\circ$
Azimutauswanderung in der Betriebsart ГМК innerhalb einer Betriebsstunde	max. $2,5^\circ$ (max. $3,5^\circ$ bei extremen Temperaturen)
Aufnahme	
Gleichstrom (27 V \pm 10 %)	50 W
Drehstrom (36 V \pm 5 %; 400 Hz \pm 2 %)	130 VA
Anlaufzeit nach dem Einschalten	≤ 3 min
Masse	13 kg

5.15.1.2. Überprüfung der Anlage vor dem Flug

Nach der Einschaltung (Abb. 52(71)) wird am Bedienteil ИУ-27 (an der rechten Bordwand) die richtige Stellung aller Bedienelemente überprüft:

Nr.	Bedienelement	Sollstellung bzw. Ausgangsstellung
①	Betriebsartenschalter (МК - ГМК)	Magnetkurs (МК)
②	Umschalter f. Kreisel (ОСН. - ЗАН.)	Hauptaggregat (ОСН.)
③	Umschalter für Halbkugel	Nord- bzw. Südhalbkugel (СЕВ./ЮЖН.)
④	Stellknopf "Geogr. Breite" (ШИРОТА)	Mittlere Breite der Strecke bzw. Breite des Starthafens
⑤	Kursgeber (ЗК)	-
⑥	Kontrollschalter (0 КОИТ. 300)	-

Nach Verstellung des Schalters ⑥ in die Stellung 0 (300) muß sich am Gerät ИИИ eine Anzeige von $0 \pm 10^\circ$ ($300 \pm 10^\circ$) einstellen (nach Loslassen des Schalters ⑥ dürfen sich diese Einstellungen nur mit 1,2 Grad/min verändern) und die Kontrolllampen "ЗАБАЛ ПА" am Bedienteil müssen aufleuchten. Danach wird Schalter ⑤ in beliebiger Richtung betätigt. Die Kursrosen der ИИИ müssen sich mit hoher Geschwindigkeit auf den Magnetkurs abstimmen. Die gleiche Prüfung ist in der Stellung "ЗАН" des Schalters ② durchzuführen (anschließend wieder auf Hauptkreisels "ОСН." einstellen).

Danach wird Schalter ① in die Stellung ГМК gebracht. Mit Hilfe des Schalters ⑤ muß sich die Kursrose in beiden Richtungen verstellen lassen (Abstimmungsgeschwindigkeit 2 bis 7 Grad/s). Diese Prüfung ist in der Stellung "ЗАН." des Schalters ② zu wiederholen (anschließend wieder auf Hauptkreisels einstellen).

5.15.1.3. Benutzung der Anlage

Vor jedem Start ist nach der Abstimmung der angezeigte Magnetkurs mit der Startbahnrichtung zu vergleichen.

Im Normalfalle steht Schalter ② in der Stellung Hauptkreisels ("ОСН.").

Nur bei Ausfall dieses Aggregates (Aufleuchten der Lampe "ЗАБАМ ПА") ist auf den Reservekreisels umzuschalten. Die Anlage gestattet die Durchführung von Flügen auf der Orthodrome (Kreiselskurs "ГПК") und der Loxodrome (Magnetkurs "МК"). Bei Flügen auf der Orthodrome ist nach jeweils 1 bis 1,5 Std. eine Neuabstimmung durch kurzzeitiges Umschalten des Schalters ① auf "МК" vorzunehmen. Eine Neueinstellung der geographischen Breite macht sich alle zwei Breitengrade erforderlich, sofern nicht die mittlere Breite der Flugstrecke am Start eingestellt wurde.

- Anmerkung:
1. Durch Verstellen des Schalters ⑤ kann in der Betriebsart МК der Schnellabgleich auf den Magnetkurs und in der Betriebsart ГПК die Einstellung eines beliebigen Kurses herbeigeführt werden.
 2. Die Anzeige des geographischen Kurses ist möglich durch Eingabe der Deviation am Gerät KM-8 am rechten Pult mit anschließender Abstimmung.
 3. In Abhängigkeit von der Stellung des Betriebsartenschalters ① liefern die einzelnen Instrumente folgende Anzeigen:

	Stellung des Schalters ①	
	МК	ГПК
Magnetkurs:	RMI und HIII	RMI und 3K-2
Kreiselskurs:	3K-2	HIII

5.15.2. Automatischer Radiokompaß APK-9, VOR-ILS-Empfänger AD-260 und Instrumenten-Anflugsystem ГИ-50

5.15.2.1. Technische Daten der Anlagen

Gültig für eine Station:		Marconi AD-260	ГИ-50	АПК-9
Aufnahme	27V ± 10% Gleichstrom			20 - 60 W
	115V ± 5%/400Hz Wechselstrom			75 VA
Frequenzbereich	Kursweg	108,00-135,95 MHz	108,3- 110,3 MHz	
	Gleitweg	329,3-335,0 MHz	332,6- 335,0 MHz	100-1300 kHz
	Kanalzahl	560 (Kurs) 20 (Gleit)	6	
Masse		14,6 (ohne Verkabelung)	35 kg	30 kg

5.15.2.2. Inbetriebnahme der Anlagen

Benutzung und Kontrolle der Anflugsysteme wird unter 3.1.5.3. beschrieben.

Erläuterung der Funktion der Bedienelemente an der Schalttafel der Navigationsgeräte (Abb. 69):

Nr.	Bezeichnung	Erläuterung zur Funktion
1	Bedienteil der Anlage AD-260	-
2	Drehknopf	Dient der Einschaltung und Lautstärkeregelung der Anlage AD-260

5.15.3.

Nr.	Bezeichnung	Erläuterung zur Funktion
3	Umschalter für Blöcke БП-2 mit den Schalterstellungen "KONTROLLE - KURS-EINFÜHRUNG"	Die beiden Blöcke БП-2 (Haupt- und Reserveblock) dienen der Magnetkurseinführung in die Geräte RMI (Anpassungsglieder). Bei Ausfall der Magnetkursanzeige in den Geräten RMI kann durch Betätigung dieses Schalters auf den anderen Block БП-2 umgeschaltet werden.
4	Umschalter für Abstimmtteil des Radio- kompasses	In der linken Stellung ist das rechte Abstimmtteil zugeschaltet und umgekehrt
5	Umschalter ТПТ-ТМФ	Zum Abhören von Funkfeuern im А ₁ - Betrieb ist der Schalter in die Stellung ТПТ zu bringen.
6	Betriebsartenschalter des АПК-9	Besitzt die Schalterstellungen: Ausgeschaltet БМКЛ. Kompaß КОМП. Antenne АНТ. Rahmen ПАМ.
7	Rahmenschalter	Dient der Drehung des Antennenrahmens in der Stellung ПАМ des Schalters ⑥
8	Feinabstimmung des АПК-9	Die Genauigkeit der Abstimmung ist stets am Kontrollinstrument nachzuprüfen (Maximalausschlag)
9	Grobabstimmung des АПК-9	Besitzt zwei Bedienteile zum Rasten der Zehner und der Hunderter (kHz)
10	Markierungsempfänger	Dient der Einschaltung und Empfindlichkeitsregelung (4 Stellungen БМКЛ. - ВМС. - СРЕДН. - НИЗК.) des Markierungsempfängers der Anlage AD-260. Bei Anflügen mit Hilfe der Systeme СП-50 und ILS einzuschalten.
11	Umschalter ДИР. СИСТЕМ-ИДИКАТОР	Mit Hilfe dieses Schalters kann die erste oder zweite Station AD-260 an das Gerät ИИИИ und damit an die Anlage СДУV angeschlossen werden. Die andere Station wird dabei gleichzeitig an das Instrument ПСН-48 angeschlossen.
12	Antennenumschalter AD-260 - СП-50	Die Kursweg- und Gleitwegantennen sind nicht doppelt ausgeführt und werden mit Hilfe dieses Schalters an die Verbraucher geschaltet. Eine zuverlässige Arbeit der Anlagen AD-260 und СП-50 ist nur bei richtiger Stellung dieses Schalters gewährleistet.

5.15.3. Funkhöhenmesser PB-VM

Das Gerät ist 3 bis 5 min vor dem Start (Abb. 52/Schalter 6) einzuschalten. Nach 3 bis 10 s muß das Gerät zu arbeiten beginnen (Ausschlag des Zeigers, akustische und optische Signalisation). Nach 3 bis 4 min muß die Anzeige 0 ± 5 m betragen. Während des Fluges muß bei Überschreitung der eingestellten Höhe für 4 bis 10 s ein akustisches Signal über die СДУV-Anlage zu hören sein.

