

NATIONALE VOLKSARMEE
Luftstreitkräfte und Luftverteidigung

A 101/1/207

Flugzeug An-26

Betrieb und Steuertechnik

1986

Inhaltsverzeichnis

	Seite		Seite
	1	3.4.	3/10
1. Übersichts- und Einführungsteil	1/1	Extremes Sinken, Notabsprung, Notlandung und sofortiges Verlassen des Flugzeugs	3/10
1.1. Charakteristik, technische Angaben und Betriebsbegrenzungen des Flugzeugs	1/1	3.4.1. Extremes Sinken	3/10
1.1.1. Charakteristik	1/1	3.4.2. Notabsprung	3/10
1.2. Abmessungen	1/1	3.4.3. Notlandung und sofortiges Verlassen des Flugzeugs	3/10
2. Betriebsbegrenzungen	2/1	3.4.4. Notwassern	3/11
3. Besondere Fälle	3/1	3.5. Flüge bei Turbulenz	3/11
3.1. Ausfall eines Triebwerks AI-24	3/1	3.6. Landung bei asymmetrischem Schub der mit Leerlauf-Luft arbeitenden Triebwerke	3/12
3.1.1. Kennzeichen für den Ausfall eines Triebwerks AI-24 während des Fluges	3/1	3.7. Ausfall von zwei Triebwerken AI-24 während des Fluges	3/13
3.1.2. Ausfall eines Triebwerks AI-24 beim Start	3/1	3.7.1. Allgemeine Festlegungen	3/13
3.1.3. Ausfall eines Triebwerks AI-24 bei einer Geschwindigkeit unter der Entscheidungsgeschwindig- keit v_1	3/1	3.7.2. Landung mit zwei ausgefallenen Triebwerken AI-24	3/13
3.1.4. Ausfall eines Triebwerks AI-24 bei einer Geschwindigkeit über der Entscheidungsgeschwindig- keit v_1	3/1	4. Vorbereitung und Durchführung der Flüge	4/1
3.1.5. Ausfall des Hilfstriebwerks RU19A-300 beim Start	3/2	4.1. Startvorbereitung	4/1
3.1.6. Ausfall eines Triebwerks AI-24 im Steigflug	3/2	4.1.1. Allgemeine Festlegungen	4/1
3.1.7. Ausfall eines Triebwerks AI-24 im Fluge	3/2	4.1.2. Übernahme und Kontrolle des Flugzeugs durch die Besatzungsmitglieder	4/1
3.1.8. Landung mit einem abgestellten Triebwerk	3/3	4.2. Vorbereitung zum Rollen und Rollen	4/5
3.1.9. Übergang in die zweite Platz- runde mit einem arbeitenden Triebwerk AI-24 und Segelstel- lung der Luftschraube des ausgefallenen Triebwerks	3/4	4.2.1. Vorbereitung	4/5
3.1.10. Abstellen und Anlassen der Triebwerke AI-24 im Fluge	3/5	4.2.2. Rollen	4/6
3.2. Landung mit defektem Fahrwerk und mit eingefahrenen Lande- klappen, Flug und Landung mit geöffneter Ladeluke	3/6	4.2.3. Handlungen an der Vorstartlinie	4/6
3.2.1. Landung mit defektem Fahrwerk	3/6	4.2.4. Handlungen an der Startlinie	4/7
3.2.2. Landung mit eingefahrenen, Landeclappen	3/7	4.3. Start	4/7
3.2.3. Flug und Landung mit geöffneter Ladeluke	3/7	4.3.1. Normalstart	4/7
3.3. Brand in der Luft	3/8	4.3.2. Start bei Seitenwind	4/8
3.3.1. Allgemeine Festlegungen	3/8	4.3.3. Start mit höchstzulässiger vorderer und hinterer Schwerpunktlage	4/8
3.3.2. Brand in den Gondeln der Triebwerke AI-24	3/8	4.4. Steigflug	4/9
3.3.3. Brand im Raum des Hilfstrieb- werks RU19A-300	3/8	4.5. Horizontalflug	4/10
3.3.4. Brand im Triebwerk AI-24	3/9	4.6. Gleitflug	4/12
3.3.5. Brand in den Tragflügeln	3/9	4.7. Flug in der Platzrunde	4/12
3.3.6. Brand in der Kabine	3/9	4.8. Landung	4/13
		4.8.1. Normallandung	4/13
		4.8.2. Landung bei Seitenwind	4/14
		4.8.3. Landung mit höchstzulässiger vorderer und hinterer Schwerpunktlage	4/14
		4.8.4. Übergang in die zweite Platzrunde	4/15
		4.8.5. Rollen zum Abstellplatz	4/15

	Seite		Seite
4.9. Besonderheiten beim Starten und Landen auf unbefestigten und verschneiten Start- und Landebahnen	4/15	5.3. Abhängigkeit der Masse des Flugzeugs von der Höhe des Flugplatzes und der Lufttemperatur beim Start	5/8
4.9.1. Allgemeine Festlegungen	4/15	5.4. Steigfluggradienten	5/8
4.9.2. Rollen	4/15	5.5. Länge der Startbahn	5/14
4.9.3. Start	4/16	5.5.1. Länge der Startbahn beim Ausfall eines Triebwerks	5/14
4.9.4. Landung	4/16	5.5.2. Länge der Startbahn bei arbeitenden Triebwerken AI-24WT und arbeitendem Hilfstriebwerk RU19A-300	5/22
4.10. Nachtflüge	4/17	5.6. Reine Startflugbahn	5/22
4.11. Flüge unter schwierigen Wetterbedingungen	4/17	5.6.1. Nutzung der Diagramme und Begriffsbestimmungen	5/22
4.11.1. Allgemeine Festlegungen	4/17	5.6.2. Einfluß der Kurven	5/32
4.11.2. Landeanflug und Landeberechnung nach dem Landeverfahren "großes Rechteck"	4/17	5.7. Kenngrößen für den Streckenflug	5/32
4.11.3. Landeanflug und Landeberechnung mit Nutzung der Anlagen KURS-MP-2 und PRIWOD-ANA-1	4/18	5.8. Landegeschwindigkeit und Länge der Ausrollstrecke	5/37
4.12. Flüge bei Vereisung	4/20	5.9. Begrenzung der Landemasse in Abhängigkeit von der Höhe des Flugplatzes und der Lufttemperatur	5/37
4.12.1. Allgemeine Festlegungen	4/20	5.10. Gradienten des Steigfluges beim Übergang in die zweite Platzrunde	5/37
4.12.2. Start und Steigflug	4/21	5.11. Länge der Landebahn	5/47
4.12.3. Flug in der Staffelungshöhe und Sinkflug	4/22	5.12. Berechnen der Flugweite und Flugdauer	5/47
4.12.4. Landeanflug und Landung	4/22	5.13. Bestimmen der zulässigen Startmasse mit arbeitenden Triebwerken AI-24 und arbeitendem Hilfstriebwerk RU19A-300	5/58
4.12.5. Besondere Fälle bei Vereisung	4/23	5.13.1. Allgemeine Festlegungen	5/58
4.13. Besonderheiten des Einsatzes des Flugzeugs bei hohen Lufttemperaturen und auf Hochgebirgsflugplätzen	4/24	5.13.2. Nutzung der Diagramme	5/58
4.14. Abstellen und Anlassen des Hilfstriebwerks RU19A-300 während des Fluges	4/24	5.13.3. Methodik zum Bestimmen der Startmasse	5/59
4.14.1. Abstellen	4/24	6. Nutzung des Flugzeugs und seiner Ausrüstung	6/1
4.14.2. Anlassen	4/24	6.1. Triebwerke	6/1
5. Kenngrößen des Fluges	5/1	6.1.1. Angaben zu den Triebwerken AI-24 und zum Hilfstriebwerk RU19A-300	6/1
5.1. Allgemeine Angaben	5/1	6.1.2. Anlaßanlage	6/1
5.1.1. Bedingungen für die Anwendung der Kenngrößen	5/1	6.1.3. Triebwerküberwachungsinstrumente	6/1
5.1.2. Begriffsbestimmungen	5/1	6.1.4. Vorbereitung der Triebwerke zum Anlassen am Boden	6/2
5.1.3. Aerodynamische Korrektur für die Geschwindigkeitsmesser	5/3	6.1.5. Anlassen der Triebwerke am Boden	6/3
5.1.4. Korrekturen für die Höhenmesser	5/6	6.1.6. Warmlaufen und Probelauf der Triebwerke	6/6
5.1.5. Korrekturen für die Außenlufttemperaturanzeiger	5/6	6.1.7. Abstellen der Triebwerke am Boden	6/15
5.1.6. Komponenten der Windgeschwindigkeit	5/6	6.1.8. Besonderheiten bei der Nutzung der Triebwerke bei unterschiedlichen klimatischen Bedingungen	6/16
5.1.7. Temperaturabweichung von den INA-Werten in Abhängigkeit von der Höhe	5/6	6.1.9. Kontrolle der Vibration der Triebwerke	6/16
5.1.8. Bestimmen der Flugplatzhöhe nach dem am Flugplatz herrschenden Luftdruck (nach INA)	5/8		
5.1.9. Abkippsgeschwindigkeiten	5/8		
5.2. Handlungen der Besatzung beim Start und Startgeschwindigkeiten	5/8		

	Seite		Seite		
6.1.10.	Kontrolle der Arbeit der Triebwerke nach dem Thermo-Spänesignalisateur TSS-24 und dem Schmierstoff-Differenzdrucksignalisator SP-0,6A	6/17	6.6.	Enteisungsanlage	6/32
6.2.	Kraftstoffanlage	6/17	6.6.1.	Kurze Beschreibung	6/32
6.2.1.	Kurze Beschreibung und Kennwerte	6/17	6.6.2.	Oberprüfung der Enteisungsanlagen	6/33
6.2.2.	Vorbereitung zum Betanken des Flugzeugs	6/18	6.7.	Höhenausrüstung	6/35
6.2.3.	Druckbetankung	6/19	6.7.1.	Allgemeine Angaben	6/35
6.2.4.	Betankung über die Einfüllstutzen	6/20	6.7.2.	Oberprüfung der Klimaanlage und der automatischen Druckregelanlage	6/35
6.2.5.	Kraftstoffentnahme während des Fluges	6/20	6.7.3.	Nutzung der Klimaanlage während des Fluges	6/36
6.2.6.	Störungen der Kraftstoffanlage während des Fluges	6/21	6.7.4.	Nutzung der Klimaanlage SKW bei besonderen Fällen	6/36
6.2.7.	Ausfall der Kraftstoffpumpe in der ersten Behältergruppe	6/21	6.7.5.	Nutzung der automatischen Druckregelanlage ARD während des Fluges	6/37
6.2.8.	Ausfall der Kraftstoffpumpe in der zweiten Behältergruppe	6/22	6.8.	Sauerstoffausrüstung	6/37
6.2.9.	Ausfall der Kraftstoffpumpe in der Entnahmegruppe	6/22	6.8.1.	Kurze Beschreibung	6/37
6.2.10.	Ausfall der Stromversorgung der Kraftstoffpumpen	6/22	6.8.2.	Oberprüfung der Sauerstoffausrüstung vor dem Flug	6/38
6.2.11.	Aufleuchten der Signallampe, die die Verschmutzung des Kraftstoffeinfilters anzeigt	6/22	6.8.3.	Nutzung der Sauerstoffausrüstung während des Fluges	6/38
6.3.	Schmieranlage	6/23	6.8.4.	Berechnen des Sauerstoffvorrates für den Flug	6/40
6.3.1.	Kurze Beschreibung	6/23	6.9.	Elektroausrüstung	6/40
6.3.2.	Steuerung und Kontrolle der Schmieranlage	6/23	6.9.1.	Kurze Beschreibung und Zweckbestimmung	6/40
6.4.	Feuerlöschanlage	6/24	6.9.2.	Oberprüfung der Elektroausrüstung	6/40
6.4.1.	Kurze Beschreibung	6/24	6.9.3.	Handlungen der Besatzung bei Ausfällen der Elektroausrüstung	6/41
6.4.2.	Kontrolle der Feuerlöschanlage und der Brandsignalisation	6/24	6.9.4.	Verbraucher, die von den Notschienen versorgt werden	6/42
6.4.3.	Löschen eines Brandes am Boden	6/25	6.10.	Flugüberwachungs- und Navigationsausrüstung	6/43
6.4.4.	Neutralgasanlage NG	6/25	6.10.1.	Kurze Beschreibung und Zweckbestimmung	6/43
6.5.	Hydraulikanlage	6/25	6.10.2.	Statisch-dynamische Anlage	6/43
6.5.1.	Kurze Beschreibung der Hydraulikanlage und Nutzung der Notpumpe NS-14	6/25	6.10.3.	Autopilot AP-28L10	6/44
6.5.2.	Ein- und Ausfahren des Fahrwerks	6/26	6.10.4.	Kursanlage GMK-1GA	6/46
6.5.3.	Bremsen der Räder	6/27	6.10.5.	Kommandosteueranlage PRIWOD-ANX-1	6/47
6.5.4.	Aus- und Einfahren der Landeklappen	6/28	6.10.6.	Höhenmesser UWID-30-15K und UWID-30-15FK	6/50
6.5.5.	Bugradlenkung	6/28	6.10.7.	Höhenmesser WMF-50	6/50
6.5.6.	Nutzung der Scheibenwischer	6/28	6.10.8.	Automat zur Anzeige der Anstellwinkel und Lastvielfachen AUASP-24KR	6/50
6.5.7.	Steuerung der Laderampe	6/29	6.10.9.	Visier NKP8-7	6/51
6.5.8.	Öffnen und Schließen der Notluke der Besatzung	6/32	6.10.10.	Querneigungssignalisator	6/51
6.5.9.	Notverstellung der Lufschraube in die Segelstellung und Abstellen des Triebwerks durch die Hydraulikanlage	6/32	6.11.	Funk- und Funkmeßausrüstung	6/52
			6.11.1.	Zweckbestimmung und Zusammensetzung	6/52
			6.11.2.	KW-Funkstation "Mikron"	6/53

