FLUGHANDBUCH

DA 40

Lufttüchtigkeitsgruppe	**: Normal, Utility**
Angewandte Bauvorschrift :	**JAR-23**
Werknummer	**: _____**
Kennzeichen	**: _____**
Dok. Nr.	**: 6.01.01**
Ausgabedatum	**: 26 Juni 2000**

Unterschrift	:	
Behörde	:	AUSTRO CONTROL GmbH Abteilung Flugtechnik Zweigle A-1030 Wien, Schlachgasse 11
Stempel	:	AUSTRO CONTROL GmbH 640
Anerkennungsdatum	:	26. Juni 2000

Dieses Flughandbuch ist anerkannt für die Joint Aviation Authorities (JAA) durch die Österreichische Luftfahrtbehörde Austro Control (ACG) als primäre Zulassungsbehörde (PCA) in Übereinstimmung mit den JAA Zulassungverfahren (JAA JC/VP).

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
ÖSTERREICH

VORWORT

Wir beglückwünschen Sie zu Ihrer neuen DIAMOND STAR.

Sicherer Umgang mit einem Flugzeug erhöht die Sicherheit und mehrt den Spaß am Fliegen. Nehmen Sie sich deshalb die Zeit, um sich mit Ihrer neuen DIAMOND STAR vertraut zu machen.

Das Flugzeug darf nur in Übereinstimmung mit den Anweisungen und festgelegten Betriebsgrenzen dieses Flughandbuchs betrieben werden.

Vor der Inbetriebnahme des Flugzeugs ist das Flughandbuch in seinem vollen Inhalt zur Kenntnis zu nehmen.

' Sollten Sie Ihre DIAMOND STAR gebraucht erworben haben, teilen Sie uns bitte Ihre
' Adresse mit, damit wir Sie mit den für den sicheren Betrieb des Flugzeuges notwendigen
' Publikationen versorgen können.

Dieses Werk ist urheberrechtlich geschützt. Die dadurch begründeten Rechte, insbesondere die der Übersetzung, des Nachdrucks, der Funksendung, der Wiedergabe auf photomechanischem oder ähnlichem Wege und der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen bleiben, auch bei nur auszugsweiser Verwertung, vorbehalten.

Copyright © by: DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH
N.A. Otto-Straße 5
A-2700 Wiener Neustadt, Österreich
Tel. : +43-2622-26700
Fax : +43-2622-26780
E-Mail : office@diamond-air.at

0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

' Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuchs, ausgenommen
' • Temporäre Revisionen,
' • Aktualisierungen des Flugzeug-Änderungsstands (Abschnitt 1.1),
' • Aktualisierungen der Masse- und Schwerpunktdaten (Abschnitt 6.3),
' • Aktualisierungen des Ausrüstungsverzeichnisses (Abschnitt 6.5) und
' • Aktualisierungen der Liste der Ergänzungen (Abschnitt 9.2)
müssen in der nachstehenden Tabelle erfaßt werden. Berichtigungen der anerkannten Abschnitte bedürfen der Gegenzeichnung durch Austro Control GmbH.

Der neue oder geänderte Text wird auf der überarbeiteten Seite durch eine senkrechte schwarze Linie am linken Rand gekennzeichnet, die laufende Nummer der Berichtigung und das Datum erscheinen am unteren Rand der Seite.

Falls von einer Revision solche Seiten betroffen sind, die werknummernbezogene Informationen enthalten (Änderungsstand des Flugzeugs, Wägedaten, Ausrüstungsverzeichnis, Liste der Ergänzungen), so müssen diese Informationen handschriftlich auf die neuen Seiten übertragen werden.

' Temporäre Revisionen werden, sofern anwendbar, hinter dem Deckblatt dieses
' Handbuchs eingefügt. Sie dienen zur Weitergabe von Informationen über Systeme oder
' Ausrüstung, bis die nächste 'permanente' Revision des Flughandbuchs in Kraft tritt. Wenn
' eine 'permanente' Revision eine vorgeschriebene oder eine optionale Änderungsmitteilung
' (MÄM oder OÄM) beinhaltet, so wird die entsprechende Temporäre Revision ersetzt.
' Beispiel: Revision 5 beinhaltet OÄM 40-039, folglich wird die Temporäre Revision TR-
' OÄM-40-039 durch die 'permanente' Revision 5 ersetzt.