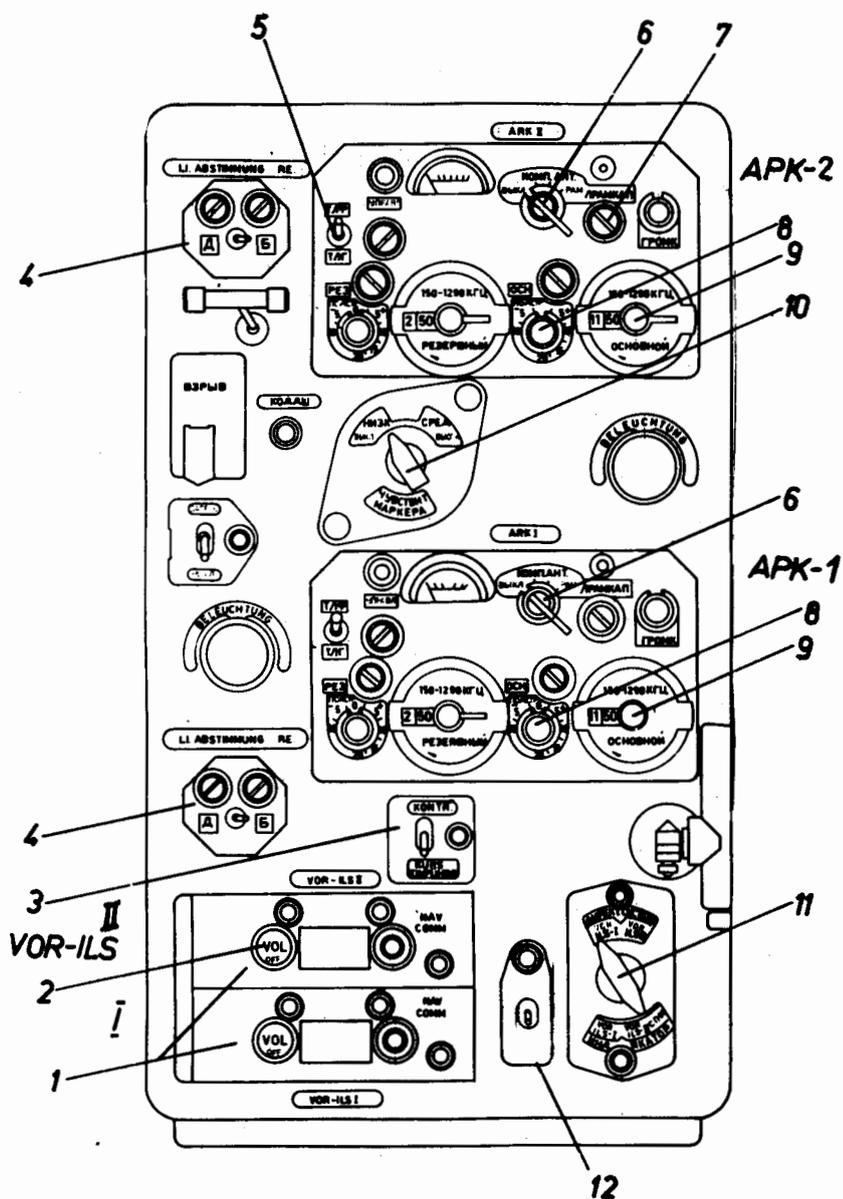


Abb. 69

- Anmerkung:**
1. Bei Außentemperaturen unter -30°C erhöht sich die Vorbereitungszeit des Gerätes
 2. Die Anzeigen des Funkhöhenmessers können beim Rollen bis zu 30 m betragen.
 3. Beim Flug in Höhen über 600m muß sich der Zeiger in der äußersten rechten Stellung befinden (Gerät ausschalten).

5.15.4. Kommando-Steueranlage "ПРИВОД АНЭ"

5.15.4.1. Kontrolle der Anlage

Zur Kontrolle der Anlage ist die Gleichstrom- und die Drehstromversorgung (36 V) sicherzustellen. Das System wird mit Hilfe des Schalters (114) (Abb. 52) eingeschaltet. Zusätzlich sind die Geräte ТМК-1Г, АГД-1, АРК-9 und АД-260 einzuschalten. Am Bedienteil des Systems ist am Kurskanal eine beliebige

5.16.

ge Betriebsart einzustellen. Danach wird der Knopf "КОНТРОЛЬ" gedrückt. Die Kontrolllampe im Kontrollknopf muß aufleuchten und die Ausfallanzeigen in den Instrumenten HПП, КПП und ПСП-48 müssen ansprechen. Nach Beendigung der automatischen Kontrolle verlischt die Kontrolllampe und die Ausfallanzeigen dürfen nicht mehr sichtbar sein.

5.15.4.2. Betrieb der Anlage

Für die einzelnen Betriebsarten der Anlage sind folgende Schalterstellungen am Bedienteil (Abb. 52(27, 28, 30)) einzustellen:

Aufgabe		Kursindex im HПП	Seitenkanal	Längskanal	HA - OT Schalter
E i n s t e l l u n g e n					
Anflug einer Station	ILS (im Gleitweg)	LMWW	ЗАХОД	ГЛСС.	HA
	ILS (lange Gerade unter d. Gleitw.)			KB	
	VOR			-	
Abflug v. ein. Station	VOR	MWW ± AW	НАВИГАЦИЯ	-	OT
	ILS			MWW	
Halten eines Sollkurses		Sollkurs	ЭК	-	-
Halten einer Sollhöhe		-	-	KB	-

- Anmerkung:**
1. Bei Ausfall eines Kanals in einem Rechner leuchtet die Warnlampe des betreffenden Kanals am Bedienteil auf und die Anlage schaltet sich automatisch auf den anderen Rechner um. Bei Ausfall des gleichen Kanals im zweiten Rechner signalisieren die Flaggen im Gerät КПП den Ausfall der Anlage.
 2. Bei Ausfall der Stromversorgung 27 V oder 36 V/400 Hz in einer Gerätehälfte leuchten die Kontrolllampen КУРС und ТАИГ am Bedienteil auf.
 3. Es ist verboten, nach Anzeigen eines Kommandozeigers zu fliegen, dessen Flagge im Gerät КПП Ausfall signalisiert.
 4. Die Anzeigen der Kommandozeiger des rechten und linken КПП dürfen in den Grenzen des Nullindexes (Kreis in der Silhouette) voneinander abweichen.
 5. Vor Übergang auf die Betriebsart "ЗАХОД" ist die Funktionstüchtigkeit der Anlage stets zu überprüfen (siehe 5.12.4.1.).
 6. Vor Einstellung des Sollkurses am Gerät HПП ist der Knopf (12) (Abb. 52) zu drücken. Eine Betätigung des Abstimmknopfes ЭК am Gerät, ohne vorher den entsprechenden Knopf (12) gedrückt zu haben, ist verboten.

5.16. System der Druckgeber

Abb. 70 stellt die Schaltung der Meßelemente des Gesamtdruckes (drei Staurohre A₁ bis A₃) und des statischen Druckes (Öffnungen S₁ bis S₇ in der Rumpfaußenhaut) schematisch dar. Mit Ausnahme der beiden Notempfänger N₁ und N₂ in der Radarnase für statischen Druck werden alle Meßelemente elektrisch beheizt (28,5 V =). Bei Versagen der Heizung oder Verstopfung der Leitungen können die Bordinstrumente an Reservemeßelemente angeschlossen werden. Zur Versorgung der Instrumente mit statischem Druck aus den Notempfängern werden die Umschaltventile "STATISCHES SYSTEM" an den seitlichen Pulten (rechts und links) aus der Stellung "Haupt" in die Stellung "Reserve" gebracht (Umschaltventile U₂ und U₃). Der linke Pilot kann außerdem durch

Umschaltung des Ventils "Dynamisches System" (U_1) von "Haupt" auf "Reserve" seinen Fahrtmesser an das Staurohr A_2 des Schreibers anschließen.

5.17.
5.17.1.
5.17.2.
5.18.

Achtung!

Die Messung des statischen Druckes mit Hilfe der an Flugzeug benutzten Meßstellen ist stark fehlerbehaftet. Bei der Einhaltung der Staffelhöhen ist die Anzeige der Höhenmesser nach den Angaben der Berichtigungstabellen der einzelnen Geräte zu korrigieren. Bei Verunreinigungen oder Beschädigungen an den Meßstellen des statischen Druckes können sich die Meßfehler stark erhöhen. Auf den einwandfreien Zustand dieser Geber ist bei der Vorflugkontrolle zu achten.

Bei Versorgung des Fahrtmessers KVC-1200 mit statischem Druck aus dem Notempfänger erhöhen sich die Anzeigen im Bereich $210 \text{ km/h} < \text{IAS} < 280 \text{ km/h}$ bei ausgefahrenem Fahrwerk um 15 bis 20 km/h.

5.17. Verbindungsanlagen

5.17.1. UKW-Station P-802FM

Technische Daten

Frequenzbereich	100 bis 150 MHz	
Kanalabstand	50 kHz	
Kanalzahl	1000	
Aufnahme	27 V Gleichstrom	max. 285 W
	115 V/400 Hz	400 VA
	Wechselstrom	
Anlaufzeit	2 bis 3 min	

Die gleichzeitige Arbeit mit beiden UKW-Stationen ist möglich; gegenseitige Beeinflussung bzw. Störung ist jedoch nur bei Unterschieden der Arbeitsfrequenz > 9 bis 10 MHz zu vermeiden. Empfangsstörungen der Anlage AD-260 (Ansprechen der Ausfallsignalisation) treten beim Senden einer UKW-Station auf, wenn sich die Frequenzen beider Anlagen um weniger als 3 bis 4 MHz unterscheiden.