	Seite		Seite		
6.1.10.	Kontrolle der Arbeit der Triebwerke nach dem Thermo-Spänesignalisateur TSS-24 und dem Schmierstoff-Differenzdrucksignalisateur SP-0,6A	6/17	6.6.	Enteisungsanlage	6/32
6.2.	Kraftstoffanlage	6/17	6.6.1.	Kurze Beschreibung	6/32
6.2.1.	Kurze Beschreibung und Kennwerte	6/17	6.6.2.	Oberprüfung der Enteisungsanlagen	6/33
6.2.2.	Vorbereitung zum Betanken des Flugzeugs	6/18	6.7.	Höhenausrüstung	6/35
6.2.3.	Druckbetankung	6/19	6.7.1.	Allgemeine Angaben	6/35
6.2.4.	Betankung über die Einfüllstutzen	6/20	6.7.2.	Oberprüfung der Klimaanlage und der automatischen Druckregelanlage	6/35
6.2.5.	Kraftstoffentnahme während des Fluges	6/20	6.7.3.	Nutzung der Klimaanlage während des Fluges	6/36
6.2.6.	Störungen der Kraftstoffanlage während des Fluges	6/21	6.7.4.	Nutzung der Klimaanlage SKW bei besonderen Fällen	6/36
6.2.7.	Ausfall der Kraftstoffpumpe in der ersten Behältergruppe	6/21	6.7.5.	Nutzung der automatischen Druckregelanlage ARD während des Fluges	6/37
6.2.8.	Ausfall der Kraftstoffpumpe in der zweiten Behältergruppe	6/22	6.8.	Sauerstoffausrüstung	6/37
6.2.9.	Ausfall der Kraftstoffpumpe in der Entnahmegruppe	6/22	6.8.1.	Kurze Beschreibung	6/37
6.2.10.	Ausfall der Stromversorgung der Kraftstoffpumpen	6/22	6.8.2.	Oberprüfung der Sauerstoffausrüstung vor dem Flug	6/38
6.2.11.	Aufleuchten der Signallampe, die die Verschmutzung des Kraftstoffeffilters anzeigt	6/22	6.8.3.	Nutzung der Sauerstoffausrüstung während des Fluges	6/38
6.3.	Schmieranlage	6/23	6.8.4.	Berechnen des Sauerstoffvorrates für den Flug	6/40
6.3.1.	Kurze Beschreibung	6/23	6.9.	Elektroausrüstung	6/40
6.3.2.	Steuerung und Kontrolle der Schmieranlage	6/23	6.9.1.	Kurze Beschreibung und Zweckbestimmung	6/40
6.4.	Feuerlöschanlage	6/24	6.9.2.	Oberprüfung der Elektroausrüstung	6/40
6.4.1.	Kurze Beschreibung	6/24	6.9.3.	Handlungen der Besatzung bei Ausfällen der Elektroausrüstung	6/41
6.4.2.	Kontrolle der Feuerlöschanlage und der Brandsignalisation	6/24	6.9.4.	Verbraucher, die von den Notschienen versorgt werden	6/42
6.4.3.	Löschen eines Brandes am Boden	6/25	6.10.	Flugüberwachungs- und Navigationsausrüstung	6/43
6.4.4.	Neutralgasanlage NG	6/25	6.10.1.	Kurze Beschreibung und Zweckbestimmung	6/43
6.5.	Hydraulikanlage	6/25	6.10.2.	Statisch-dynamische Anlage	6/43
6.5.1.	Kurze Beschreibung der Hydraulikanlage und Nutzung der Notpumpe NS-14	6/25	6.10.3.	Autopilot AP-28L10	6/44
6.5.2.	Ein- und Ausfahren des Fahrwerks	6/26	6.10.4.	Kursanlage GMK-1GA	6/46
6.5.3.	Bremsen der Räder	6/27	6.10.5.	Kommandosteueranlage PRIWOD-ANA-1	6/47
6.5.4.	Aus- und Einfahren der Landeklappen	6/28	6.10.6.	Höhenmesser UWID-30-15K und UWID-30-15FK	6/50
6.5.5.	Bugradlenkung	6/28	6.10.7.	Höhenmesser WMF-50	6/50
6.5.6.	Nutzung der Scheibenwischer	6/28	6.10.8.	Automat zur Anzeige der Anstellwinkel und Lastvielfachen AUASP-24KR	6/50
6.5.7.	Steuerung der Laderampe	6/29	6.10.9.	Visier NKPB-7	6/51
6.5.8.	Öffnen und Schließen der Notluke der Besatzung	6/32	6.10.10.	Querneigungssignalisator	6/51
6.5.9.	Notverstellung der Lufschraube in die Segelstellung und Abstellen des Triebwerks durch die Hydraulikanlage	6/32	6.11.	Funk- und Funkmeßausrüstung	6/52
			6.11.1.	Zweckbestimmung und Zusammensetzung	6/52
			6.11.2.	KW-Funkstation "Mikron"	6/53

	Seite		Seite		
6.11.3.	Kommando-UKW-Funkstation	6/54	7.5.	Handlungen des Steuermanns im Luftlandegebiet und auf der Ziellanflugstrecke	7/6
6.11.4.	Bordsprechanlage SPU-7	6/55	7.6.	Nutzung des Funkmeßgerätes "Grosa" zum Visieren beim Flug mit einem Bodenfunkfeuer	7/6
6.11.5.	Automatischer Funkkompaß ARK-15M	6/55	7.6.1.	Vorbereitung	7/6
6.11.6.	Funkhöhenmesser RW-5	6/57	7.6.2.	Auffassen des Funkfeuers	7/7
6.11.7.	Navigations- und Landeanlage KURS MP-2	6/58	7.6.3.	Visieren nach dem Funkfeuer	7/7
6.11.8.	Funkmeßgerät Grosa-26	6/59	7.7.	Flug mit Außenlasten	7/7
6.11.9.	Transponder SOM-64	6/61	7.7.1.	Allgemeine Festlegungen	7/7
6.11.10.	Funkkompaß ARK-UD	6/62	7.7.2.	Flugeigenschaften, Flugweite und Kraftstoffverbrauch mit Außenlasten	7/8
6.11.11.	Funkentfernungsmesser SD-67	6/63	7.7.3.	Abwurf der Außenlasten von den Lastenträgern	7/8
6.11.12.	Gerät SRO-2	6/64			
6.11.13.	Warngerät SZM	6/64			
6.12.	Geräte der objektiven Kontrolle	6/65			
6.12	Flugdatenschreiber MSRP-12-96	6/65	<u>Anhang:</u>		
6.12.2.	Tonbandgerät MS-61B	6/65	1	Masse und Schwerpunktangaben und Berechnen der Schwerpunktlage	Ah/1
6.13.	Sanitätsausrüstung	6/66	2	Nutzung und Austauschbarkeit von Kraft- und Schmierstoffen sowie Spezialflüssigkeiten	Ah/25
6.13.1.	Beschreibung	6/66			
6.13.2.	Umrüsten des Flugzeugs in die Sanitätsvariante	6/66	<u>Anlage:</u>		
6.14.	Flugzeugsteuerung	6/66	1	Bild 5/38 bis 5/43	Al/1
6.14.1.	Beschreibung	6/66			
6.14.2.	Vorbereitung der Steuerung zum Flug	6/67			
6.14.3.	Mögliche Defekte und Handlungen der Besatzung	6/69			
7.	Transport und Abwurf von Lasten und Absetzen von Luftlandetruppen	7/1			
7.1.	Allgemeine Angaben	7/1			
7.2.	Beladen und Entladen von Geräten	7/1			
7.3.	Abwurf von Lasten mit Fallschirmen	7/2			
7.3.1.	Flugvorbereitung	7/2			
7.3.2.	Abwerfen von Lasten an Fallschirmen mit Nutzung des Transportbandes P-157GP	7/2			
7.3.3.	Taktischer Abwurf der Lasten	7/3			
7.3.4.	Notabwurf der Lasten	7/4			
7.3.5.	Handlungen der Besatzung bei besonderen Fällen während des Abwurfs von Lasten	7/4			
7.4.	Absetzen von Fallschirmspringern	7/5			
7.4.1.	Vorbereitung des Flugzeugs und der Ausrüstung durch den Bordtechniker	7/5			
7.4.2.	Einsteigen der Fallschirmspringer	7/5			
7.4.3.	Absetzen	7/5			
7.					

1. Charakteristik, technische Angaben und Betriebsbegrenzungen des Flugzeugs

1.1. Charakteristik

Das Transportflugzeug An-26 ist bestimmt für den Transport von Truppen und Lasten und kann als Sanitätsflugzeug umgerüstet werden.

Im Heck befindet sich eine Ladeluke. Sie gewährleistet das Absetzen von Fallschirmspringern und das Abwerfen von Lasten im Flug. Verschluss wird die Ladeluke durch eine Rampe, die gleichzeitig zum Auffahren von Radtechnik dient.

Im Stand können bei unter den Rumpf gefahrener Laderampe die Ladefahrzeuge bis an den Laderaum herangefahren werden; dadurch ist das Beladen des Flugzeugs direkt vom Fahrzeug aus möglich. Das Flugzeug ist ein Schulterdecker in Ganzmetallbauweise mit freitragendem Höhen- und Seitenleitwerk, einem Vorkiel und 2 Rumpfstabilisierungsflossen zum Vergrößern der Stabilität, besonders bei geringen Fluggeschwindigkeiten; damit wird die Möglichkeit eines Trudeln eingeschränkt.