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite	Datum der Revision	Aner-kennungs-vermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Ein-arbeitung	Unter-schrift
1	Korrekturen	alle	alle	26-Sep-2000	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	09-Okt-2000		

Rev. Nr.	Anlaß	Abschnitt	Seite	Datum der Revision	Anerkennungsvermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Einarbeitung	Unterschrift
2	OÄM 40-060 (White Wire optional) OÄM 40-068 (Essential Bus) OÄM 40-073 (LASAR optional) Korrekturen	0	0-2, 0-4 bis 0-7	19-Dez-2000	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	25-Jän-2001		
		1	1-16					
		2	2-1, 2-7 bis 2-9, 2-13 bis 2-19					
		3	3-1, 3-7, 3-8, 3-19, 3-20, 3-25, 3-26					
		4A	4A-3 bis 4A-10, 4A-14, 4A-15					
		4B	4B-4 bis 4B-6					
		6	6-1, 6-2, 6-12 bis 6-14					
		7	7-1, 7-8, 7-14, 7-23, 7-28 bis 7-38					
3	OÄM 40-064 (Night VFR) OÄM 40-069 (Ruder-sperre) OÄM 40-070 (Schleppgabel) Korrekturen	0	0-2 bis 0-7	05-Feb-2001	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	23 Apr 2001		
		1	1-2					
		2	2-1, 2-8, 2-9, 2-12, 2-15 bis 2-20					
		3	3-1, 3-25 bis 3-27					
		4A	4A-1, 4A-8 bis 4A-31					
		5	5-7, 5-14, 5-16					
		6	6-7, 6-9, 6-12 bis 6-14					
		7	7-32, 7-35, 7-36					
		8	8-1 bis 8-9					
4	OÄM 40-067 (IFR) Korrekturen	alle	alle	09-Apr-2001	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	23 Apr 2001		

Rev. Nr.	Anlaß	Abschnitt	Seite	Datum der Revision	Anerkennungsvermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Einarbeitung	Unterschrift
5	OÄM 40-061 (KAP 140 Autopilot) OÄM 40-073 (SlickSTART) OÄM 40-081 (Türschloß) OÄM 40-085 (KX 155A als COM 1) OÄM´s 40-092 bis 40-094 (Mikrotechna Fahrtmesser, Höhenmesser, Variometer) MÄM 40-039/a (VM 1000) MÄM 40-048 (Notfenster rechts) Korrekturen	0	0-1 bis 0-8	09 Sep 2001	Winkler AUSTRO CONTROL GmbH 640	12. JUNI 2002	21 Jun 2002	Thomas Kramnicka
		1	1-2, 1-5, 1-14					
		2	2-1, 2-16, 2-22, 2-23, 2-24					
		3	3-13, 3-18					
		4A	4A-8, 4A-10, 4A-22, 4A-23, 4A-26					
		4B	4B-1, 4B-8					
		6	6-5, 6-8, 6-10, 6-12 bis 6-17					
		7	7-13, 7-14, 7-33, 7-35					
		8	8-10					
		9	9-1, 9-3, 9-4, 9-5					

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kap.	Seite	Datum
0	0-0	09-Apr-2001
	0-1	09-Sep-2001
	0-2	09-Sep-2001
	0-3	09-Sep-2001
	0-4	09-Sep-2001
	0-5	09-Sep-2001
	0-6	09-Sep-2001
	0-7	09-Sep-2001
	0-8	09-Sep-2001
	0-9	09-Apr-2001
1	1-1	09-Apr-2001
	1-2	09-Sep-2001
	1-3	09-Apr-2001
	1-4	09-Apr-2001
	1-5	09-Sep-2001
	1-6	09-Apr-2001
	1-7	09-Apr-2001
	1-8	09-Apr-2001
	1-9	09-Apr-2001
	1-10	09-Apr-2001
	1-11	09-Apr-2001
	1-12	09-Apr-2001
	1-13	09-Apr-2001
	1-14	09-Sep-2001
	1-15	09-Apr-2001
	1-16	09-Apr-2001
	1-17	09-Apr-2001
	1-18	09-Apr-2001
	1-19	09-Apr-2001
	1-20	09-Apr-2001