5.17.2. Eigenverständigungsanlage C IV-7 und Bordlautsprecheranlage CFV-15

Beide Anlagen werden mit Gleichstrom 27 V versorgt. Sie dienen der Verständigung der Besatzungsmitglieder untereinander sowie der Verständigung mit einem Außenbordteilnehmer und ermöglichen den Piloten oder der Stewardess das Ansprechen der Passagiere über 12 Lautsprecher in der Passagierkabine. Die Wechselsprechverbindung zwischen zwei oder mehreren Teilnehmern setzt die Einschaltung des gleichen Netztes (CETB 1 oder CETB 2) an den Schalttafeln voraus. Die Verständigung mit der Stewardess ist nur möglich, nachdem an einem der Bedienteile der Anlage CFV die Schalterstellung "BT" eingestellt wurde (auf diese Stellung ist vor dem Fluge zu achten). Die Lautstärkeregelung erfolgt mit Hilfe der Knöpfe "ИПОСЛ." (für das Mithören der Gespräche der anderen Teilnehmer) und ОБМАЯ.

5.18. Sauerstoffausrüstung

Die Ausrüstung besteht aus 2 transportablen Sauerstoffgeräten KИ-21 (in der Besatzungskabine und im hinteren Gepäckraum untergebracht). Vor jedem Flug ist der Fülldruck der Flaschen (30 kp/cm^2) zu kontrollieren.

Handhabung:

1. Maskenschlauch anschließen und Maske aufsetzen.

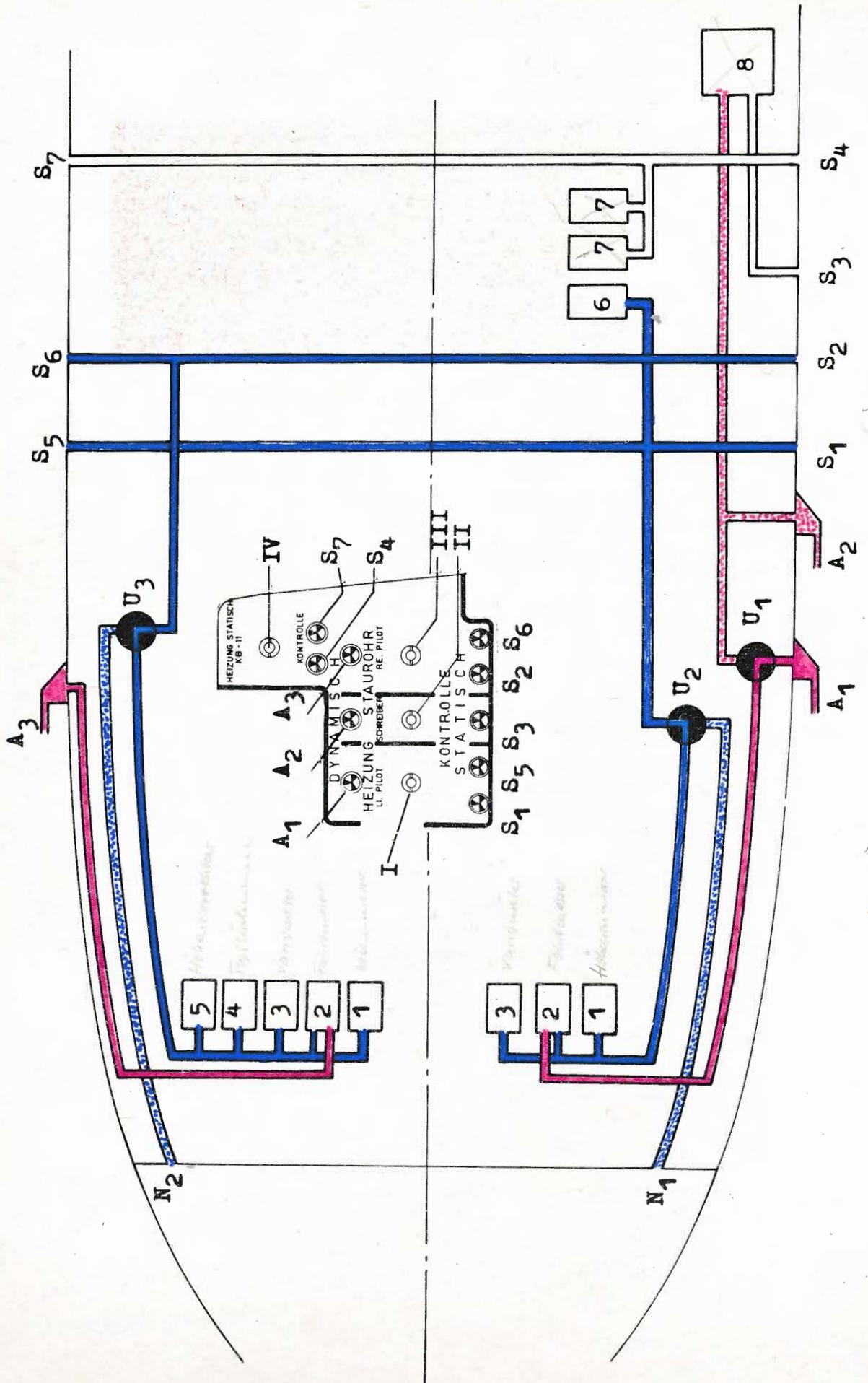


Abb. 70 Schaltung der Druckempfänger mit Beheizungsschalttafel

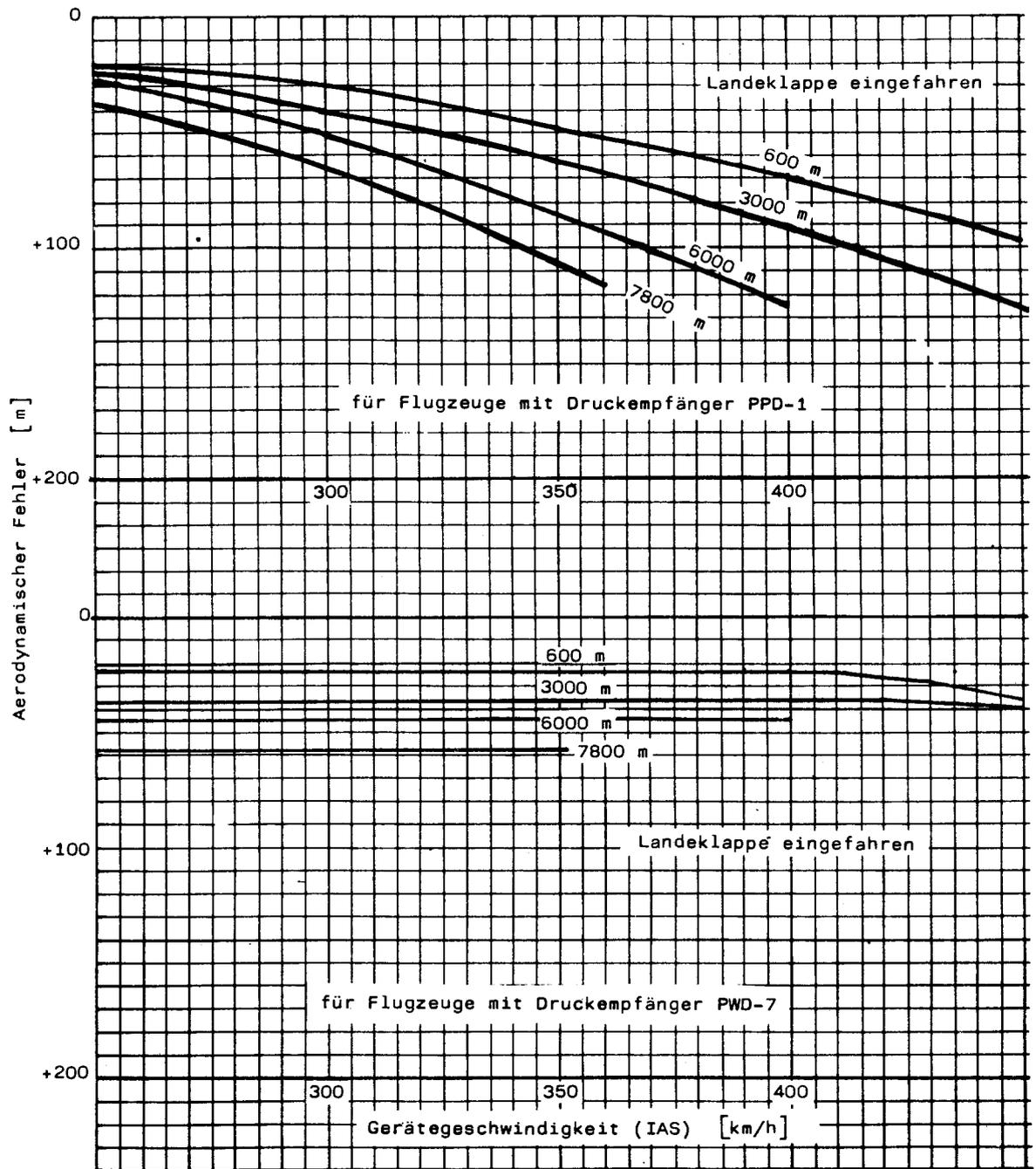


Abb. 70a Aerodynamischer Fehler des Höhenmessers WD-10

Die angegebenen Fehler bei Landeklappenstellungen $\leq 15^\circ$
sind nur in Höhen unter 3000 m gültig
Die angegebenen Fehler berücksichtigen nicht den Einfluß
des Bodeneffekts