Es ist ausgerüstet mit 2 PTL-Triebwerken AI-24WT (1m weiteren, außer im Abschnitt 5, als Triebwerk AI-24 bezeichnet) mit einer Startleistung von 2 068 kW (2 820 PS), Luftschrauben vom Typ AW-72T und einem TL-Hilfs-triebwerk RU19A-300.

Das Hilfstriebwerk RU19A-300 hat einen Stand Schub von 7 845 N (800 kp) und wird genutzt zum Start, im Steigflug, bei der Landung sowie in bestimmten Fällen beim Reiseflug.

Außerdem kann es zur Erzeugung der Anlaßspannung beim Anlassen der Triebwerke AI-24 am Boden sowie zur Versorgung des Bordnetzes beim Ausfall der Gleichstromgeneratoren genutzt werden. Bild 1/1 zeigt den 3-Seitenriß des Flugzeugs.

Die Ausrüstung des Flugzeugs gewährleistet dessen Einsatz unter einfachen Wetterbedingungen (EWB) und schwierigen Wetterbedingungen (SWB) am Tage und in der Nacht.

1.2. Abmessungen

Die wichtigsten Abmessungen des Flugzeugs betragen:

Länge des Flugzeugs	23,8 m
Höhe des Flugzeugs	8,575 m
Standwinkel (ohne Nutzmasse)	0° 40'
Bodenfreiheit der Luftschraube	1,22 m
Länge des Rumpfes	23,8 m
Breite des Laderaums	2,9 m
größte Querschnittsfläche des Rumpfes	5,9 m ²

nutzbare Länge Frachtraum 11,1 m

Volumen des Laderaums	60,0 m ³
Innenabmessungen des Laderaums	
- Länge (zwischen den Spannten Nr. 7 bis 40)	15,68 m
- maximale Breite	2,78 m
- maximale Höhe	1,91 m
Abmessungen der vorderen Tür	0,6 m x 1,4 m
Abmessungen des linken Notausstiegs	0,5 m x 0,6 m
Abmessungen des rechten Notausstiegs	0,5 m x 0,6 m
Abmessungen des vorderen Notausstiegs	0,7 m x 1,02 m
Durchmesser des oberen Notausstiegs	0,64 m
Abmessungen der Ladeluke	2,4 m x 3,4 m
Breite der Ladeluke in der Höhe der Schwelle	2,4 m
Höhe der Schwelle der Ladeluke über dem Boden	1,466 m
Höhe der Schwelle der vorderen Einstiegs Luke über dem Boden	1,45 m
größte Höhe der Ladeluke über dem Boden	3,014 m
Spannweite der Tragflügel	29,2 m
Fläche der Tragflügel	74,98 m ²
mittlere Flügeltiefe	2,813 m
Tragflügelstreckung	11,37 m
V-Stellung des Tragflügel-mittelteils	0°
V-Stellung des Tragflügel-entteils	-2°
Tragflügel pfeilung auf der Linie 25 % der mittleren Flügeltiefe	6° 50'
Einstellwinkel des Tragflügels	+3°
Fläche der Querruder	6,12 m ²
Fläche der Landeklappen	15 m ²
Fläche der Quertrimmer	0,26 m ²
Ausschlagwinkel der Querruder	
- nach oben	24°
- nach unten	16°
Ausschlagwinkel der Landeklappen	
- Startstellung	15°
- Landstellung	38°
Ausschlagwinkel des Quertrimmers	±7°
Ausschlagwinkel der Gewichtskompensation des Querruders	
- nach oben	9,5°
- nach unten	14,5°
Spannweite des Höhenleitwerks	9,973 m

Standwinkel, Basis und Oberkante
 der Ladeluke entsprechen dem
 leeren Flugzeug bei der Schwer-
 punktlage 25% MAS

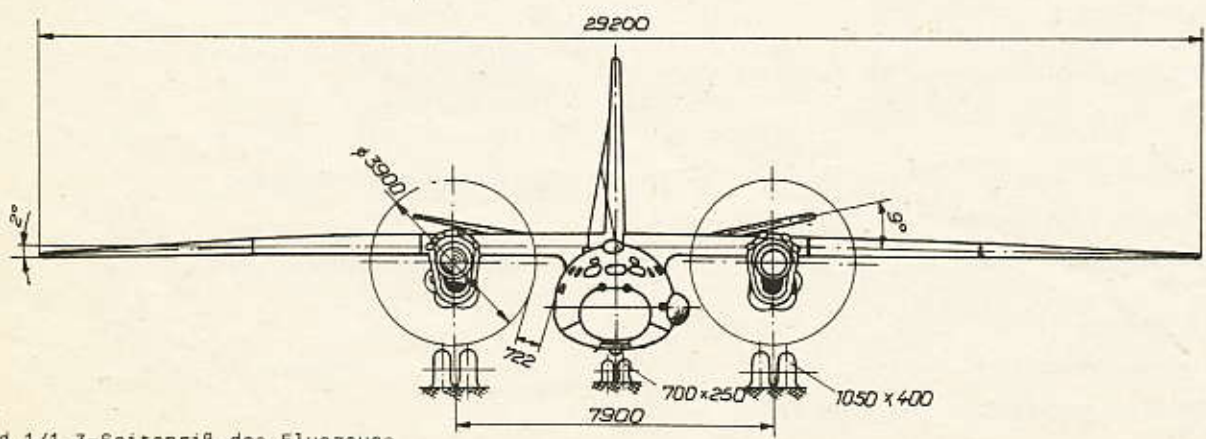
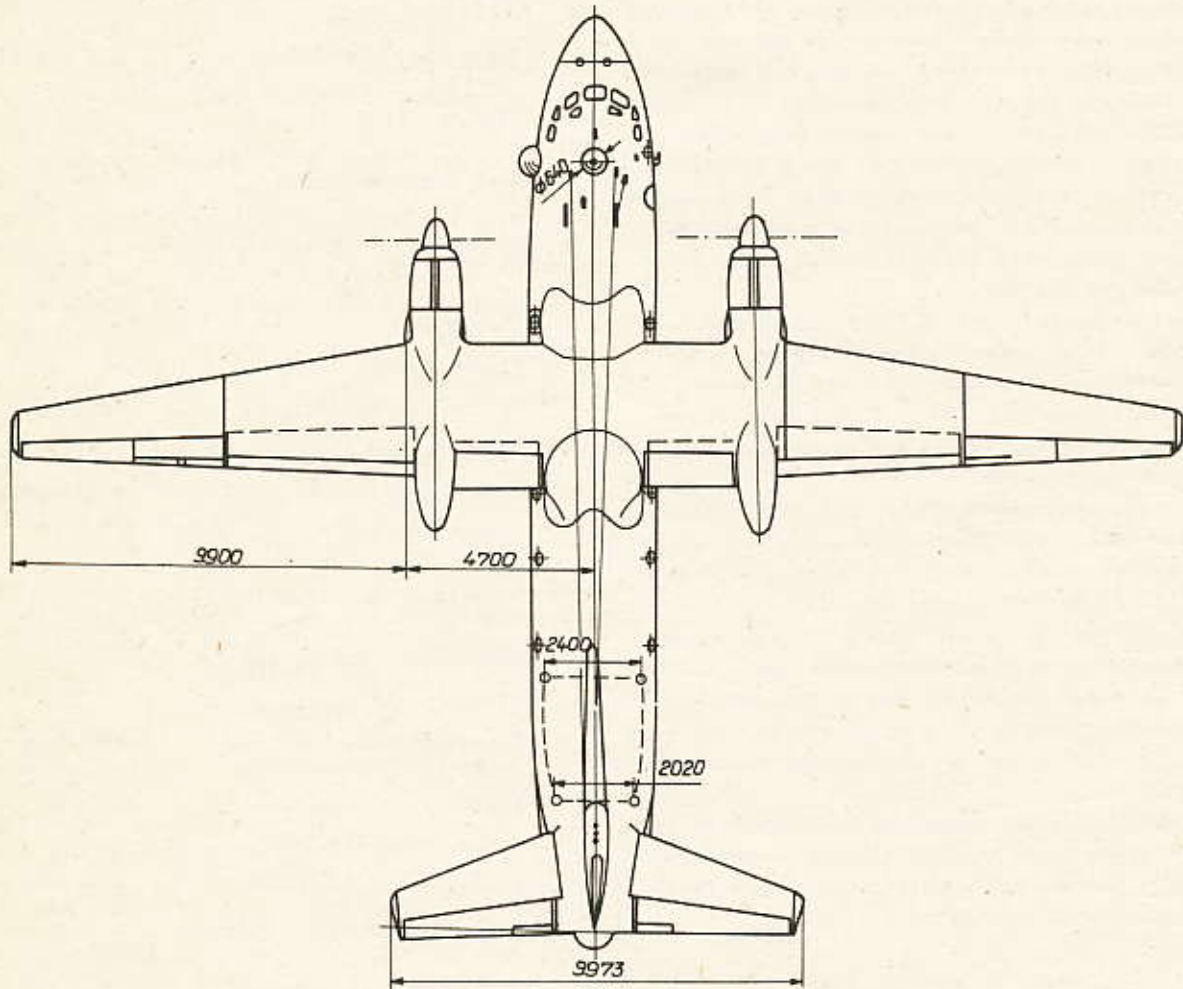
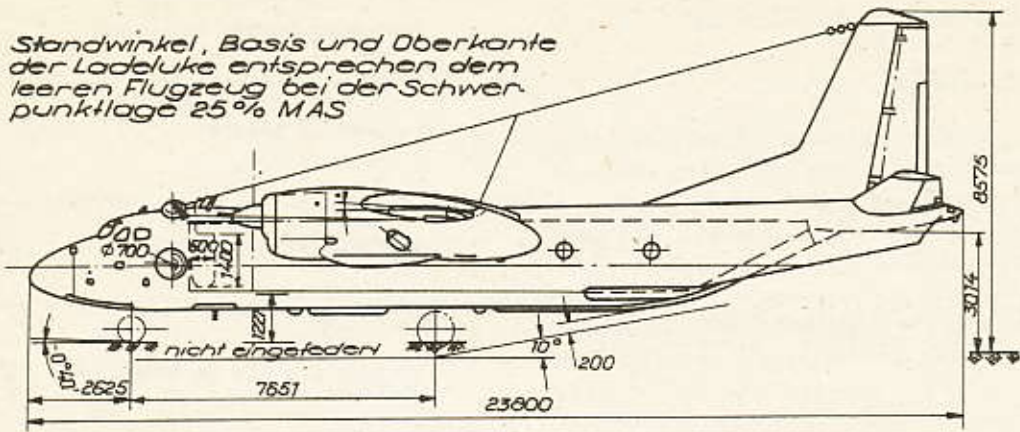


Bild 1/1 3-Seitenriß des Flugzeugs

Fläche des Höhenleitwerks	19,83 m ²
Fläche des Höhenruders	5,16 m ²
Fläche des Höhentrimmers	0,288 m ²
Einstellwinkel des Höhenleitwerks	-3°
Ausschlagwinkel des Höhenruders	
- nach oben	25° ± 1°
- nach unten	20° ± 1°
Ausschlagwinkel des Höhentrimmers	
- nach oben	25° ± 1°
- nach unten	15° ± 1°
Höhe des Seitenruders über dem Rumpf	4,9 m
Fläche des Seitenleitwerks (ohne Vorkiel)	13,28 m ²
Fläche des Seitenruders	5,0 m ²
Fläche des Seitentrimmers	0,594 m ²
Ausschlagwinkel des Seitenruders	±25°
Ausschlagwinkel des Seitentrimmers	±19°
Fahrwerk	
- Spurbreite	7,9 m
- Summe aus Spur- und Reifenbreite	8,48 m
- Basis	7,65 m
Bugradausschlag	±45°

1.3. Technische Angaben des PTL-Triebwerks AI-24WT

Die wichtigsten technischen Parameter des Triebwerks betragen:

Startleistung	2 068 kW (2 820 APS)
Nennleistung	1 643 kW (2 240 APS)
Stand Schub des Hilfstriebwerks RU19A-300 bei Nennleistung	7 845 N (800 kp)
Luftschauben AW-72T	vierblättrige Luftschaube mit automati- scher Verstel- lung
Durchmesser der Luftschraube	3,9 m

5. Kenngrößen des Fluges

5.1. Allgemeine Angaben

5.1.1. Bedingungen für die Anwendung der Kenngrößen

Die im vorliegenden Abschnitt beschriebenen Kenngrößen gewährleisten die erforderliche Flugsicherheit bei Einhaltung folgender Bedingungen:

- Die Masse des Flugzeugs darf nicht die entsprechend der Höhe des Flugplatzes und der Lufttemperatur nach dem Diagramm (Bild 5/1) gemäß Abschnitt 5.3. berechnete zulässige Startmasse überschreiten.
- Alle im Abschnitt 2 festgelegten Betriebsbegrenzungen sind einzuhalten.
- Die Kenngrößen dürfen, außer in den nachstehend genannten Ausnahmefällen, nicht durch Extrapolation über die Grenzen der in den Diagrammen festgelegten Bereiche bestimmt werden:
 - Bei Gegenwind mit Geschwindigkeiten über 20 m/s ist nur der Einfluß der Windgeschwindigkeit von 20 m/s zu berücksichtigen.
 - Das Flugzeug kann bei Lufttemperaturen, die unter dem Minimalwert des Diagramms liegen, eingesetzt werden. Dabei ist jedoch nur der Einfluß der niedrigsten im Diagramm angegebenen Temperatur zu berücksichtigen.