Kap.	Seite	Datum
2	2-1	09-Sep-2001
	anerk. 2-2	09-Apr-2001
	anerk. 2-3	09-Apr-2001
	anerk. 2-4	09-Apr-2001
	anerk. 2-5	09-Apr-2001
	anerk. 2-6	09-Apr-2001
	anerk. 2-7	09-Apr-2001
	anerk. 2-8	09-Apr-2001
	anerk. 2-9	09-Apr-2001
	anerk. 2-10	09-Apr-2001
	anerk. 2-11	09-Apr-2001
	anerk. 2-12	09-Apr-2001
	anerk. 2-13	09-Apr-2001
	anerk. 2-14	09-Apr-2001
	anerk. 2-15	09-Apr-2001
	anerk. 2-16	09-Sep-2001
	anerk. 2-17	09-Apr-2001
	anerk. 2-18	09-Apr-2001
	anerk. 2-19	09-Apr-2001
	anerk. 2-20	09-Apr-2001
	anerk. 2-21	09-Apr-2001
	anerk. 2-22	09-Sep-2001
	anerk. 2-23	09-Sep-2001
	anerk. 2-24	09-Sep-2001

Kap.	Seite	Datum
3	3-1	09-Apr-2001
	3-2	09-Apr-2001
	3-3	09-Apr-2001
	3-4	09-Apr-2001
	3-5	09-Apr-2001
	3-6	09-Apr-2001
	3-7	09-Apr-2001
	3-8	09-Apr-2001
	3-9	09-Apr-2001
	3-10	09-Apr-2001
	3-11	09-Apr-2001
	3-12	09-Apr-2001
	3-13	09-Sep-2001
	3-14	09-Apr-2001
	3-15	09-Apr-2001
	3-16	09-Apr-2001
	3-17	09-Apr-2001
	3-18	09-Sep-2001
	3-19	09-Apr-2001
	3-20	09-Apr-2001
	3-21	09-Apr-2001
	3-22	09-Apr-2001
	3-23	09-Apr-2001
	3-24	09-Apr-2001
	3-25	09-Apr-2001
	3-26	09-Apr-2001
	3-27	09-Apr-2001
	3-28	09-Apr-2001
	3-29	09-Apr-2001
	3-30	09-Apr-2001
	3-31	09-Apr-2001
	3-32	09-Apr-2001
	3-33	09-Apr-2001
	3-34	09-Apr-2001
	3-35	09-Apr-2001
	3-36	09-Apr-2001

Kap.	Seite	Datum
4A	4A-1	09-Apr-2001
	4A-2	09-Apr-2001
	4A-3	09-Apr-2001
	4A-4	09-Apr-2001
	4A-5	09-Apr-2001
	4A-6	09-Apr-2001
	4A-7	09-Apr-2001
	4A-8	09-Sep-2001
	4A-9	09-Apr-2001
	4A-10	09-Sep-2001
	4A-11	09-Apr-2001
	4A-12	09-Apr-2001
	4A-13	09-Apr-2001
	4A-14	09-Apr-2001
	4A-15	09-Apr-2001
	4A-16	09-Apr-2001
	4A-17	09-Apr-2001
	4A-18	09-Apr-2001
	4A-19	09-Apr-2001
	4A-20	09-Apr-2001
	4A-21	09-Apr-2001
	4A-22	09-Sep-2001
	4A-23	09-Sep-2001
	4A-24	09-Apr-2001
	4A-25	09-Apr-2001
	4A-26	09-Sep-2001
	4A-27	09-Apr-2001
	4A-28	09-Apr-2001
	4A-29	09-Apr-2001
	4A-30	09-Apr-2001
	4A-31	09-Apr-2001
	4A-32	09-Apr-2001
	4A-33	09-Apr-2001

Kap.	Seite	Datum
4B	4B-1	09-Sep-2001
	4B-2	09-Apr-2001
	4B-3	09-Apr-2001
	4B-4	09-Apr-2001
	4B-5	09-Apr-2001
	4B-6	09-Apr-2001
	4B-7	09-Apr-2001
	4B-8	09-Sep-2001
	4B-9	09-Apr-2001
5	5-1	09-Apr-2001
	5-2	09-Apr-2001
	5-3	09-Apr-2001
	5-4	09-Apr-2001
	5-5	09-Apr-2001
	5-6	09-Apr-2001
	5-7	09-Apr-2001
	5-8	09-Apr-2001
	5-9	09-Apr-2001
	5-10	09-Apr-2001
	5-11	09-Apr-2001
	5-12	09-Apr-2001
	5-13	09-Apr-2001
	5-14	09-Apr-2001
	5-15	09-Apr-2001
	5-16	09-Apr-2001
	5-17	09-Apr-2001
	5-18	09-Apr-2001
	5-19	09-Apr-2001
	5-20	09-Apr-2001