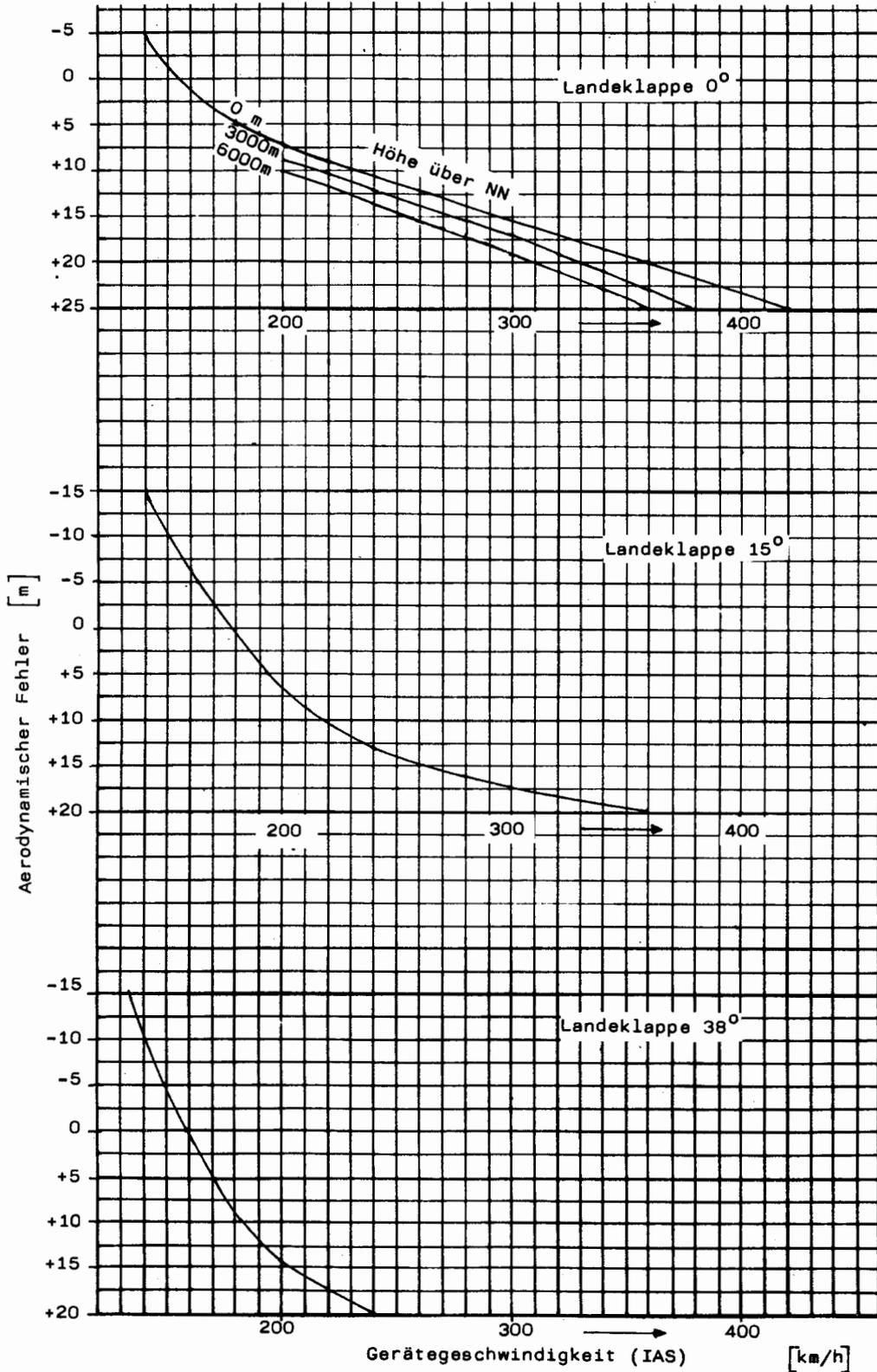


Abb. 70b Aerodynamischer Fehler des Fahrtmessers

Verbraucher:	Meßelemente:
1 Höhenmesser БД-10 2 Fahrtmesser КУС-1200 3 Variometer ВАР-30-3 4 Fußhöhenmesser КАА-1603 5 Differenzdruckmesser УВНД-15 6 Höhenkorrektor КВ-11 des Auto- piloten 7 Höhenkorrektor КВ-11 des Sy- stems СДУ 8 Flugdatenschreiber (nicht eingebaut)	А Gesamtdruckempfänger und Kontroll- lampen ihrer Heizelemente А ₁ Gesamtdruckempfänger für linken Fahrtmesser А ₂ Gesamtdruckempfänger für Schreiber А ₃ Gesamtdruckempfänger für rechten Fahrtmesser S ₁ bis S ₇ Meßstellen in der Außenhaut für statischen Druck und Kontroll- lampen für deren Beheizung N ₁ und N ₂ Reservemeßstellen für sta- tischen Druck (Bugraum)
Umschaltventile:	Schalter:
U ₁ Umschaltventil "DYNAMISCH" (Gesamtdruck für linken Fahrt- messer) U ₂ Umschaltventil "STATISCH" zur Umschaltung der linken Verbraucher an den Notempf. U ₃ Umschaltventil "STATISCH" zur Umschaltung der rechten Verbraucher an den Notempf.	I Schalter für Einschaltung und Kontrolle der Heizung der Geber А ₁ , S ₁ und S ₅ . II Schalter für Einschaltung und Kon- trolle der Heizung der А ₂ und S ₃ . III Schalter für Einschaltung und Kon- trolle der Heizung der Geber А ₃ , S ₂ und S ₆ . IV Schalter für Einschaltung und Kon- trolle der Heizung der Geber S ₄ und S ₇ .

Erläuterungen zu Abb. 70

5.19.
5.20.

2. Schwarzes Ventil öffnen (in Kabinenhöhen unter 3000 m ist zusätzlich das rote Ventil durch Linksdrehung zu öffnen).

Die Füllmenge einer Flasche deckt den Sauerstoffbedarf eines Menschen in einer undichten Kabine in 6000 m für 8 bis 10 min (in Kabinenhöhen über 5000 m kann bei Notwendigkeit die Sauerstoffabgabe durch Öffnen des roten Ventils erhöht werden, wodurch sich diese Zeit verkürzt).

5.19. Scheibenwischer

Die Scheibenwischer der Sichtscheiben der Piloten werden vom Haupthydrauliknetz versorgt (siehe Abb. 61). Die Einschaltung und Geschwindigkeitsregelung erfolgt mit Hilfe der Drosselventile auf den seitlichen Pulten der Besatzungskabine.

- Anmerkung:
1. Bei voll geöffneten Ventilen muß die Geschwindigkeit 180 bis 200 Doppelhübe in der Minute betragen.
 2. Das Einschalten der Scheibenwischer ist nur bei einer IAS < 350 km/h gestattet.
 3. Für die Bewegung der Wischerblätter auf trockenen Scheiben ist die Kraft der Antriebe zu gering (max. 5 Doppelhübe sind auf trockenen Scheiben zulässig).

5.20. Sanitärzelle

Abb. 71 stellt die Leitungen der Sanitärzelle schematisch dar. Der Wasserbehälter(1) wird von außen (Abb. 51(17))gefüllt (auf richtigen Verschuß des Füllstutzens durch Rechtsdrehung der Überwurfmutter bis zum Anschlag ist zu achten) und hat ein Fassungsvermögen von 25 l. Der Inhalt des Wasserbehälters kann über das Ventil(10) (unter dem Handwaschbecken der Toilette) in den Fäkalienbehälter abgelassen werden. Der Motor der Toilettenpumpe 3MH-104 (Gleichstrom 27 V) ist für Kurzzeitbetrieb ausgelegt (Einschaltdauer 1 min mit 15 min Unterbrechung oder 15 s mit 5 min Unterbrechung).