5.1.2. Begriffsbestimmungen

Nachstehend werden die in der vorliegenden Anleitung verwendeten wichtigsten Begriffe definiert.

Als Konfigurationen des Flugzeugs werden unterschieden:

- die Startkonfiguration Landeklappenstellung 15°
- die Flugkonfiguration Landeklappenstellung 0° , Fahrwerk eingefahren
- die Landekonfiguration Landeklappenstellung 38°

Als Leistungsstufen der Triebwerke AI-24WT (nach dem Anzeiger UPRT in Grad) werden unterschieden:

- | | |
|--------------------------|-----|
| a) die Startleistung | 100 |
| b) die Maximalleistung | 74 |
| c) die Nennleistung | 63 |
| d) 0,85 der Nennleistung | 51 |

Die stabile Drehzahl der Triebwerke AI-24WT beträgt bei allen Leistungsstufen von der Start- bis zur Leerlaufleistung 15 800 U/min. Die stabile Drehzahl des Hilfstriebwerks RU19A-300 beträgt bei Nennleistung (97 %) 16 000 U/min.

Das kritische Triebwerk ist das Triebwerk, dessen Ausfall zur ungünstigsten Änderung der Flugeigenschaften und Momentenwerte des Flugzeugs führt.

Beim Flugzeug An-26 mit 2 Triebwerken AI-24WT ist bei arbeitendem Hilfstriebwerk RU-19A-300 das kritische Triebwerk das linke Triebwerk AI-24WT. Bei nichtarbeitendem Hilfstriebwerk RU19A-300 ist das rechte Triebwerk AI-24WT das kritische Triebwerk.

Die Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 ist die größte Anrollgeschwindigkeit des Flugzeugs, bei der beim Ausfall des kritischen Triebwerks der Start sowohl abgebrochen als auch fortgesetzt werden kann.

Die Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 hat der Besatzungskommandeur bei der Startvorbereitung in Abhängigkeit von den atmosphärischen Bedingungen zu bestimmen.

Die Startevolutionsgeschwindigkeit $v_{ev,Start}$ ist die kleinste Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug beim Ausfall des kritischen Triebwerks im Start noch vollständig steuerbar bleibt und beträgt 182 km/h. Die Schräglage nach der Seite des arbeitenden Triebwerks darf 5° nicht überschreiten.

Die Abkippsgeschwindigkeiten des Flugzeugs $v_{S,1}$ für die Flug- und Startkonfiguration und $v_{S,0}$ für die Landekonfiguration des Flugzeugs ist die Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug abkippt, und wird nach dem Diagramm des Bildes 5/8 bestimmt.

Die Geschwindigkeit zum Anheben des Bugrades v_R muß mindestens betragen:

- 1,05 der Startevolutionsgeschwindigkeit $v_{ev,Start}$
- 1,1 der Abkippsgeschwindigkeit $v_{S,1}$
- 1,1 der minimalen Abhebegeschwindigkeit des Flugzeugs.

Die Sicherheitsstartgeschwindigkeit v_2 entspricht bei der Landeklappenstellung 15° der größeren der Geschwindigkeiten $1,1 v_{ev,Start}$ bzw. $1,25 v_{S,1}$ (Bild 5/9). Bei eingefahrenen Landeklappen ist die Sicherheitsstartgeschwindigkeit $v_2 = 1,2 v_{S,1}$.

Der Steigfluggradient ist der Tangens des Längsneigungswinkels der Flugbahn, multipliziert mit 100 (in Prozent) bzw. $\sin \theta = \frac{v}{V}$. Die in den Diagrammen verwendeten Gradienten wurden auf der Grundlage der wahren Steiggeschwindigkeit berechnet.

Die Neigung ist ein Begriff, der anstelle des Terminus "Gradient" für die Einschätzung der Lage der Oberfläche des Flugplatzes und der Profile der Hindernisse angewandt wird.

Die Gesamtkenngrößen sind mittlere Kenngrößen, die bei befriedigender technischer Wartung und Durchführung der Flüge gemäß den geltenden Nutzungsbestimmungen erzielbar sind.

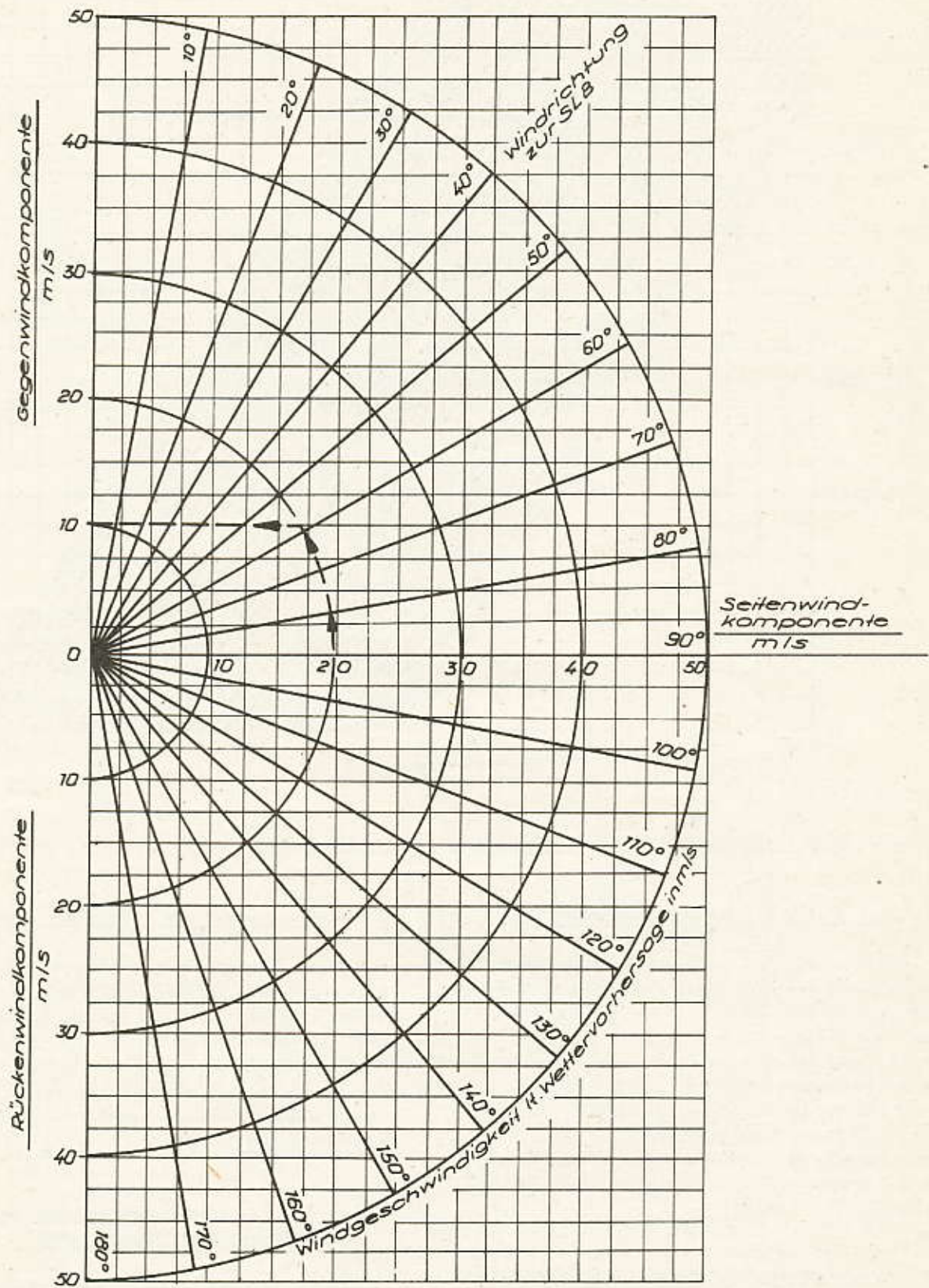


Bild 5/5 Berechnen der Windkomponenten

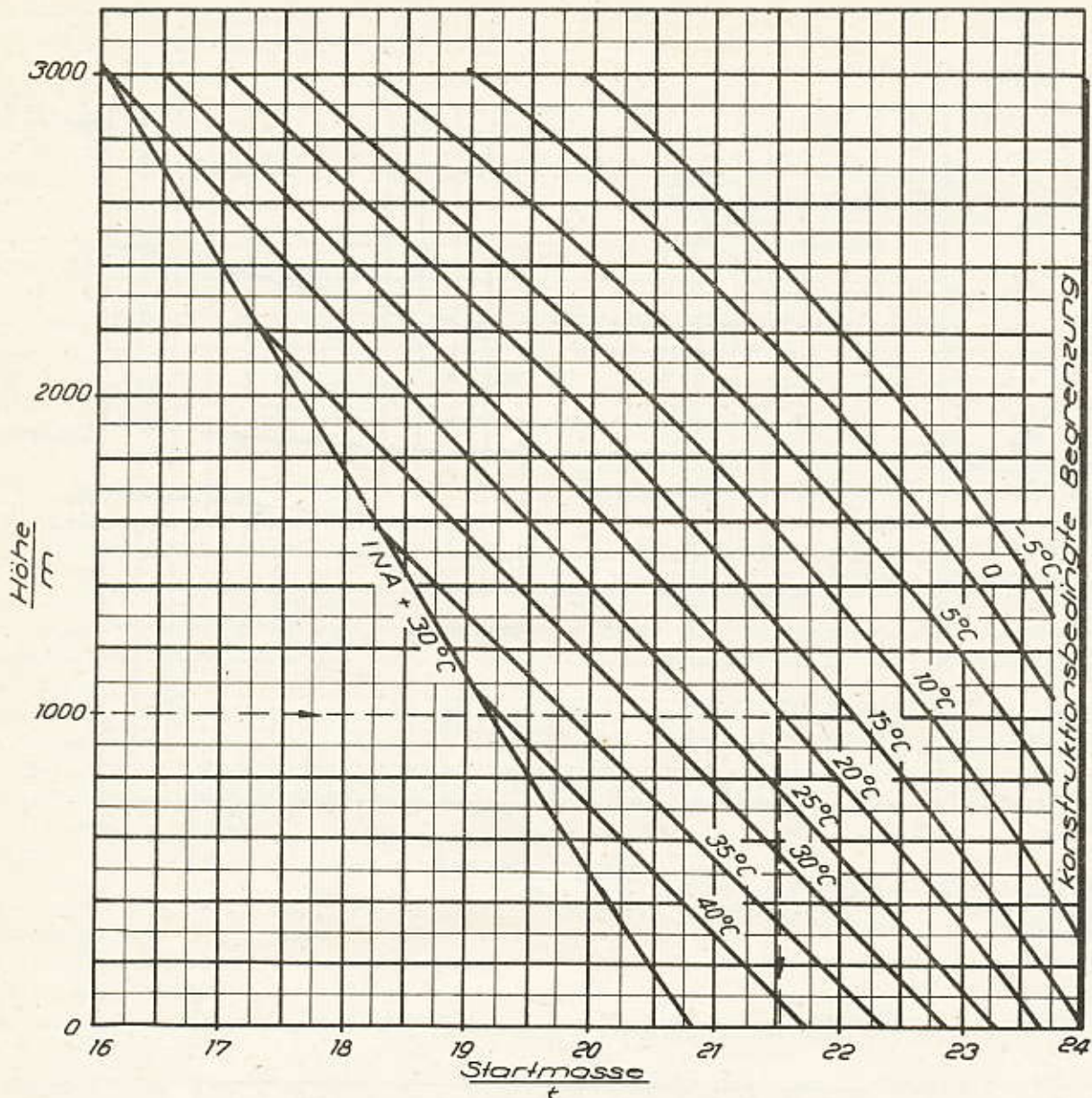


Bild 5/10 Zulässige Startmasse in Abhängigkeit von der Flugplatzhöhe und der Lufttemperatur