Kap.	Seite	Datum
6	6-1	09-Apr-2001
	6-2	09-Apr-2001
	6-3	09-Apr-2001
	6-4	09-Apr-2001
	6-5	09-Sep-2001
	6-6	09-Apr-2001
	6-7	09-Apr-2001
	6-8	09-Sep-2001
	6-9	09-Apr-2001
	6-10	09-Sep-2001
	6-11	09-Apr-2001
	6-12	09-Sep-2001
	6-13	09-Sep-2001
	6-14	09-Sep-2001
	6-15	09-Sep-2001
	6-16	09-Sep-2001
	6-17	09-Sep-2001

Kap.	Seite	Datum
	7-1	09-Apr-2001
	7-2	09-Apr-2001
	7-3	09-Apr-2001
	7-4	09-Apr-2001
	7-5	09-Apr-2001
	7-6	09-Apr-2001
	7-7	09-Apr-2001
	7-8	09-Apr-2001
	7-9	09-Apr-2001
	7-10	09-Apr-2001
	7-11	09-Apr-2001
	7-12	09-Apr-2001
	7-13	09-Sep-2001
	7-14	09-Sep-2001
	7-15	09-Apr-2001
	7-16	09-Apr-2001
7	7-17	09-Apr-2001
	7-18	09-Apr-2001
	7-19	09-Apr-2001
	7-20	09-Apr-2001
	7-21	09-Apr-2001
	7-22	09-Apr-2001
	7-23	09-Apr-2001
	7-24	09-Apr-2001
	7-25	09-Apr-2001
	7-26	09-Apr-2001
	7-27	09-Apr-2001
	7-28	09-Apr-2001
	7-29	09-Apr-2001
	7-30	09-Apr-2001
	7-31	09-Apr-2001
	7-32	09-Apr-2001

Kap.	Seite	Datum
	7-33	09-Sep-2001
	7-34	09-Apr-2001
	7-35	09-Sep-2001
	7-36	09-Apr-2001
	7-37	09-Apr-2001
	7-38	09-Apr-2001
7	7-39	09-Apr-2001
	7-40	09-Apr-2001
	7-41	09-Apr-2001
	7-42	09-Apr-2001
	7-43	09-Apr-2001
	7-44	09-Apr-2001
	7-45	09-Apr-2001
	8-1	09-Apr-2001
	8-2	09-Apr-2001
	8-3	09-Apr-2001
	8-4	09-Apr-2001
	8-5	09-Apr-2001
8	8-6	09-Apr-2001
	8-7	09-Apr-2001
	8-8	09-Apr-2001
	8-9	09-Apr-2001
	8-10	09-Sep-2001
	8-11	09-Apr-2001
	9-1	09-Sep-2001
	9-2	20-Apr-2001
	9-3	09-Sep-2001
9	9-4	09-Sep-2001
	9-5	09-Sep-2001
	9-6	20-Apr-2001

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

Kapitel

ALLGEMEINES
(ein nicht anerkanntes Kapitel) 1

BETRIEBSGRENZEN
(ein anerkanntes Kapitel) 2

NOTVERFAHREN
(ein nicht anerkanntes Kapitel) 3

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN
(ein nicht anerkanntes Kapitel) 4A

ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN
(ein nicht anerkanntes Kapitel) 4B

LEISTUNGEN
(ein nicht anerkanntes Kapitel) 5

BELADEPLAN UND SCHWERPUNKTLAGE / AUSRÜSTUNGSLISTE
(ein nicht anerkanntes Kapitel) 6

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME
(ein nicht anerkanntes Kapitel) 7

HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG
(ein nicht anerkanntes Kapitel) 8