Zu Abb. 71:

- | | |
|--|---|
| 1 - Wasserbehälter | 14 - Pedal für Waschwasserzuführung |
| 2 - Belüftungsleitung für Behälter | 15 - Außenbordanschlüsse für Toilettenwartung |
| 3 - Überlaufrohr | 16 - Spülwasserstutzen für Filter und Pumpensieb |
| 4 - Zuleitung zu den Waschbecken | 17 - Ablassstutzen |
| 5 - Betankungsleitung für Waschwasser | 18 - Schalter für Toilettenpumpe (zum Spülen des Behälters) |
| 6 - Ablaufrohr im Innern der Betankungsleitung (das Herauslaufen von Wasser aus dieser Leitung zeigt die Füllung des Behälters an). | 19 - Betankungsstutzen für Toilettenflüssigkeit |
| 7 - Toilettenbecken | 20 - Entlüftungsleitung |
| 8 - Handwaschbecken | 21 - Zuleitung von Warmluft zur Heizung der Betankungs- und Ablassstutzen |
| 9 - Ventil für Handwaschbecken (durch Pedal (14) betätigt) | 22 - Außenbordanschluß für Waschwasserbetankung |
| 10 - Ablassventil | 23 - Waschbecken im Bordbuffet |
| 11 - Toilettenpumpe 3MH-104 | 24 - Wasserhahn |
| 12 - Ventil für das Durchspülen des Pumpensiebes und des Filters | 25 - Toilettenfilter |
| 13 - Behälter zum Auffangen von Flüssigkeit, die aus den Stopfbuchsen der Pumpe austritt (zugänglich durch eine Luke im Kabinenfußboden zwischen den Spanten 30 und 31). | 26 - Ventil zum Verschuß der Betankungsleitung nach dem Füllen |

1. Änderung, BB-An 24-4/85

Gerd Ritter
Schwalbenweg 10
D-12526 Berlin
Tel./Fax. +49-(30)-672 19 09

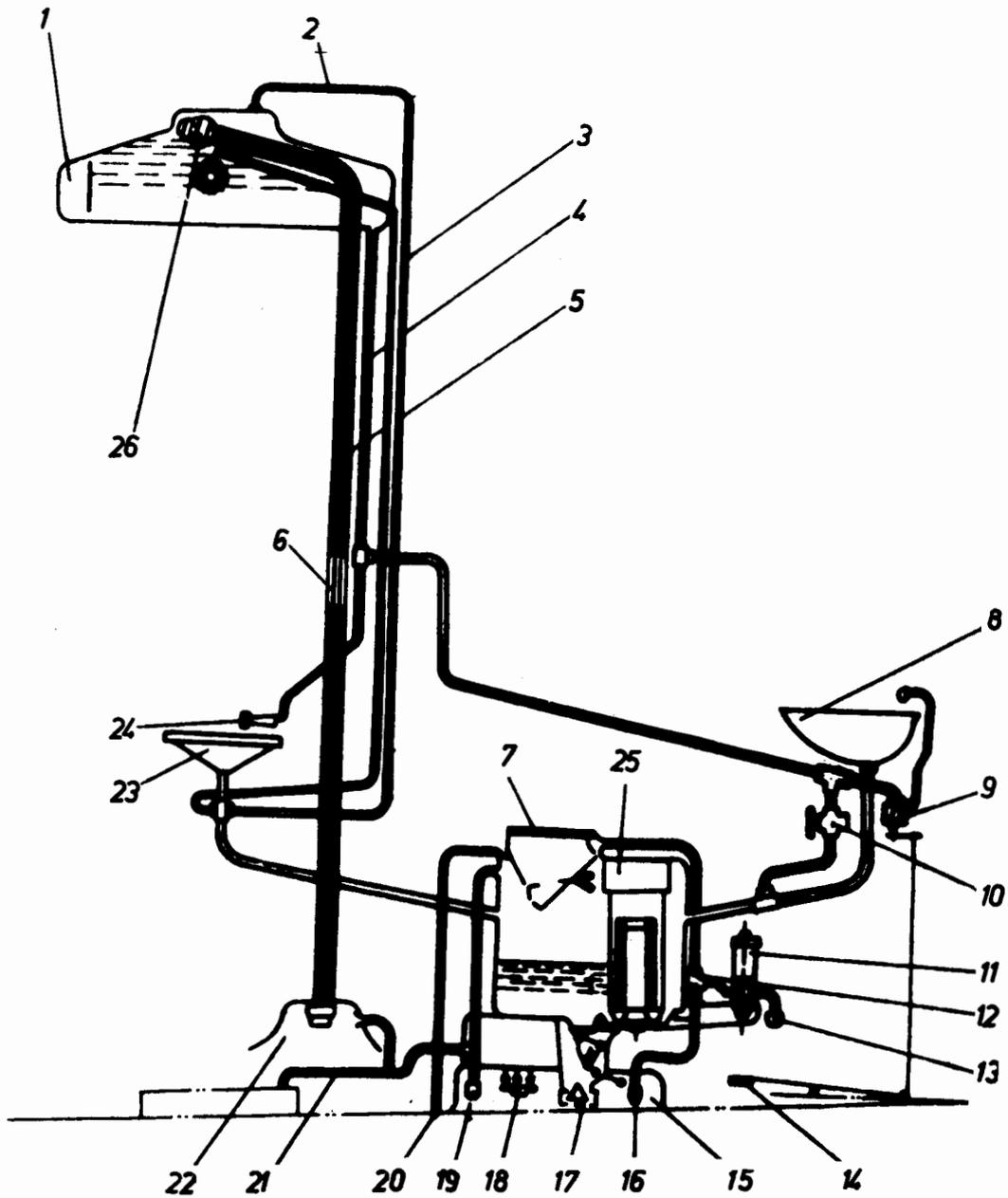


Abb. 71 Sanitärzelle (schematisch)

6. Anhang

6.
6.1.
6.2.

6.1. Verwendbarkeit von Kraft- und Betriebsstoffen

1. Der Betrieb des Flugzeuges mit den folgenden Kraftstoffsorten oder deren Gemischen ist zulässig:

1	T-1 TC-1	UdSSR, DDR
2	Avtur-50 Avtur-650	
3	Typ-1 Typ A-1	
4	ATK ATF ETF	
5	JP-5 JP-1	
6	PL-4	CSSR

2. Die folgenden Schmierstoffgemische sind zulässig:

Gemisch aus		
1	75 % MK-8 und 25 % MS-20 (20 ATU-22p.2)	
2	75 % Turbooil-3 und 25 % Oil 100 oder W 100	England
3	75 % Turbooil-3 und 25 % Oil 100	Frankreich
4	75 % Oil 1010 und 25 % Oil 1100	USA

3. Die Verwendung von folgenden Sorten Hydraulikflüssigkeit ist zulässig:

1	AMF-10 (ГОСТ-6794-53)	
2	Aeroshell-fluid-4, das außerdem unter nachstehenden Bezeichnungen angeboten wird:	
	DTD-585	England
	FHS-1	Frankreich
	MIL-H-5606A	USA

6.2. Pflichtkontrollen der Besatzung vor der Inbetriebnahme des Flugzeuges

Nachdem alle Besatzungsmitglieder die vorgeschriebene Vorflugkontrolle (nach 2.2.) durchgeführt haben, ist die Startbereitschaft durch Verlesen einer Kontrollkarte zu überprüfen. Diese Karte muß die folgenden Überprüfungen und Anleitungen enthalten:

Vor dem Anlassen und Rollen:

1. Ausreichender Vorrat an Hydraulikflüssigkeit, Kraftstoff, Schmierstoff und Sauerstoff
2. Vorbereitung der Wassereinspritzung
3. Reinigung des Flugzeuges von Schnee, Eis und Reif (einschließlich Überprüfung der Landeklappenspalte).
4. Überprüfung des Einstellwinkels der Luftschrauben und der Leichtgängigkeit der Triebwerksrotoren
5. Überprüfung der Einschaltung aller Sicherungsautomaten, der *MM* - Geräte und der Positionslichter.
6. Stellung der Drosselhebel auf 0° *VIPT*
7. Überprüfung der Bordakkumulatoren
8. Überprüfung der Neutralstellung des Notschienenumschalters
9. Überprüfung der Außenbordstromquellen
10. Überprüfung der Funktionstüchtigkeit des Feuerlöschsystems
11. Überprüfung der Schalterstellung der Ölkühlerklappen (Stellung Automat)
12. Überprüfung der Schalter "Anlassen in der Luft" (Stellung aus)
13. Einschalten des Umformers *HO-750* und Prüfung des Umschalters (Stellung Luft)