Die Startmasse wird durch den Gradienten 2,5 % in der zweiten Etappe der Startflughahn durch die Sicherheitsstartgeschwindigkeit bestimmt.

der 2. Etappe der Startflughahn 2,25 % beträgt.

Bild 5/12 zeigt die Steigfluggradienten in der 2. Etappe der Startflughahn bei arbeitenden Triebwerken für folgende Bedingungen:

- Startleistung der Triebwerke AI-24WT,
- Nennleistung des Hilfstriebwerks RU19A-300,
- Landklappenstellung 15° ,
- Fahrwerk eingefahren.

Am Beispiel der Strichlinie wird dargestellt, daß bei einer Höhe des Flugplatzes von 1 000 m ü.d.M., einer Lufttemperatur von $28,5^\circ\text{C}$ ($1/NA + 20^\circ\text{C}$) und einer Startmasse von 23 000 kg der Gesamtsteigfluggradient in

der 2. Etappe der Startflughahn 8,8 % beträgt.

Bild 5/13 zeigt die Steigfluggradienten in in der letzten Etappe der Startflughahn mit einem arbeitenden Triebwerk AI-24WT und bei arbeitendem Hilfstriebwerk RU19A-300 für folgende Bedingungen:

- Höhe des Flugplatzes 450 m ü.d.M.,
- Startleistung des arbeitenden Triebwerks AI-24WT,
- Nennleistung des Hilfstriebwerks RU19A-300,
- Segelstellung der Luftschraube des ausgefallenen Triebwerks AI-24WT,
- Landklappen eingefahren,

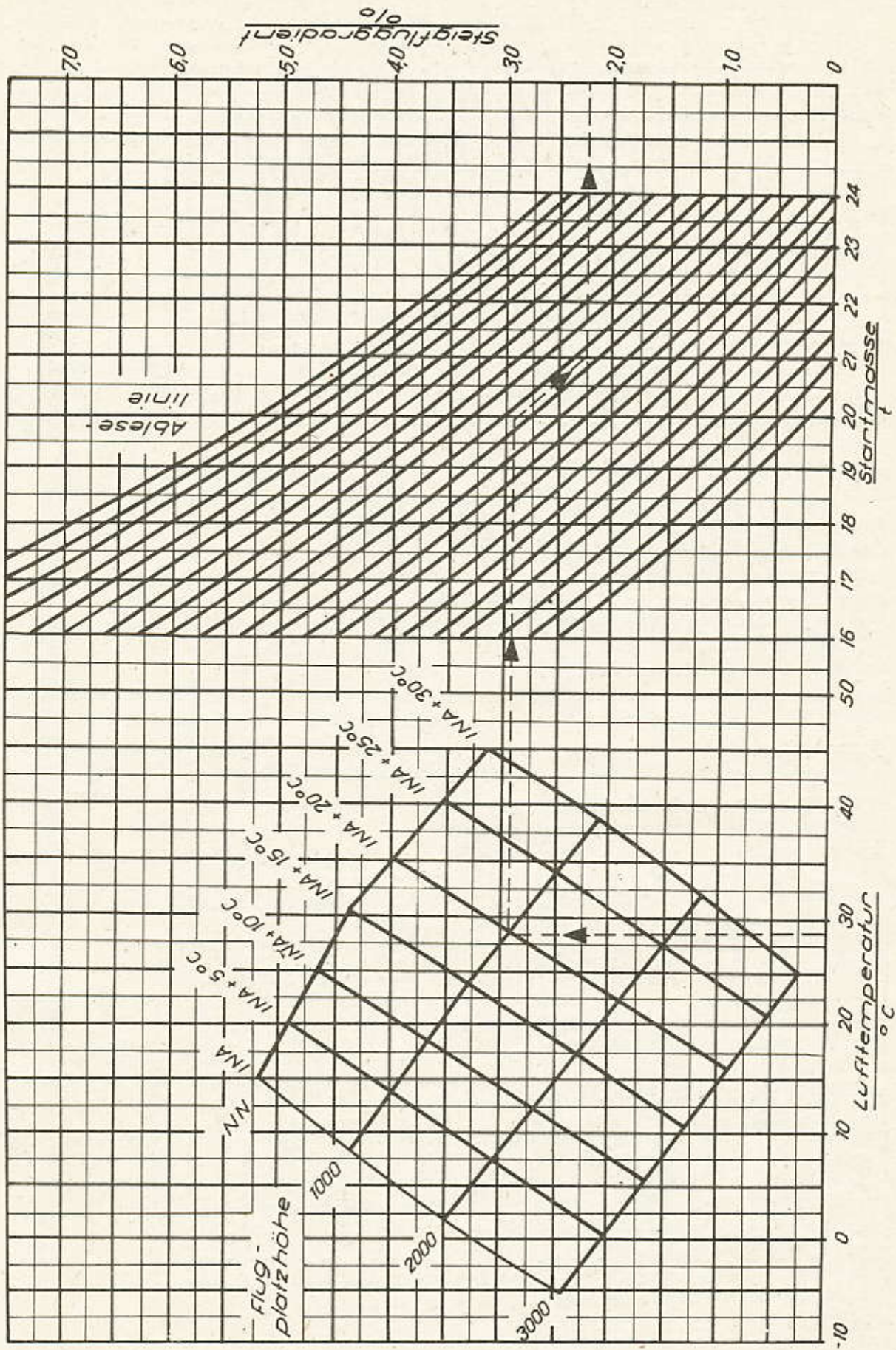


Bild 5/11 Gesamtsteigfluggradient in der zweiten Etappe der Startflugbahn mit einem arbeitenden Triebwerk AI-24WT

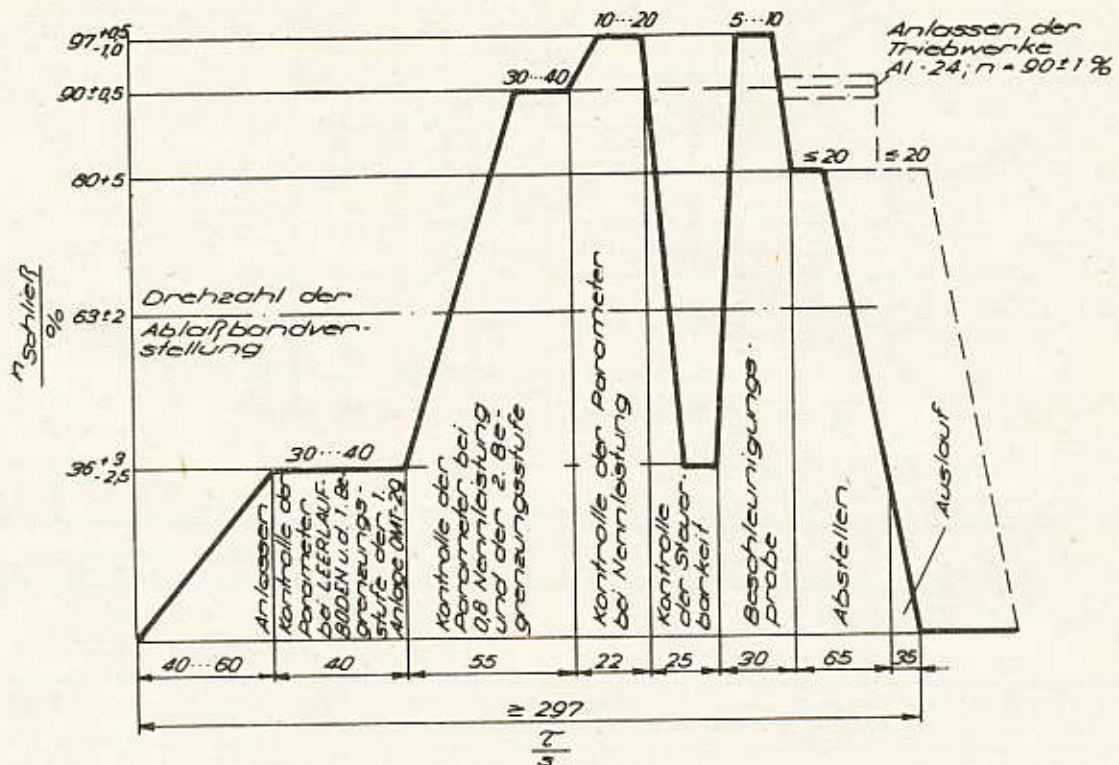


Bild 6/4 Probelauf des Hilfstriebwerks RU19A-300

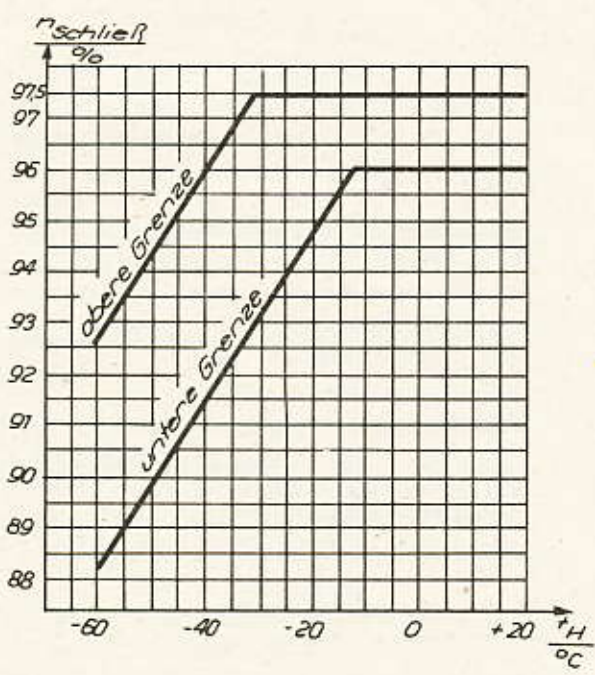


Bild 6/5 Änderung der Drehzahl des Hilfstriebwerks RU19A-300 in Abhängigkeit von der Lufttemperatur

Dabei ist eine Zunahme der Beschleunigungszeit bis 2 s zulässig.
 Das Hilfstriebwerk muß bei allen Kontroll- und Übergangsleistungen stabil arbeiten. Störungen und der Austritt von Flammen sind nicht zulässig.