ERGÄNZUNGEN 9

KAPITEL 1
ALLGEMEINES

1.1 EINFÜHRUNG 1-2
1.2 ZULASSUNGSBASIS 1-3
1.3 HINWEISSTELLEN 1-4
1.4 ABMESSUNGEN 1-5
1.5 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN 1-7
1.6 PHYSIKALISCHE EINHEITEN 1-15
% 1.6.1 UMRECHNUNGSFAKTOREN 1-15
% 1.6.2 UMRECHNUNGSTABELLE LITER / US-GALLONEN 1-17
1.7 DREISEITENANSICHT 1-18
1.8 QUELLENVERZEICHNIS 1-19
1.8.1 MOTOR 1-19
1.8.2 PROPELLER 1-19
1.8.3 MOTORINSTRUMENTE 1-20
1.8.4 ZÜNDUNGSSTEUERUNG 1-20

1.1 EINFÜHRUNG

Das vorliegende Flughandbuch wurde erstellt, um Piloten und Ausbildern alle notwendigen Informationen für einen sicheren, zweckmäßigen und leistungsoptimierten Betrieb des Flugzeugs zu geben.

Das Handbuch enthält alle Daten, die dem Piloten aufgrund der Bauvorschrift JAR-23 zur Verfügung stehen müssen. Darüberhinaus enthält es Daten und Betriebshinweise, die aus Herstellersicht für den Piloten von Nutzen sein können.

Dieses Flughandbuch ist für alle Werknummern gültig. Ausrüstung und Änderungsstand (konstruktive Details) des Flugzeugs können von Werknummer zu Werknummer variieren. Daher sind einige Informationen in diesem Handbuch in Abhängigkeit von der jeweiligen Ausrüstung und dem Änderungsstand zutreffend. Die genaue Ausrüstung Ihrer Werknummer ist im Ausrüstungsverzeichnis in Abschnitt 6.5 angeführt. Der Änderungsstand ist, soweit dieses Handbuch davon betroffen ist, in der folgenden Tabelle erfaßt:

	Änderung	Bezug	vorhanden	
%	Autopilot	OÄM 40-061	**9** ja	**9** nein
	Emergency-Schalter	OÄM 40-067	**9** ja	**9** nein
	Essential Bus	OÄM 40-068	**9** ja	**9** nein
	Alternate Static Valve	OÄM 40-072	**9** ja	**9** nein
%	SlickSTART Zündsystem	OÄM 40-073	**9** ja	**9** nein
%	Türverriegelung	OÄM 40-081	**9** ja	**9** nein
%	Notfenster rechts	MÄM 40-048	**9** ja	**9** nein

Dieses Flughandbuch ist stets an Bord mitzuführen. Der dafür vorgesehene Ort ist die Seitentasche des linken vorderen Sitzes.

Die englischsprachige Ausgabe dieses Handbuchs stellt ein "FAA Approved Airplane Flight Manual" für US-registrierte Flugzeuge gemäß FAA Regulation 14 CFR, Part 21.29 dar.

% **WICHTIGER HINWEIS**

% Die DA 40 ist ein einmotoriges Flugzeug. Sie weist bei
% Einhaltung der Betriebsgrenzen und Wartungsvorschriften
% den durch die Zulassungsbasis geforderten hohen Grad an
% Zuverlässigkeit auf. Dennoch ist ein Triebwerksausfall nicht
% völlig ausgeschlossen. Aus diesem Grund sind Flüge bei
% Nacht, über geschlossenen Wolkendecken, unter
% Instrumentenflugwetterbedingungen oder über Gelände, das
% zur Landung ungeeignet ist, mit einem Risiko verbunden. Es
% wird daher dringend empfohlen, Flugzeiten und Flugrouten
% so zu wählen, daß dieses Risiko minimiert wird.

1.2 ZULASSUNGSBASIS

Dieses Flugzeug ist gemäß dem JAA JC/VP-Verfahren zugelassen. Die Zulassungsbasis für dieses Flugzeug ist JAR-23, veröffentlicht am 11. März 1994.

1.3 HINWEISSTELLEN

Spezielle Handbuchaussagen hinsichtlich Flugsicherheit oder Handhabung des Luftfahrzeuges sind durch Voranstellung eines der folgenden Begriffe besonders hervorgehoben:

WARNUNG

bedeutet, daß die Nichteinhaltung einer entsprechend gekennzeichneten Verfahrensvorschrift zu einer unmittelbaren oder erheblichen Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt.