14. Einschalten der UKW-Stationen
15. Prüfung des Druckes im Hydrauliksystem
16. Einschaltung der Standbremse
17. Luftentnahmeventile (Stellung geschlossen)
18. Schalterstellung der Generatorenschalter (Stellung aus)
19. Schalter des Anschlages der Luftschrauben (Stellung "vom Anschlag")
20. Öffnung der Stoppventile der Triebwerke
21. Stellung der Brandhähne der Triebwerke und des TF-16 (Stellung geöffnet)
22. Arbeit der Kraftstoffförderpumpen (Drucksignalisation prüfen)
23. Überprüfung der Signalisation der Türen und Luken
24. Verbindungsventil der Hydraulikanlage und Fahrwerksrücklaufventil auf geschlossene Stellung prüfen
25. Fahrwerkssignalisation prüfen
26. Höhenmessereinstellung überprüfen
27. Borduhr überprüfen
28. Neutralstellung der Trimmer prüfen
29. Speiseschalter des TF-16 einschalten
30. Nach Anlassen und Warmlaufen des TF-16 den Generator FC-24 prüfen und an das Bordnetz schalten
31. Außenbordstromquelle abnehmen lassen
32. IPT-System und Anlage MB-41 einschalten
33. Schalterstellung "Boden" und "Anlassen" in der Anlaßtafel einstellen
34. Wahlschalter auf das anzulassende Triebwerk stellen, Anlaßknopf und Stoppuhr drücken
35. Gleichstromgeneratoren prüfen und an das Bordnetz schalten; Umschalter der Gleichstromnotschiene in die Stellung "Automat" bringen, FC-24 abschalten und TF-16 abstellen.
36. Wechselstromgeneratoren prüfen und an das Bordnetz legen
37. Umformer ПТ-1000II einschalten und prüfen
38. Speiseschalter des TF-16 ausschalten
Triebwerksumschalter in die Stellung "Luft" und "Neutral" bringen
Deckel der Anlaßtafel schließen
39. Brandhahn des TF-16 schließen
40. Kraftstoffsystem einschalten
41. Folgende Geräte einschalten:
Scheibenheizung, СДУ, ИГБ, ЗУП, АПД, Entbremsautomaten,
Drehkennleuchten, Vorrats- und Durchlaufmengenmesser der Kraftstoffanlage sowie Kraftstoffentnahmeautomatik, Kurssystem, Luftschraubenheizung
42. Einschaltung der Navigationsanlagen (Heizung der Radaranlage, VOR-Stationen, Radiokompasse, СП-50-Empfänger)
43. Ruderarretierung lösen und Ruderfreiheit prüfen
44. Leuchtschrift (Anschnallen) einschalten

Unmittelbar vor dem Start ist zu überprüfen:

1. Einschaltung der Enteisungsanlagen des Triebwerkes und der Staurohre
2. Luftentnahme für Druckbelüftung und Enteisung geschlossen
3. Landeklappenstellung prüfen
4. Höhentrimmer einstellen
5. Kompaßanlage abstimmen und mit Startkurs überprüfen
6. Bugradlenkung in die Stellung "Start-Landung" bringen
7. Schalterstellung "auf Anschlag" einstellen

Unmittelbar vor der Landung ist zu überprüfen:

1. Einstellung der Höhenmesser
2. Stellung der Landescheinwerfer
3. Stellung der Landeklappen
4. Stellung des Fahrwerkes
5. Einstellung der Durchgangssperre an den Drosselhebeln auf die Bodentemperatur des Landehafens
6. Schließen der Luftentnahmeventile für Druckbelüftung und Enteisung
7. Abschaltung der Hochspannung der Radaranlage
8. Stellung des Schalters der Bugradlenkung auf "Start-Landung"
9. Prüfung des Hydraulikdruckes
10. Prüfung der Bremsmanometer auf Nullanzeige
11. Leuchtschrift ("Anschlallen") ein.

6.3. Verzeichnis der Verbraucher der Notschienen der Gleich- und der Wechselstromanlage

6.3.1. Gleichstrom-Notschienen-Verbraucher

- Stoppventile der Triebwerke
- Speisung des Umformers ПО -750
- Zuschaltung des Umformers ПО -750
- Erregung der Wechselstromgeneratoren ГО -16
- Zuschaltung der Wechselstromgeneratoren ГО -16
- Brandhähne der Triebwerke
- Brandhahn des ТГ -16
- Höhensignalisator BC-46
- Signalisation Landeklappe
- Signalisation Fahrwerk
- Notauslösung Signalkraketen
- Bugradsteuerung
- Landklappenbetätigung
- Eigenverständigungsanlage СПЧ -7
- UKW-Station Nr. 1
- ARK Nr. 1
- Dreizeigerinstrumente der Triebwerke
- Dosierungsautomaten АИТ -24 М
- Feuerlöschanlage
- Heizung der Staurohre
- Antrieb МП -5 für Enteisung des Höhenleitwerks
- Notablaß Kabinendruck
- Zwischenanschlag der Luftschrauben
- Anlaßsystem des ТГ-16
- Dienstbeleuchtung der Kabine
- Eingangsbeleuchtung
- Notbeleuchtung Bordinstrumente
- Beleuchtung der Besatzungskabine
- Schreiber КЗ -63
- Wendezeiger ЭУ П-53
- Umformer ПТ -125 II
- Korrekturabschalter BK-53 ПИ
- Künstlicher Horizont АГП -1 links
- Signalisation "Druck in der Leitung kleiner Steigung"

6.3.2. Wechselstrom (115 V, 400 Hz)

Notschienen - Verbraucher

- UKW-Station Nr. 1
- Funkhöhenmesser PB-YM
- ARK Nr. 1
- Dosierungsautomaten АДТ -24 М
- Induktive Druckmeßinstrumente (ДИМ - Geräte)
für Druck im Haupt-, Not-, Brems hydrauliksystem
und im System ИКМ .
- Dreizeigerinstrumente der Triebwerke
- Vibrator des Fußhöhenmessers KAA-1603

Abkürzungen:

- K Entscheidungen, die vom Kommandanten zu treffen bzw. auszuführen sind
2. P. Tätigkeiten des 2. Piloten
- LP Tätigkeiten, die vom linken Piloten auszuführen sind
- RP Tätigkeiten, die vom rechten Piloten auszuführen sind
- NAV Tätigkeiten, die vom Navigator auszuführen sind
- BI Tätigkeiten, die vom Bordingenieur auszuführen sind
- S Tätigkeiten, die von den Stewardessen auszuführen sind
- Bes. Tätigkeiten der gesamten Besatzung

Vor dem Anlassen

- Sicherheitskontrolle	durchgeführt	Bes.
- Cockpittür	verriegelt	BI
- Tableau	ein	RP
- Flugauftrag, Pässe, Zulassung	an Bord	Bes.
- Navigationsunterlagen	an Bord	Bes.
- Sonderausrüstung	an Bord	BI
- Betriebsstoffe (Wasser)	vorhanden	BI
- Sicherungsautomaten, DIM-Geräte	ein	BI
- STG und GO	aus	BI
- PO-750	ein	BI
- PO-Umschalter	auf „Luft“	BI
- UKW, SPU	ein	BI
- Feuerlöschanlage	betriebsbereit	BI
- Brandhähne	offen	BI
- Kraftstoffpumpen	ein	BI
- Ölkühlerklappen (nach Außentemperatur)	„Automat“ „offen“	BI
- Luftschrauben	„vom Anschlag“	BI
- UPRT	0°	BI
- Stoppventile	offen	BI
- Hydraulikdruck	geprüft	LP
- Standbremse	unter Druck	LP
- PRT-System	ein	LP
- Anlassen TG-16	vorbereitet	LP
- Anlassen AI-24	vorbereitet	LP
- Türen und Luken	geschlossen	LP
- Schlüssel, Stifte der Notausstiege	an Bord	BI
- Beladung und Passagierzahl	geprüft	RP
- Bord- und Außenbordspannung	geprüft	BI

Nach dem Anlassen

- STG	ein	BI
- Hauptschalter	auf „Bord“	BI
- Schalter der Notschiene	„Automat“	BI
- GS-24	aus	BI
- TG-16	abgestellt	LP
- Außenbordstecker abziehen lassen		LP
- GO	am Netz	BI
- PT-1000 Z	ein	BI
- Kraftstoffsysteme	ein	BI
- Entbremsautomat und Geräte	ein	Bes.
- Navigationsanlagen	ein	BI
- Schalterstellung Anlaßtafel	geprüft	LP
- Ruder	frei	LP

An der Vorstartlinie

- Landeklappen°	BI
- Trimmer	Startstellung	BI
- Höhenmesser	geprüft	LP / RP
- Kabine	hermetisch	BI
- Enteisungsanlagen (nach Wetterlage)	geprüft	RP
- Kraftstoffvorrat t	K
- Besatzung	angeschnallt	Bes.

An der Startlinie

- Bugradlenkung	„Start-Landung“	LP
- Kurssystem	abgestimmt	RP
- Luftschraube	„auf Anschlag“	BI
- Ruder	frei	LP
- V ₁ km/h	RP

Vor der Landung

- Tableau	ein	RP
- 2077	eingestellt	RP
- Enteisungsanlagen (nach Wetterlage)	geprüft	RP
- QFE, QNH	eingestellt	LP / RP
- Funkhöhenmesser	ein	LP
- Radar	auf „Heizung“	BI
- Navigationsanlagen	geprüft	RP
- Fahrwerk	ausgefahren	BI
- Landeklappen°	BI
- Bugradlenkung	„Start Landung“	LP
- Bremsanlage	geprüft	BI
- Luftentnahme	geschlossen	RP

2. Außenlandung / Notwasserung

Brand / Notsinken



Außenlandung (nur mit eingefahrenem Fahrwerk)

- | | |
|---|-----|
| 1. Tableau ein | RP |
| 2. Stewardess informieren | RP |
| 3. Verbindungstüren öffnen und sichern | BI |
| 4. Notmeldung absetzen | B |
| 5. Unter 3000 m Luftentnahme schließen | RP |
| 6. Schalter „Notablaß Kabinendruck“ betätigen | KBI |
| 7. Rote Leuchtkugeln auslösen | KRP |
| 8. Notausstiege und Luken öffnen | KBI |
| 9. Landeklappen auf 38° ausfahren | KBI |
| 10. Vor dem Aufsetzen | |
| – UPRT auf 0° | |
| – Stoppventile und Brandhähne schließen | |
| – Mittels der vier Knopflampen alle Feuerlöschventile öffnen
und die zweite Reihe der Feuerlöscher sowie die Trieb-
werksinnenlöschung auslösen | KBI |
| 11. Nach dem Stillstand des Flugzeuges Bordnetz ausschalten | BI |

Bemerkung: Nachts in einer Höhe unter 200 m alle Leuchtmittel einsetzen!