- Wenn während der Beschleunigungsprobe die Abgastemperatur auf 850 °C ansteigt oder die Signallampe PABOTA OMT-29 bei Drehzahlen unter $(63 \pm 2) \%$ in der 1. Begrenzungsstufe aufleuchtet, ist der Drosselhebel auf Leerlauf zurückzunehmen und nach 1 ... 2 min die Beschleunigungsprobe zu wiederholen. Beim erneuten Ansprechen der Anlage OMT-29 ist das Hilfstriebwerk abzustellen!
- Nach der Beschleunigungsprobe und 5 ... 10 s Arbeit des Triebwerks mit Nennleistung $(97 \pm 5) \%$ ist die Leerlaufleistung einzunehmen!

6.1.7. Abstellen der Triebwerke am Boden

6.1.7.1. Abstellen der Triebwerke AI-24

Vor dem Abstellen der Triebwerke sind folgende Handlungen erforderlich:

- a) Die Triebwerke mit LEERLAUF-BODEN-Leistung 2 ... 3 min abkühlen lassen.
- b) Die Spannung der Generatoren kontrollieren.
- c) Die Stromverbraucher ausschalten.
- d) Die Navigationsinstrumente und den Umformer PT-1000 ausschalten.
- e) Die Beleuchtung der Besatzungskabine ausschalten und die Notbeleuchtung eingeschaltet lassen.
- f) Die Wechsel- und Gleichstromgeneratoren abschalten.

Die Triebwerke sind folgendermaßen abzustellen:

- a) Die Anlage PRT ausschalten.
- b) Die Stopphähne schließen.
- c) Die Kraftstoffpumpen ausschalten.
- d) Die Auslaufzeit der Triebwerkrotoren von der Drehzahl 7 % (1 000 U/min) bis zum vollständigen Stillstand stoppen; sie muß mindestens 55 s betragen.
- e) Die Brandhähne schließen.

Nach dem vollständigen Stillstand der Triebwerke sind folgende Handlungen erforderlich:

- a) Die Stopphähne öffnen.
- b) Die Feuerlöschanlage ausschalten.
- c) Den Schmierstoffkühler schließen und den Schalter auf НЕЙТРАЛЬНО schalten und den Sicherungsschalter АРТМ-64 ausschalten.
- d) Kontrollieren, daß sich alle Regelwiderstände sowie die Kippschalter an den Schalt- und Instrumententafeln in ihrer Ausgangstellung befinden und der Kippschalter БОПТ - АЭРОДРОМ in die Neutralstellung geschaltet ist.
- e) Die Ruder des Flugzeugs und die Drosselhebel arretieren.
- f) Die Schalter für den Luftschraubenanschlag auf ВМНТ НА ВНОПЕ schalten.

• Es ist verboten, vor dem vollständigen Stillstand der Triebwerke die Stopphähne auf ОТКРЫТО zu schalten, die Stromversorgung des Bordnetzes abzuschalten und die Sicherungsschalter auszuschalten!

• In besonderen Fällen können die Triebwerke aus jeder Leistungsstufe abgestellt werden!

• Läßt sich ein Triebwerk mit dem Stopphahn nicht abstellen, ist es mit dem Hahn für die hydraulische Segelstellung abzustellen. Dabei ist gleichzeitig der Brandhahn zu schließen!

6.1.7.2. Abstellen des Hilfstriebwerks RU19A-300

Vor dem Abstellen ist für 20 s eine Drehzahl von 80 % zu halten. Das Hilfstriebwerk ist durch Verstellen des Drosselhebels auf СТОП abzustellen. Dabei ist im Drehzahlbereich von (63 ± 2) % das Öffnen des Ablaßbandes anhand der Signallampe zu kontrollieren und die Auslaufzeit des Rotors von der Leerlaufdrehzahl bis zum vollständigen Stillstand zu stoppen; sie muß mindestens 35 s betragen. Dabei ist auf ungewohnte Laufgeräusche des Triebwerks zu achten.

Anmerkung:

Bei der Nachverbrennung von Kraftstoff während des Abstellens ist ein Kaldurchdrehen des Hilfstriebwerks erforderlich.

Nach dem Abstellen des Hilfstriebwerks sind der Brandhahn und der Lufteinlaufschaft zu schließen (Die Signallampe СТВОПКА ОТКРЫТА erlischt.)

Das Hilfstriebwerk ist in folgenden Fällen sofort abzustellen:

- a) bei einem schnellen Abfallen des Schmierstoffdruckes,
- b) beim Austreten von Kraft- oder Schmierstoff (Brandgefahr),
- c) bei einem schnellen Abfallen der Drehzahl,
- d) bei Funkenbildung in der Schubdüse,
- e) beim Ausfall der Anlage OMT-29,
- f) beim Ansteigen der Abgastemperatur über 850 °C,
- g) bei Fremdgeräuschen im Triebwerk,
- h) beim Schütteln des Triebwerks,
- i) beim Ausbrechen eines Brandes im Triebwerkraum.

• In Ausnahmefällen kann das Hilfstriebwerk aus allen Leistungsstufen abgestellt werden!

• Kann das Triebwerk durch Verstellen des Drosselhebels in die Stellung СТОП nicht abgestellt werden, ist es durch Schließen des Brandhahns abzustellen. Danach ist die Ursache der Störung zu ermitteln und zu beseitigen!

- Beim Aufleuchten eines Leuchtfeldes
СТРЯЖКА В ЛЕТАТ während des Fluges hat die
Besatzung gemäß Abschnitt 6.1.10. zu handeln!

6.4. Feuerlöschanlage

6.4.1. Kurze Beschreibung

Die Feuerlöschanlage des Flugzeugs besteht aus der Feuerlösch- und Signalisationsanlage SSP-2A für die Triebwerk gondeln und die Tragflügelräume, der Feuerlösch- und Signalisationsanlage SSP-7 für die Innenräume der Triebwerke, den Handfeuerlöschern OU und der Neutralgasanlage NG.

Zur Feuerlöschanlage der Triebwerk gondeln und Tragflügelräume gehören 4 Feuerlöscher UBZB, 2 elektromagnetische Ventilblöcke, die Rohrleitungen mit der Anschlußarmatur, die Steuerungsblöcke und die Zerstäuberringleitungen. Zur Feuerlöschanlage der Triebwerke gehören die 4 Feuerlöscher UBSch2, die Rohrleitungen mit der Anschlußarmatur, die Steuerblöcke, die Rückschlagventile und die Drosselinrichtung. Die Feuerlöscher UBZB und UBSch2 sind mit Freon 114W₂ gefüllt.

Die Neutralgasanlage NG leitet während des Fluges neutrales Gas in die Kraftstoffbehälter, wodurch ein nicht explosives Medium entsteht. Die Neutralgasanlage kann zum Löschen eines Brandes genutzt werden. Dazu ist der Knopf НИ К ПОЖАРУ zu drücken.

Die Neutralgasanlage besteht aus 3 Behältern OSU-5 mit je 8 l Inhalt, die mit dem CO₂-Gas gefüllt sind, sowie aus den Ventilen und Rohrleitungen mit der Anschlußarmatur. Die Auslösung erfolgt vom Bedienpult der Anlage durch Pyropatronen.

6.4.2. Kontrolle der Feuerlöschanlage und der Brandsignalisation

Die Feuerlöschanlage und die Brandsignalisation sind vor jedem Probelauf des Triebwerks bei der Flugvorbereitung folgendermaßen zu kontrollieren:

- Den Hauptschalter der Feuerlöschanlage auf ПРИБЕЖКА schalten.
 - Die Sicherungsschalter ПРОТИВПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ einschalten.
Die gelben Signallampen der Pyropatronenstromkreise leuchten auf und signalisieren damit die Einsatzbereitschaft der Feuerlöschbehälter UBZ-8 und UBSch2.
Die roten Signallampen und Leuchtdrucktaster dürfen nicht aufleuchten.
- Leuchten die roten Signallampen auf, ist die Kontrolle zu unterbrechen!

- Am Kontrollpult der Feuerlöschanlage den Wahlschalter auf die zu prüfende Gebergruppe schalten.
Dabei werden die Geber der Gruppe überprüft, die in den brandgefährdeten Räumen angeordnet sind.
 - In jeder Stellung des Wahlschalters den Kontrollknopf drücken.
Dabei ertönt die Sirene und es leuchten jeweils 4 rote Leuchtdrucktaster der der entsprechenden Gebergruppe zugeordneten Wegeventile auf. Beim Loslassen des Kontrollknopfes verstummt die Sirene und die Leuchtdrucktaster erlöschen.
 - Analog die Geberkreise und Wegeventile der Anlage SSP-7 überprüfen.
Dabei leuchtet jedoch nur eine rote Signallampe des entsprechenden Triebwerks auf und die Sirene ertönt, solange der Kontrollknopf gedrückt wird.
Den Wahlschalter anschließend in die Stellung КРАЙН schalten.
 - Den Leuchttaster, der aufleuchtet, drücken.
Die gelben Signallampen der Pyropatronenstromkreise der beiden ersten Reihen (links und rechts) erlöschen.
 - Den Hauptschalter der Feuerlöschanlage für 1 ... 2 s in die Neutralstellung schalten.
 - Den Hauptschalter wieder auf ПРИБЕЖКА schalten.
Die gelben Signallampen der Pyropatronenstromkreise leuchten auf und die roten Leuchttaster leuchten nicht.
 - Analog die anderen roten Leuchttaster drücken und damit die Feuerlöschanlage vollständig überprüfen.
- Es ist verboten, die Drucktaster zum Entleeren der Feuerlöscher während der Kontrolle zu drücken, damit die Feuerlöscher nicht ansprechen!
- Den Hauptschalter in die Neutralstellung schalten.
Alle Signallampen erlöschen.
 - Den Hauptschalter auf ПОКАПОТВНННННН schalten. Die gelben Signallampen, die den einwandfreien Zustand der Pyropatronen aller Feuerlöscher UBZ-8 und UBSch2 signalisieren, leuchten auf und die Einsatzbereitschaft der Feuerlöschanlage wird angezeigt.
 - Die Anzeige des Druckes in den Feuerlöschern UBZ-8 und UBSch2 anhand der Tabelle 6/4 überprüfen.
- Wird an der Feuerlöschanlage ein Defekt festgestellt, ist der Hauptschalter nicht auf ПОКАПОТВНННННН zu schalten, damit die 1. Reihe der Feuerlöscher nicht automatisch anspricht!