WICHTIGER HINWEIS

bedeutet, daß die Nichteinhaltung einer entsprechend gekennzeichneten Verfahrensvorschrift zu einer geringfügigen oder einer mehr oder weniger langfristig eintretenden Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt.

ANMERKUNG

soll die Aufmerksamkeit auf Sachverhalte lenken, die nicht unmittelbar mit der Sicherheit zusammenhängen, die aber wichtig oder ungewöhnlich sind.

1.4 ABMESSUNGEN

Gesamtabmessungen

Spannweite	:	ca. 11,94 m
Länge	:	ca. 8,01 m
Höhe	:	ca. 1,97 m

Tragwerk

Flügelprofil	:	Wortmann FX 63-137/20 - W4
Flügelfläche	:	ca. 13,54 m²
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)	:	ca. 1,121 m
Flügelstreckung	:	ca. 10,53
V-Stellung	:	ca. 5°
Pfeilung Nase	:	ca. 1°

Querruder

%	Fläche (total, links+rechts)	:	ca. 0,654 m²

Flügelklappen

%	Fläche (total, links+rechts)	:	ca. 1,56 m²

Höhenleitwerk

Fläche	:	ca. 2,34 m^2
Ruderfläche	:	ca. 0,665 m²
Einstellwinkel	:	ca. -3,0° gegenüber Flugzeuglängsachse

Seitenleitwerk

Fläche	:	ca. 1,60 m²
Ruderfläche	:	ca. 0,47 m²

Fahrwerk

Spurweite	:	ca. 2,97 m
Radstand	:	ca. 1,68 m
Bugrad	:	5.00-5; 6 PR, 120 mph
Hauptrad	:	6.00-6; 6 PR, 120 mph

1.5 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN

a) Geschwindigkeiten

CAS: Berichtigte Fluggeschwindigkeit (Calibrated Airspeed), angezeigte Geschwindigkeit, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler. CAS ist gleich
% TAS bei Standard-Atmosphärenbedingungen in MSL.

KCAS: CAS, angegeben in Knoten.

IAS: Angezeigte Geschwindigkeit (Indicated Airspeed), die ein Fahrtmesser anzeigt.

KIAS: IAS, angezeigt in Knoten.

TAS: Wahre Fluggeschwindigkeit (True Airspeed). Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber Luft. TAS ist CAS berichtigt um den Höhen- und Temperaturfehler.

v_A: Manövergeschwindigkeit (Maneuvering Speed). Über dieser Geschwindigkeit sind keine vollen oder abrupten Ruderausschläge zulässig.

v_{FE}: Höchste zulässige Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen (Max. Flaps Extended Speed). Diese Geschwindigkeit darf mit gegebener Klappenstellung nicht überschritten werden.

v_{NE}: Höchste zulässige Geschwindigkeit bei ruhigem Wetter (Never Exceed Speed). Diese Geschwindigkeit darf unter keinen Umständen überschritten werden.

v_C: Höchste zulässige Geschwindigkeit im Reiseflug (Max. Structural Cruising Speed). Diese Geschwindigkeit darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit Vorsicht überschritten werden.

v_S: Überziehgeschwindigkeit (Stalling Speed) oder minimal stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug in der jeweiligen Konfiguration noch steuerbar ist.

v_{S0}: Überziehgeschwindigkeit (Stalling Speed) oder minimal stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug in der Landekonfiguration noch steuerbar ist.

v_x: Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel (Best Angle-of-Climb Speed).

v_y: Geschwindigkeit für beste Steigrate (Best Rate-of-Climb Speed).

b) Meteorologische Bezeichnungen

ISA: Internationale Standardatmosphäre, bei der die Luft als ideales, trockenes Gas angesehen wird. Die Temperatur in Meereshöhe beträgt 15E Celsius, der
% Luftdruck in MSL beträgt 1013,25 hPa, der Temperaturgradient bis zu der Höhe, in der die Temperatur -56,5EC erreicht, ist -0,0065 EC/m und darüber 0 EC/m.

% MSL: Mittlere Meereshöhe (Mean Sea Level)

OAT: Außenlufttemperatur (Outside Air Temperature).

% QNH: theoretischer Luftdruck in MSL, errechnet aus der Höhe des Meßortes über
% MSL und dem tatsächlichen Luftdruck am Meßort.