Notwasserung (nur mit eingefahrenem Fahrwerk)

- | | |
|--|----------|
| 1. Tableau ein | RP |
| 2. Stewardess informieren | RP |
| 3. Verbindungstüren öffnen und sichern | BI |
| 4. Notmeldung absetzen | B |
| 5. Schwimmwesten anlegen | Bes. |
| 6. Landeklappen auf 38° ausfahren | KBI |
| 7. Während des Abfangens hydraulische Segelstellung auslösen | KBI |
| 8. Das Aufsetzen soll mit minimaler Geschwindigkeit bei einer
Vertikalgeschwindigkeit ≤ 1 m/s und einem Längsneigungs-
winkel von 5–8° erfolgen | P |
| 9. Nach dem Wassern Kabinendruck durch die Cockpitfenster ablassen | K/LP/ RP |
| 10. Türen und Luken entsprechend der Lage des Flugzeuges öffnen | KBI |

ACHTUNG! Schalter „Notablaß Kabinendruck“ NICHT betätigen!

Bemerkung: Nachts in einer Höhe unter 200 m alle Leuchtmittel einsetzen!



Brand in den Triebwerken, Triebwerksgondeln und Tragflächen

- | | |
|--|-----|
| 1. Sinken und Anflug eines nahen geeigneten Flughafens | P |
| 2. Meldung absetzen | B |
| 3. Löschvorgang kontrollieren | BI |
| 4. KFL-37 drücken | KBI |
| 5. Brandhahn schließen | BI |
| 6. Generatoren abschalten | BI |
| 7. Triebwerksinnenlöschung auslösen | BI |
| 8. hydraulische Segelstellung auslösen | BI |
| 9. Luftentnahme schließen | RP |
| 10. Stoppventil schließen | BI |
| 11. UPRT auf 0° | BI |
| 12. Löschung des Brandes kontrollieren und an den Kdt. melden | BI |
| Wenn Brand nicht gelöscht | |
| 13. Zweite Gruppe der Feuerlöscher auslösen | KBI |
| 14. Nach 15 s Löschung kontrollieren | BI |
| Wenn Brand nicht gelöscht | |
| 15. Notsinken | P |
| 16. Landung auf einem naheliegenden Flugplatz oder Außenlandung (2.) | P |

ACHTUNG! – Bei Triebwerksinnenbrand entfällt der Punkt 3
 – Bei Triebwerksinnenbrand – Gondellöschung nur
 nach Notwendigkeit und auf Weisung des Kdt.

Kabinenbrand

- | | |
|---|--------|
| 1. Bei Rauch- oder Brandgeruch – Sauerstoff benutzen | K |
| 2. Brandbekämpfung mittels Handfeuerlöscher OY-2 | BI / S |
| 3. Anflug eines nahen geeigneten Flughafens | P |
| Wenn Brand nicht gelöscht | |
| 4. Notsinken | P |
| 5. Landung auf einem naheliegenden Flugplatz oder Außenlandung (2.) | P |

Notsinken

- | | |
|--|-----|
| 1. Drosselhebel auf 0° UPRT | KBI |
| 2. Sinkflug einleiten, CAS _{max} = 540 km/h | P |
| 3. Notmeldung absetzen | B |

ACHTUNG! Bei Brand an Bord ist das Notsinken nur bis auf 2000 m Höhe erlaubt. Das weitere Sinken erfolgt mit Luftleerlauf der Triebwerke.

Abstellen eines Triebwerkes im Fluge

Gründe für das Abstellen eines Triebwerkes

- Aufleuchten einer roten Warnlampe „Luftschraube vom Anschlag gelöst“
- Aufleuchten einer grünen Lampe „Rückführung aus Segelstellung“
ACHTUNG! In diesem Falle ist die Luftschraube hydraulisch in Segelstellung zu fahren!
- Abfall des Schmierstoffdruckes unter 3,5 kp/cm²
- Anzeichen einer Funktionsstörung eines Triebwerkes
- Brand in den Triebwerks gondeln oder im Inneren eines Triebwerkes
- zu Trainingszwecken

Durchführung

- | | |
|--|-----|
| 1. Luftleerlauf einstellen | KBI |
| 2. KFL-37 für 2–3 s drücken | KBI |
| 3. Brandhahn schließen | BI |
| 4. hydraulische Segelstellung auslösen | BI |
| 5. Stoppventil schließen | BI |
| 6. Generatoren abschalten | BI |
| 7. Luftentnahme schließen | RP |

Flug mit einem abgestellten Triebwerk

- Es ist ein naher geeigneter Flughafen anzufliegen
- minimal zulässige IAS = 250–260 km/h
- maximal zulässige Querneigung = 15°
- Es ist auf eine gleichmäßige Kraftstoffentnahme zu achten!
- Bei der Enteisung der Tragflächen- und Leitwerksnasen ist die Luftentnahme für die Kabine auf zwei Einheiten zu verringern!
 Unterhalb 3000 m kann für die Dauer der Enteisung die Druckbelüftung ganz eingestellt werden.

Landeanflug und Landung mit einem abgestellten Triebwerk

- | | |
|---|---------|
| 1. 4. Kurve in Verfahrenshöhe mit IAS = 260–300 km/h | P |
| 2. Auf der Landegeraden Fahrwerk und Landeklappen 15° | KBI |
| 3. IAS im Landeanflug 240 km/h | P |
| 4. Abfangpunkt näher als sonst an die Landebahnschwelle | P |
| 5. Wenn der Kommandant von der Landeberechnung überzeugt ist, kann die Landeklappen in einer Entfernung ≤ 1000 m von der Landebahnschwelle auf 38° ausgefahren werden und der Landeanflug mit einer IAS = 210–220 km/h fortgesetzt werden | KBI / P |
| 6. IAS bei Abfangbeginn nicht unter 210 km/h | P |
| 7. Landung wie unter normalen Bedingungen | P |

Durchstarten mit einem abgestellten Triebwerk

Bedingungen

- Luftschraube des abgestellten Triebwerkes in Segelstellung
- Landeklappen ≤ 15°
- IAS ≥ 220–240 km/h
- kritische Höhe für den Abbruch des Landeanfluges = 50–70 m

Durchführung

- | | |
|--|-----|
| 1. Startleistung einstellen | KBI |
| 2. Fluglage durch Seitenruder und Querlage zur Seite des arbeitenden Triebwerkes sichern | P |
| 3. Fahrwerk unverzüglich einfahren | KBI |
| 4. IAS = 230–240 km/h | P |
| 5. Landeklappen in mind. 50 m Höhe stufenweise einfahren | KBI |

3.1. Autorotation Landung mit eingefahrener Landeklappe

Einmotorenflug 

Autorotation

- | | |
|---|---------|
| 1. Startleistung einstellen | KBI |
| 2. IAS = 250–260 km/h auf Kosten der Höhe halten | P |
| 3. Querneigung von 5–10° zur Seite des arbeitenden Triebwerkes | P |
| 4. Luftschraube vom Anschlag lösen | KBI |
| 5. Fluglage sichern! | P |
| 6. Stoppventil schließen | BI |
| 7. bei $n = 19\text{--}20\%$ Schalter „auf Anschlag“ | KBI |
| 8. Flug mit minimaler Vertikalgeschwindigkeit bei IAS = 250–260 km/h
und 6–8 Querneigung zur Seite des arbeiten-
den Triebwerkes fortsetzen | P |
| 9. Anflug eines naheliegenden Flugplatzes oder Außenlandung (2.) | P |
| 10. Einflug in die Landegerade in 800–1000 m Höhe und einer
Entfernung von 8–9 km | P |
| 11. Fahrwerk ausfahren und Gleitflug mit Nominal- oder Start-
leistung fortsetzen | KBI / P |
| 12. Bei richtiger Landeberechnung kann die Landeklappe in einer
Entfernung ≤ 1000 m von der Landebahnschwelle auf 15°
ausgefahren werden | KBI |
| 13. IAS mit Landeklappe 15° = 220–240 km/h | P |
| 14. Landung durchführen | P |

Landung mit eingefahrener Landeklappe

- | | |
|--|----|
| – Landeanflug mit IAS = 240–260 km/h | P |
| – Abfangpunkt näher als sonst an die Landebahnschwelle | P |
| – unter $H = 100$ m Längsneigungswinkel ansagen | BI |
| – Aufsetzgeschwindigkeit = 220–240 km/h | P |
| – Bugrad vorsichtig herablassen | P |