Tabelle 6/8 Absicherung der Stromkreise der Funk- und Funkmeßausrüstung

Gerät bzw. Anlage	Typ der Sicherung	Einbaustelle
Bordsprechanlage SPU-7:		
- Verstärker des Netzes Nr. 1	ASS-2	Pult des Bordfunkers
- Verstärker des Netzes Nr. 2	ASS-2	Pult des Bordfunkers
Funkstation "Mikron"	ASS-10 SP-15	Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers
UKW-Funkstation "Baklan-20" Nr.1, Nr. 2	ASS-10 ASS-10	Pult der Sicherungsschalter Pult der Sicherungsschalter
Magnettongerät MS-61B	SP-2	Pult der Sicherungsschalter
Funkkompaß ARK-UD	ASS-2 SP-2 SP-2 SP-2	Pult des Steuermann Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers
Funkkompaß ARK-15M Nr. 1	ASS-5 SP-5 SP-5 SP-2	Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers
Funkkompaß ARK-15M Nr. 2	ASS-5 SP-5 SP-5	Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers
Funkhöhenmesser RW-5	ASS-2 SP-2	Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers
Anlage KURS-MP-2	ASS-5 ASS-5 ASS-5 SP-2 SP-2 SP-2	Pult der Sicherungsschalter Pult der Sicherungsschalter Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers
Entfernungsmesser SD-67	ASS-5 SP-2	Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers
Funkmeßgerät "Grosa-26" mit der Anlage RPMS	ASR-6 SP-5 SP-2 SP-2	Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers Pult des Bordfunkers
Transponder SOM-64	ASS-5 SP-5	Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers
Warngerät S3M	ASS-2 SP-2	Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers
Antwortgerät SRO-2	ASS-2 SP-5	Pult der Sicherungsschalter Pult des Bordfunkers

6.11. Funk- und Funkmeßausrüstung

6.11.1. Zweckbestimmung und Zusammensetzung

Die Funk- und Funkmeßausrüstung des Flugzeugs gewährleistet:

- die 2seitige Sprech- und Tastfunkverbindung mit den Bodenfunkstellen sowie mit anderen Flugzeugen während des Fluges,
- die Verbindung zwischen den Besatzungsmitgliedern und die Aufzeichnung der Gespräche vom Anschluß des Besatzungskommandeurs,
- die Funkmeßbeobachtung der Erdoberfläche zu Navigationszwecken sowie die Lösung von Navigationsaufgaben,
- das Suchen in Not Geratener, die mit MW-DMW-Notfunkstationen ausgerüstet sind,
- das Orten von Hindernissen, Gewitterzonen und Gebieten mit starker Turbulenz auf dem Flugweg,
- die Abstrahlung von Auskunftsdaten über den Transponder,
- den gezielten Abwurf von Lasten und das gezielte Absetzen von Truppen,

h) die optische und akustische Warnsignalisation bei der Anstrahlung des Flugzeugs durch Funkmeßmittel,

- die Warnung vor gefährlichen Höhen,
- das Bestimmen der wahren Flughöhe,
- die Navigation nach Bodenfunkfeuern, Rundfunkseindern und UKW-Funkfeuern VOR,
- den Landeanflug und die Landeberechnung unter schwierigen Wetterbedingungen nach den Systemen ILS, OSP und SP-50.

Zur Funk- und Funkmeßausrüstung gehören:

- die KW-Funkstation "Mikron",
- die 2 Kommando-UKW-Funkstationen "Baklan-20" Nr.1 und 2,
- die Bordsprechanlage SPU-7,
- das Bordmagnettongerät MS-61B,
- die 2 automatischen Funkkompaße ARK-15M Nr.1 und 2,
- der UKW-DMW-Funkkompaß ARK-UD,
- der Funkhöhenmesser RW-5,
- die Navigations- und Landeanlage KURS-MP-2,
- der Entfernungsmesser SD-67,
- das Funkmeßgerät "Grosa-26" mit der Anlage RPM-S,

6.12. Geräte der objektiven Kontrolle

6.12.1. Flugdatenschreiber MSRP-12-96

6.12.1.1. Beschreibung und Zweckbestimmung

Der Flugdatenschreiber MSRP-12-96 ist bestimmt zum Aufzeichnen der Parameter, die den Flugzustand sowie die Nutzung der Triebwerkanlage und der Anlagen des Flugzeugs charakterisieren und zum Sichern dieser Informationen bei einer Havarie des Flugzeugs.

Die Aufzeichnung der Parameter erfolgt auf einem Magnetband, das auf die Spezialkassetten des Magnetlaufwerks (LPM) gewickelt ist. Die Aufzeichnungen werden mit dem Bodenauswertegerät DUMS ausgewertet.

Der Flugdatenschreiber wird vom Bordnetz des Flugzeugs versorgt. Bei einem Ausfall oder beim Abschalten der Hauptversorgung wird er automatisch auf die Versorgung von der Notschiene umgeschaltet.

Das Magnetbandlaufwerk wird folgendermaßen eingeschaltet:

- a) beim Schalten des Schalters РУЛЕНИЕ-ВЗЛЕТ - ПОСАДКА auf ВЗЛЕТ - ПОСАДКА,
- b) während des Starts vom Geschwindigkeitsschalter beim Erreichen der Geschwindigkeit (70 ± 50) km/h,
- c) vom Endschalter beim Abheben der Bugräder von der SLB.

Das Magnetbandlaufwerk wird durch das Aufheben aller Einschaltensignale ausgeschaltet:

- a) vom Endschalter, wenn die Bugräder die SLB bei der Landung berühren,
- b) vom Geschwindigkeitsschalter beim Erreichen der Ausrollgeschwindigkeit (70 ± 50) km/h,
- c) beim Schalten des Schalters РУЛЕНИЕ-ВЗЛЕТ - ПОСАДКА auf РУЛЕНИЕ.

Die Überprüfung und das Vorwärmen des Flugdatenschreibers hat der 2. Flugzeugführer durchzuführen.

6.12.1.2. Überprüfung

Der Flugdatenschreiber ist folgendermaßen zu überprüfen:

- a) Bei angeschlossenen Außenbordspannungsquellen den Schalter КОМПОНЬ МСРП-12 einschalten.
- b) Das Gerät entsprechend der Lufttemperatur vorwärmen, d. h.
 - 5 min bei einer Lufttemperatur von $+5^{\circ}\text{C}$,
 - 15 min bei Lufttemperaturen von $+5 \dots -30^{\circ}\text{C}$,
 - 20 min bei Lufttemperaturen von $-30 \dots -40^{\circ}\text{C}$,
 - 30 min bei Lufttemperaturen von $-40 \dots -50^{\circ}\text{C}$,

- 40 min bei Lufttemperaturen von -50°C und niedriger.

- c) Den Knopf ПРОВЕРКА ЛММ drücken und am Aufleuchten der Signallampe РАБОТА ЛММ die Funktionstüchtigkeit des Magnetbandlaufwerks kontrollieren.
- d) Den Knopf ПРОВЕРКА ЛММ loslassen. Die Signallampe muß erlöschen.
- e) Nach dem Vorwärmen und Überprüfen den Flugdatenschreiber mit dem Schalter КОМПОНЬ МСРП-12 ausschalten.

• Der Start des Flugzeugs mit defektem Flugdatenschreiber MSRP-12-96 ist verboten!

6.12.1.3. Einschalten und Funktionskontrolle

Der 2. Flugzeugführer hat vor dem Start das Magnetbandlaufwerk einzuschalten und dessen Funktion zu überprüfen.

Nach dem Anlassen der Triebwerke ist vor dem Rollen zum Start der Knopf ПРОВЕРКА ЛММ kurz zu drücken und das Aufleuchten der Signallampe РАБОТА ЛММ zu kontrollieren.

Während des Fluges ist die Funktion des Magnetbandlaufwerks am Leuchten der Signallampe РАБОТА ЛММ zu kontrollieren.

• Der Schalter КОМПОНЬ МСРП-12 am rechten Bedienpult muß während des Fluges eingeschaltet sein!

6.12.2. Tonbandgerät MS-61B

Das Tonbandgerät ist bestimmt zum Aufzeichnen der Gespräche des Besatzungskommandeurs mit anderen Funkstellen über die Bordsprechanlage sowie zur unabhängigen Aufzeichnung von seinem Mikrofon. Die Aufzeichnung (bis zu 5,5 h) erfolgt auf einem Drahttonträger. Das Tonbandgerät wird von der Notschiene mit Gleichspannung 27 V versorgt. Es ist vor dem Anlassen der Triebwerke mit dem Schalter ВКЛ.-ВЫКЛ. (auf ВКЛ.) einzuschalten und wird auch beim Schalten des Schalters ПОВОРОТ КОЛЕСА auf РУЛЕНИЕ oder ВЗЛЕТ - ПОСАДКА sowie automatisch beim Abheben des Hauptfahrwerks von der SLB, unabhängig von der Stellung des Schalters ВКЛ - ВЫКЛ. am Bedienpult eingeschaltet. Die Aufzeichnung erfolgt ständig, unabhängig von der Stellung des Schalters НЕИСПРЯЖЕННАЯ РАБОТА - АВТОМОНЬ.

Der Schalter ЛАП - СИУ muß sich in der Stellung СИУ befinden. In der Stellung ЛАП erfolgt die Aufzeichnung von internen Informationen, die nicht über die Funkstation gesendet werden sollen.

Das Tonbandgerät ist nach dem Rollen auf den Abstellplatz auszuschalten.

3. Berechnen der Schwerpunktlage mit dem Schwerpunktrechenstab

3.1. Zweckbestimmung des Rechenstabes

Der Rechenstab dient zum Berechnen

- a) der Schwerpunktlage des Flugzeugs bei der üblichen Anordnung der Lasten,
- b) der erforderlichen Anordnung einer "Zentrierlast" (verschiebbaren Last) zum Erreichen einer vorgegebenen Schwerpunktlage sowie der Veränderung der Schwerpunktlage durch
 - das Ein- und Ausfahren des Fahrwerks,
 - den Ausbau, das Umsetzen und den Einbau von Ausrüstungen des Flugzeugs auf der gesamten Länge (im Bereich des Laderaums sowie des Rumpfvorder- und Rumpfhinterteils),
 - den Abwurf von Lasten,
 - den Kraftstoffverbrauch.

Mit den Additionsskalen des Rechenstabes wird die Masse des beladenen Flugzeugs bestimmt.

3.2. Beschreibung des Rechenstabes

3.2.1. Allgemeines

Der Rechenstab besteht aus dem Stab und dem Schieber mit Skalen auf der Vorder- und Rückseite (Bild Ah/6 und Ah/7) sowie dem Läufer.

Zum Berechnen der Masse des beladenen Flugzeugs und der Schwerpunktlage dienen die Skalen auf der Vorderseite des Rechenstabes.

Die Schwerpunktlage des beladenen Flugzeugs wird anhand der Endstellung des Läufers abgelesen; die Masse des beladenen Flugzeugs wird auf der Rückseite des Rechenstabes bestimmt.

3.2.2. Vorderseite des Rechenstabes

Auf die Vorderseite des Rechenstabes (Bild Ah/6) sind folgende Skalen und Nomogramme aufgetragen:

- a) Mit den unteren Additionsskalen auf dem Stab und dem Schieber wird die Start- und Landemasse bestimmt. 1 Teilstrich dieser Skalen entspricht 100 kg. Die Null der Additionsskala des Schiebers wird an den Teilstrich der Skala auf dem Stab, der der Masse des ausgerüsteten Flugzeugs entspricht, eingestellt. Die Masse des beladenen Flugzeugs wird durch Addieren (mit dem Schieber und Läufer) aller Lasten und der Masse des ausgerüsteten Flugzeugs berechnet. Die Masse des ausgerüsteten Flugzeugs ist um 484 kg (Masse der Dienstlast) bzw. 500 kg (beim Personentransport) größer als die Masse des leeren Flugzeugs. Zum Bestimmen der Masse des ausgerüsteten Flugzeugs ist die Masse des leeren Flugzeugs dem Bordbuch zu entnehmen oder auf der Hülle des Rechenstabes abzulesen.