Angezeigte Druckhöhe:

Höhenmesseranzeige bei einer Einstellung der Druckskala auf 1013,25 hPa.

Druckhöhe:

Höhe über MSL, die ein barometrischer Höhenmesser bei Standardeinstellung (1013,25 hPa) anzeigt. Druckhöhe ist angezeigte Druckhöhe, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler.

In diesem Handbuch werden Höhenmesser-Instrumentenfehler als Null betrachtet.

Dichtehöhe:

Höhe der Standardatmosphäre, in der die Luftdichte der aktuellen entspricht.

Wind: Die Windgeschwindigkeiten, die als Variable in den Diagrammen dieses Handbuches vorkommen, sind als Gegen- oder Rückenwindkomponenten des gemessenen Windes zu verstehen.

c) Flugleistungen und Flugplanung

Demonstrierte Seitenwindgeschwindigkeit:

Geschwindigkeit der Seitenwindkomponente, für die ausreichende Steuerbarkeit des Flugzeuges bei Start und Landung im Rahmen der Musterprüfung nachgewiesen wurde.

MET: Wetter, Wetterberatung

NAV: Navigation, Planung der Flugstrecke

d) Masse und Schwerpunktlage (M&B, W&B)

BE: Bezugsebene: Eine gedachte vertikale Ebene, von der aus alle horizontalen Entfernungen für Schwerpunktberechnungen gemessen werden.

Hebelarm:

Die horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Teiles.

Moment:

Das Produkt aus der Masse eines Teiles und dessen Hebelarm.

Schwerpunkt:

auch: Massenmittelpunkt. Gedachter Punkt, in dem für Berechnungen die Masse des Flugzeugs konzentriert ist. Sein Abstand von der Bezugsebene entspricht dem Schwerpunkthebelarm.

Schwerpunkthebelarm:

Der Hebelarm, den man erhält, wenn man die Summe der Einzelmomente des Flugzeuges durch dessen Gesamtmasse dividiert.

Schwerpunktgrenzen:

Der Schwerpunktbereich, innerhalb dessen ein Flugzeug bei gegebener Masse betrieben werden muß.

Ausfliegbarer Kraftstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Nicht ausfliegbarer Kraftstoff:

Jene im Tank verbleibende Kraftstoffmenge, die nicht ausgeflogen werden kann.

Leermasse:

Masse des Flugzeuges, einschließlich nicht ausfliegbarem Kraftstoff, aller Betriebsstoffe und maximaler Ölmenge.

Zuladung:

Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse.

Maximale Abflugmasse:

Höchste zulässige Masse für die Durchführung des Starts.

Maximale Landemasse:

Höchste Masse für Landebedingungen mit der größten Sinkrate, welche in den Festigkeitsberechnungen für eine besonders harte Landung angenommen wird.

e) Motor

Startleistung:

Höchste zulässige Motorleistung für den Start.

Maximale Dauerleistung:

Höchste zulässige, während des Flugs ununterbrochen angewandte Motorleistung.

CHT: Zylinderkopftemperatur (Cylinder Head Temperature)

EGT: Abgastemperatur (Exhaust Gas Temperature)

% f) Bezeichnung der Sicherungen am Instrumentenbrett

%

% *AVIONICS (Avionikgeräte):*

%	ADF	Automatic Direction Finder (Radiokompaß)
%	AUDIO	Audio Panel / Intercom
%	AUTOPILOT	Autopilot
%	AVIONIC BUS	Avionic Bus (Avionikbus)
%	DME	Distance Measuring Equipment (DME-Empfangsanlage)
%	ESSENTIAL AVIONIC	Essential Avionic Bus
%	GPS	Global Positioning System (GPS-Empfangsanlage)
%	NAV/COM	Navigation/Communication
%		(Navigations- (VOR) und Funkgerät)
%	XPDR	Transponder

%

% *ENGINE (Motor):*

%	IGNITION	Ignition (Zündung)
%	INST. 1	Engine Instrument (Motorinstrument) VM 1000
%	START	Starter