4. Anlassen eines Triebwerkes im Fluge

Ausfall PRT
Versagen der Druckregelung



Anlassen eines Triebwerkes im Fluge

Bedingungen

- IAS = 260–300 km/h
- Höhe \leq 6000 m
- Luftschraube muß sich langsam drehen
- Triebwerkseinlauf und Luftschaubenblätter eisfrei
- Schmierstofftemperatur \geq +25 °C

Vorbereitung

- Anlaßschalter Stellung „Luft“
- STG und GO aus
- Schalter der Notschiene „neutral“
- PO-750 ein
- Brandhahn auf
- Kraftstoffpumpen ein
- Luftschraube „auf Anschlag“
- UPRT auf 0°
- Stoppventil auf
- hydraulische Segelstellung normal
- Luftentnahme geschlossen

Anlassen

1. Schalter „Anlassen in der Luft“ ein KBI
2. Nach 3–4 s Luftschraube aus Segelstellung bis $n = 15\text{--}20\%$ BI
3. Wenn Abgastemperatur ansteigt – Schalter „Anlassen in der Luft“ aus BI
4. Luftschraube aus Segelstellung bis $n = 60\text{--}65\%$ BI
5. bei $n = 100\%$ ~~UPRT~~ auf Luftleerlauf BI

Anlassen unterbrechen

- $n = 15\text{--}20\%$ – Abgastemperatur steigt nicht an
 - Abgastemperatur übersteigt 700 °C
 - Drehzahl bleibt hängen
 - Drehzahl übersteigt 110 %
 - Nach 1 min Arbeitsdrehzahl – Schmierstoffdruck \leq 3 kp/cm²
1. KFL-37 drücken BI
 2. Stoppventil schließen BI
 3. Schalter „Anlassen in der Luft“ ausschalten BI

4.1. Ausfall PRT Versagen der Druckregelung

Anlassen eines Triebwerkes im Fluge 

Ausfall PRT

System spricht nicht an

- | | |
|---|----|
| 1. Sicherungen überprüfen (AS'S- und Funkertafel) | BI |
| 2. defekte Anlage ausschalten | LP |
| 3. auf Handregelung übergehen | BI |

die rote Warnlampe leuchtet auf

wenn nach 20 s die rote Warnlampe nicht selbständig verlischt:

- | | |
|---|-----|
| 1. Triebwerksleistung reduzieren | KBI |
| 2. durch mehrmaliges Aus- und Einschalten versuchen, die Blockierung zu lösen | KLP |

Wenn die Blockierung nicht gelöst werden kann

- | | |
|---|-------------|
| 3. PRT ausschalten und auf Handregelung übergehen | K / LP / BI |
|---|-------------|

ACHTUNG! Bei Blockierung beider Rückfördereinrichtungen das Lösen nicht gleichzeitig versuchen!

Schwankungen der Triebwerks-Parameter bei arbeitender Rückfördereinrichtung

- | | |
|--|-----|
| 1. Triebwerksleistung reduzieren | KBI |
| ACHTUNG! Bei $UPRT > 35^\circ$ darf die Drehmomentanzeige 10 kp/cm^2 nicht unterschreiten! | |
| 2. PRT ausschalten | KLP |
| 3. symmetrische Arbeit der Triebwerke wiederherstellen | KBI |

ACHTUNG! Am Boden kann bei $0^\circ UPRT$ die Drehzahl unter n_{Leerlauf} absinken.
In diesem Falle ist das Triebwerk durch Schließen des Stoppventils abzustellen.

Versagen der Druckregelung

plötzlicher Druckabfall

- | | |
|--|----|
| - Notsinken (2.1) auf $H < 4000 \text{ m}$ | KP |
|--|----|

Rauch- oder Brandgeruch

- | | |
|---|----|
| - Sauerstoff benutzen | LP |
| - Luftentnahme schließen | RP |
| - Sinken auf $H < 4000 \text{ m}$ | P |

Differenzdruck $> 0,345 \text{ kp/cm}^2$ oder Beschädigung der Kabine

- | | |
|--|-----|
| 1. Notablaß betätigen | KBI |
| 2. Luftentnahme schließen | RP |
| 3. Sinken auf $H < 4000 \text{ m}$ | P |

5. Fahrwerksschwierigkeiten

Ausfall von Kraftstoffpumpen 

Ausgefahrene Stellung wird nicht angezeigt

- | | |
|--|----|
| 1. Signalisation prüfen | BI |
| Defekte Glühlampen vor der Landung auswechseln | |
| Ist die Signalisation in Ordnung | |
| 2. Ausfahren mehrfach wiederholen | BI |
| 3. sich von der ausgefahrenen Stellung des Fahrwerkes an Hand
der roten Markierungen überzeugen
(Kabinenfenster, Bodenluke im Cockpit) | BI |
| 4. Hydraulikdruck prüfen (130–150 kp/cm ²) | BI |
| 5. Fahrwerksschalter in Stellung „Ausfahren“ | BI |
| 6. normale Landung durchführen | P |

Ausfall der elektrischen Fernbedienung

- | | |
|--|-----|
| 1. Fahrwerk durch Ziehen des Knebels „Kran Schassi“
(Spant 20/21) ausfahren | KBI |
| 2. sich von der ausgefahrenen Stellung überzeugen | BI |

Ausfall der Hydraulikanlage

- | | |
|--|-----|
| 1. IAS = 320 km/h einnehmen | P |
| 2. AS'R-6 des Fahrwerkssystems ausschalten (IV/15) | BI |
| 3. Rücklaufventil am Zentralpult öffnen | BI |
| 4. Hebel „UPR. Schassi“ (Spant 17) bis zum Anschlag nach unten
ziehen | KBI |
| 5. sich von der ausgefahrenen Stellung überzeugen | BI |

Bugfahrwerk fährt nicht aus

- | | |
|--|-----|
| 1. Hauptfahrwerke ausfahren | KBI |
| 2. hintere Schwerpunktlage schaffen | KBI |
| 3. Landung auf einer Rasenfläche | P |
| – Aufsetzen mit großem Längsneigungswinkel | |
| – Nach dem Aufsetzen nicht bremsen und möglichst lange
versuchen das Herabfallen des Bugs zu verhindern | |
| – Während des Ausrollens – Drosselhebel auf 0° UPRT,
Luftschrauben vom Anschlag lösen, Brandhähne und
Stoppventile schließen | |

Hauptfahrwerke fahren nicht aus

- | | |
|--|---|
| – Landung mit eingefahrenem Fahrwerk auf einer geeigneten
Fläche entsprechend einer Außenlandung (2.) | P |
| Wenn ein Hauptfahrwerk nicht wieder einfährt | |
| – Bugfahrwerk ausfahren – vordere Schwerpunktlage schaffen –
Landung auf einer geeigneten Fläche | P |
| Wenn das Bugfahrwerk nicht wieder einfährt | |
| – Landung auf einer geeigneten Fläche mit großem Längs-
neigungswinkel | P |

5.1. Ausfall von Kraftstoffpumpen

Fahrwerksschwierigkeiten 

Ausfall einer EZN

1. von „Automat“ auf „Hand“ umschalten und nach Entleerung des Integralbehälters ausschalten
2. bei völligem Versagen und einem Vorrat im Behälter

- | > 100 kg | < 100 kg |
|--|--|
| <ul style="list-style-type: none">- Pumpen 463 dieser Seite ausschalten- Kraftstoff des Integralbehälters durch Eigengefälle verbrauchen- danach Pumpen 463 wieder einschalten | <ul style="list-style-type: none">- Verbindungsventil bis zur völligen Entleerung des Integralbehälters öffnen |

ACHTUNG! Bei plötzlich schwankenden Triebwerks-Parametern Pumpen 463 sofort wieder einschalten und einen nahen geeigneten Flughafen anfliegen!

Ausfall einer Pumpe 463

- Nach völliger Entleerung des Integralbehälters Verbindungsventil öffnen

Ausfall beider Pumpen 463

1. ausgefallene Pumpen 463 ausschalten
2. Nach völliger Entleerung des Integralbehälters EZN ausschalten und Verbindungsventil öffnen (nicht später als bei 270 kg im Behälter mit den ausgefallenen Pumpen!)

ACHTUNG! Nicht ausfliegbare Restmenge 240 kg!

Ausfall aller Pumpen 463

- einen nahen geeigneten Flughafen anfliegen
- ACHTUNG!** Nicht ausfliegbare Restmenge 480 kg!

Flug mit stromlosen Pumpen

- Versorgung der Triebwerke durch Eigengefälle bis $H = 6000$ m
- einen nahen geeigneten Flughafen anfliegen
- scharfe Änderungen der Fluglage und Triebwerks-Leistung vermeiden

ACHTUNG! Nicht ausfliegbare Restmenge 480 kg!

Flug mit minimalem Kraftstoffvorrat

- beim Landeanflug Verbindungsventil öffnen und EZN einschalten