Zur Masse des ausgerüsteten Flugzeugs gehören:

2 Flugzeugführer	180 kg
1 Steuermann	90 kg
1 Bordtechniker	90 kg
Schmierstoff	101 kg
Sauerstoff für die Besatzung	7 kg
Chemikalien für die Toilette	6 kg
Wasser für die Toilette	10 kg
Trinkwasser (beim Personentransport)	16 kg

Gesamt 500 kg
=====

- b) Im oberen Teil des Rechenstabes ist auf dem Stab die Skala mit den Indexen des ausgerüsteten Flugzeugs aufgetragen. 1 Teilstrich dieser Skala entspricht 1 cm. Der Index des ausgerüsteten Flugzeugs ist um 14,4 cm kleiner als der Index des leeren Flugzeugs. Zum Bestimmen des Indexes des ausgerüsteten Flugzeugs ist der Index des leeren Flugzeugs dem Bordbuch zu entnehmen oder auf der Hülle des Rechenstabes abzulesen.
- c) Auf dem Schieber sind die 3 Hauptnomogramme der Beladung für beliebige Lasten in beliebigem Abstand im Laderaum dargestellt. (Die Abmessungen des Laderaums werden im Bild Ah/5 dargestellt.) An der linken Seite ist ein Dreiecknomogramm für Lasten im Bereich von 2 ... 8 m dargestellt. Die Ausgangslinie zum Ablesen der Abstände von 2 ... 5 m ist die rechte äußere schräge Linie;

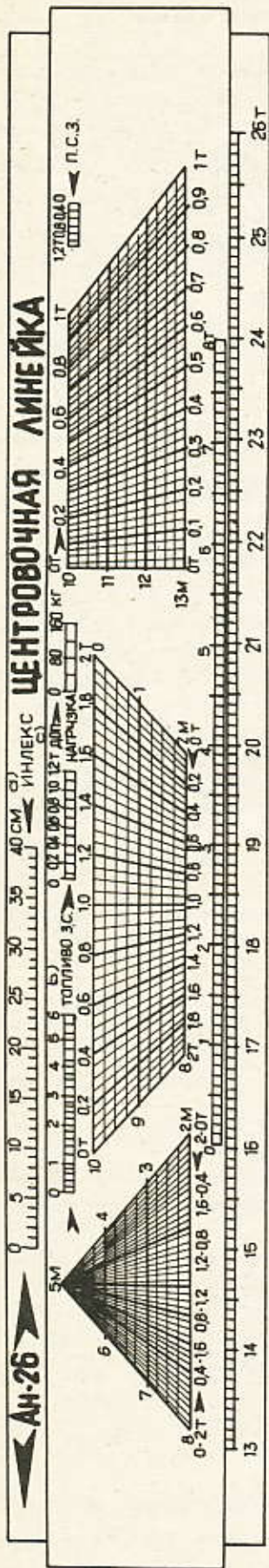


Bild Ah/6 Vorderseite des Rechenstabes
 a) Index; b) Kraftstoff; c) Zusatzlast

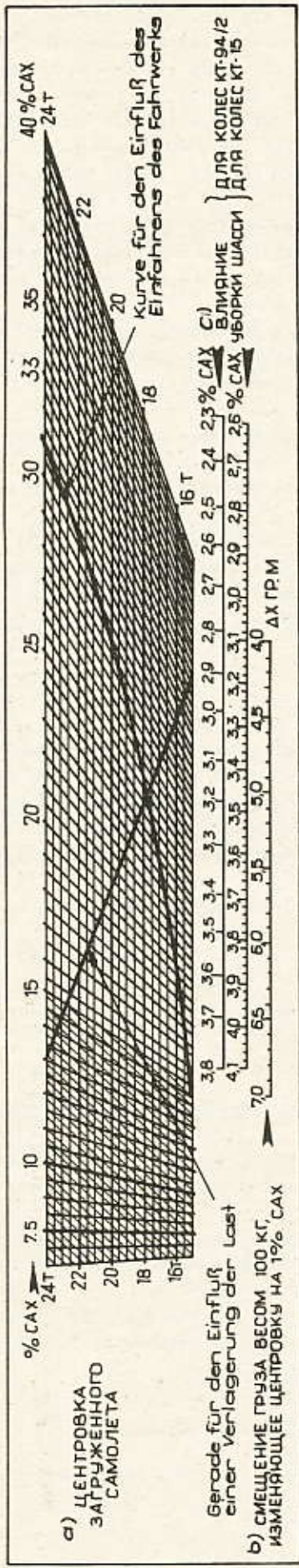


Bild Ah/7 Rückseite des Rechenstabes
 a) Schwerpunktlage des beladenen Flugzeugs; b) Verlagerung einer Last mit einer Masse von 100 kg, die die Schwerpunktlage um 1 % der mittleren aerodynamischen Sehne verändert; c) Einfluß des Einfahrens des Fahrwerks für die Räder KT-94/2 und KT-157

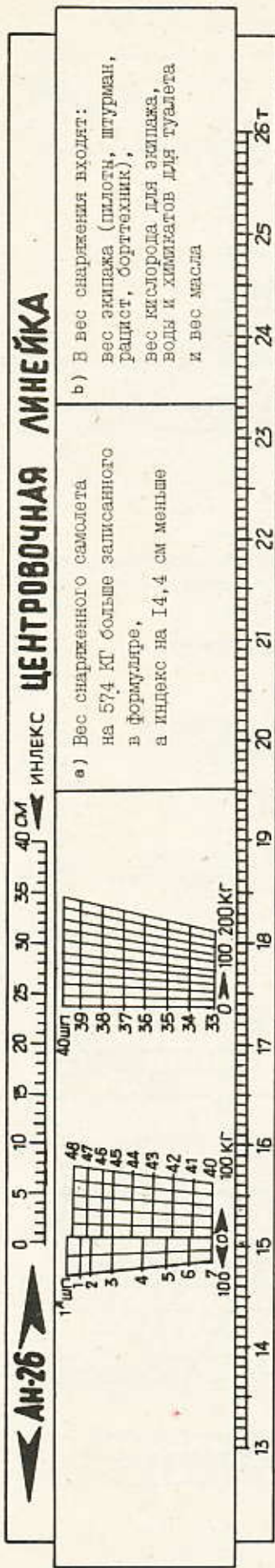
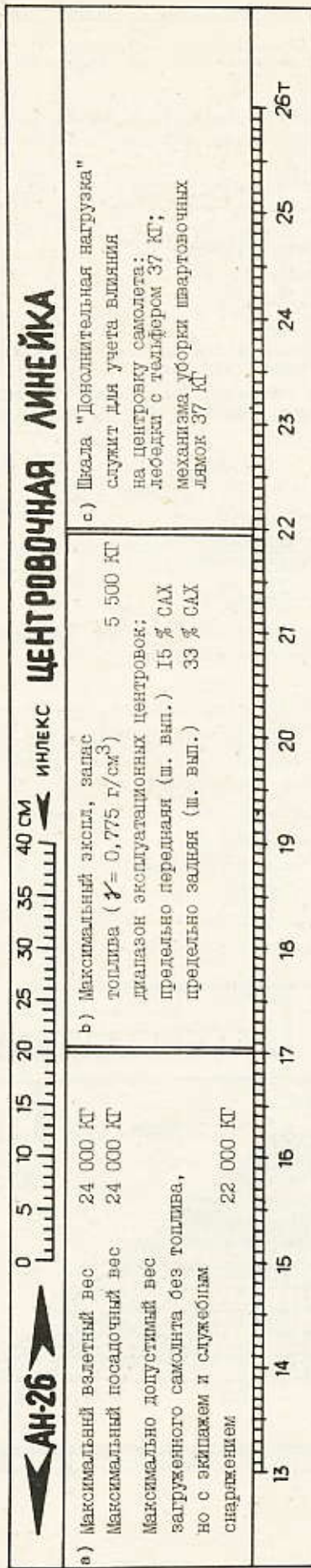


Bild Ah/8 Vorderseite des Rechenstabes mit umgedrehtem Schieber

- а) Die Masse des ausgerüsteten Flugzeugs ist um 484 kg größer als die im Bordbuch eingetragenene, der Index ist um 14,4 cm kleiner
- б) Zur Masse der Ausrüstung zählen: die Besatzung (Flugzeugführer, Steuermann, Bordtechniker), der Sauerstoff für die Besatzung, das Wasser und die Chemikalien für die Toilette und der Schmierstoff



- а) maximale Startmasse 24 000 kg
maximale Landemasse 24 000 kg
höchstzulässige Masse des beladenen Flugzeugs ohne Kraftstoff mit Besatzung und Dienstausrüstung 22 000 kg

- б) maximaler Kraftstoffvorrat ($\gamma = 0,775 \text{ g/cm}^3$) 5 500 kg
Bereich der Schwerpunktlagen: maximale vordere (Fahrwerk ausgefahren) 15 % maximale hintere (Fahrwerk ausgefahren) 33 %

- в) Die Skala ДОП. НАГРУЗКА ("Zusatzlast") dient zum Berücksichtigen des Einflusses folgender Massen auf die Schwerpunktlage des Flugzeugs: Seilwinde mit Wagen 37 kg
Einrichtung zum Einholen der Verankerungsgurte 37 kg

Bild Ah/9 Vorderseite des Rechenstabes ohne Schieber

Nutzung und Austauschbarkeit von Kraft- und Schmierstoffen sowie Spezialflüssigkeiten

Zur Nutzung für das Flugzeug An-26 mit den Triebwerken AI-24 und dem Hilfstriebwerk RU19A-300 sind die in dieser Anleitung festgelegten Kraft- und Schmierstoffe und Spezialflüssigkeiten zugelassen. Außer den Kraftstoffen TS-1 und T-2 sowjetischer Produktion nach GOST 10227-62 sowie ihren Gemischen können für die Triebwerke AI-24 und das Hilfstriebwerk RU19A-300 die in der Tabelle Ah/5 angegebenen Kraftstoffe als Austauschkraftstoffe genutzt werden. Diese Kraftstoffe entsprechen in ihren physikalisch-chemischen Eigenschaften den Kraftstoffen TS-1 und T-2.

Der Gefrierpunkt des Kraftstoffes darf -48°C nicht überschreiten.

Tabelle Ah/6 enthält die Schmierstoffe sowjetischer Produktion für die Schmieranlagen der Triebwerke AI-24 und des Hilfstriebwerks RU19A-300 sowie ihre Austauschschmiermittel.

Tabelle Ah/5 Kraftstoffe für die Flugzeuge An-26 mit den Triebwerken AI-24 und dem Hilfstriebwerk RU19A-300

Land	Kraftstoffmarke	Standard	Anmerkung
UdSSR	TS-1, T-2, T-1 RT	GOST 10227-62 GOST 16564-71 mit dem Zusatz INOL	
CSSR	PL-4	TRD-25-005-64	
VRP	P-2	PN-57/c-96026	Entsprechen dem sowjetischen Kraftstoff T-1
DDR	LW-9025	TGL-129991	
VRB	TS-1	-	Produktion nach den sowjeti- schen Standards
UVR	TS-1	-	GOST 10227-62, GOST 7149-54 und
SRR	T-1	-	GOST 10227-62
Großbritannien	Avtur-50	DERD-2494	
Frankreich	Avtur-50	Air-3405-/b	
Kanada	Typ-1	3GP-23e	
USA	Typ A-1	D1655/63t	
Japan	JP-5 (Avkat)	DERD-2498	
-	ATK		
-	ATF		
-	EFT		
-	JP-1		

Tabelle Ah/6 Schmierstoffe für das Flugzeug An-26 mit den Triebwerken AI-24 und dem Hilfstriebwerk RU19A-300

Triebwerk	Marke des Schmierstoffs bzw. Schmierstoffgemischs (Vol.-%)				
	Hersteller				
	UdSSR	Frankreich	USA	Großbritannien	Kanada
AI-24	75 % Transformatorenöl nach GOST 982-68 bzw. MK-8 (MK-8P) nach GOST 6457-66 und 25 % Öl MK-22 bzw. MS-20 nach GOST 1013-49	75 % Turbooil-3 (Air 3515A) und 25 % oil-100 (Air-3560/C)	75 % oil 1010 (Mil-O-6081B) und 25 % oil-1100 (Mil-L-6082C)	75 % Turbooil-3 (D.Eng.RD-2490) und 25 % oil-100 (D.Eng.RD-2472) B/o oder W100 (D.Eng.RD-2450)	75 % oil 1010 (3-GP-901) und 25 % oil-1100 (3-P-100B)
RU19A-300	MK-8 und MK-8P nach GOST 6457-66	Turbooil-3 (Air 3515A)	Oil-1010 Mil-O-6081B	Turbooil-3 (Air 3515A)	oil 1010 (3-GP-901)