%

% *LIGHTING (Beleuchtung):*

%	FLOOD	Flood Light (Flutlicht)
%	INST.	Instrument Lights (Instrumentenbeleuchtung)
%	LANDING	Landing Light (Landescheinwerfer)
%	POSITION	Position Lights (Positionslichter)
%	STROBE	Strobe Light bzw. Anti Collision Light bzw. ACL
%		(Zusammenstoßwarnlicht)
%	TAXI/MAP	Taxi Light/Map Light (Rollscheinwerfer/Kartenlampe)

%

%

% *SYSTEMS (Systeme):*

%	ANNUN.	Annunciator Panel
%	DG	Directional Gyro (Kurskreisel, Kreiselkompaß)
%	FAN/OAT	Fan/Outside Air Temperature Indicator (Lüfter/Außentemperaturanzeige)
%	FLAPS	Flaps (Klappen)
%	FUEL PUMP	Fuel Pump (Kraftstoffpumpe)
%	HORIZON	artificial horizon bzw. attitude gyro (künstlicher Horizont)
%	PITOT HEAT	Pitot Heating System (Pitotrohrheizung)
%	T&B	Turn & Bank Indicator (Wendezeiger)

%

% *ELECTRICAL (Elektrik):*

%	ALT.	Alternator (Generator)
%	ALT. PROT.	Alternator Protection (Generatorschutz)
%	ALT. CONT.	Alternator Control (Generatorkontrolle)
%	BATT.	Battery (Batterie)
%	ESSENTIAL TIE	Bus Interconnection (Busverbindung)
%	MAIN TIE	Bus Interconnection (Busverbindung)
%	MASTER CONTROL	Master Control (Avionik-Hauptschalter, Essential Bus-Schalter, Essential Avionics-Relais, Busverbindungs-Relais, Avionik-Hauptrelais).

g) Ausrüstung

ELT Emergency Locator Transmitter (Notsender)

h) Änderungsmitteilungen

MÄM vorgeschriebene ('mandatory') Änderungsmitteilung

OÄM optionale Änderungsmitteilung

i) Diverses

ACG Austro Control GmbH (früher BAZ, Bundesamt für Zivilluftfahrt)

ATC Air Traffic Control

% CFK Kohlefaserverstärkter Kunststoff

% GFK Glasfaserverstärkter Kunststoff

JAR Joint Aviation Requirements, Europäische Bauvorschrift

JC/VP Joint Certification/Validation Procedure, Zulassungsverfahren

PCA Primary Certification Authority, Primäre Zulassungsbehörde

1.6 PHYSIKALISCHE EINHEITEN

% 1.6.1 UMRECHNUNGSFAKTOREN

Größe	SI-Einheiten		US-Einheiten		Umrechnungen
Länge	[mm] [m] [km]	Millimeter Meter Kilometer	[in] [ft] [NM]	inches (Zoll) feet (Fuß) Nautische Meile	[mm] / 25,4 = [in] [m] / 0,3048 = [ft] [km] / 1,852 = [NM]
Volumen	[l]	Liter	[US gal] [qts]	US-Gallone US-Quart	[l] / 3,7854 = [US gal] [l] / 0,9464 = [qts]
Geschwindigkeit	[km/h] [m/s]	Kilometer pro Stunde Meter pro Sekunde	[kts] [mph] [fpm]	knots (Knoten) miles per hour (Meilen pro Stunde) feet per minute (Fuß pro Minute)	[km/h] / 1,852 = [kts] [km/h] / 1,609 = [mph] [m/s] * 196,85 = [fpm]
Drehzahl	[UPM]	Umdrehungen pro Minute	[RPM]	revolutions per minute (Umdrehungen pro Minute)	[UPM] = [RPM]
Masse	[kg]	Kilogramm	[lbs]	pounds (Pfund)	[kg] * 2,2046 = [lbs]
Kraft, Gewicht	[N]	Newton	[lbs]	pounds (Pfund)	[N] * 0,2248 = [lbs]
Druck	[hPa] [mbar] [bar]	Hectopascal Millibar bar	[inHg] [psi]	inches mercury column (inch Quecksilbersäule) pounds per square inch (Pfund pro Quadratzoll)	[hPa] = [mbar] [hPa] / 33,86 = [inHg] [bar] * 14,504 = [psi]
Temperatur	[°C]	Grad Celsius	[°F]	degrees Fahrenheit (Grad Fahrenheit)	[°C]*1,8 + 32 = [°F] ([°F] - 32) / 1,8 = [°C]

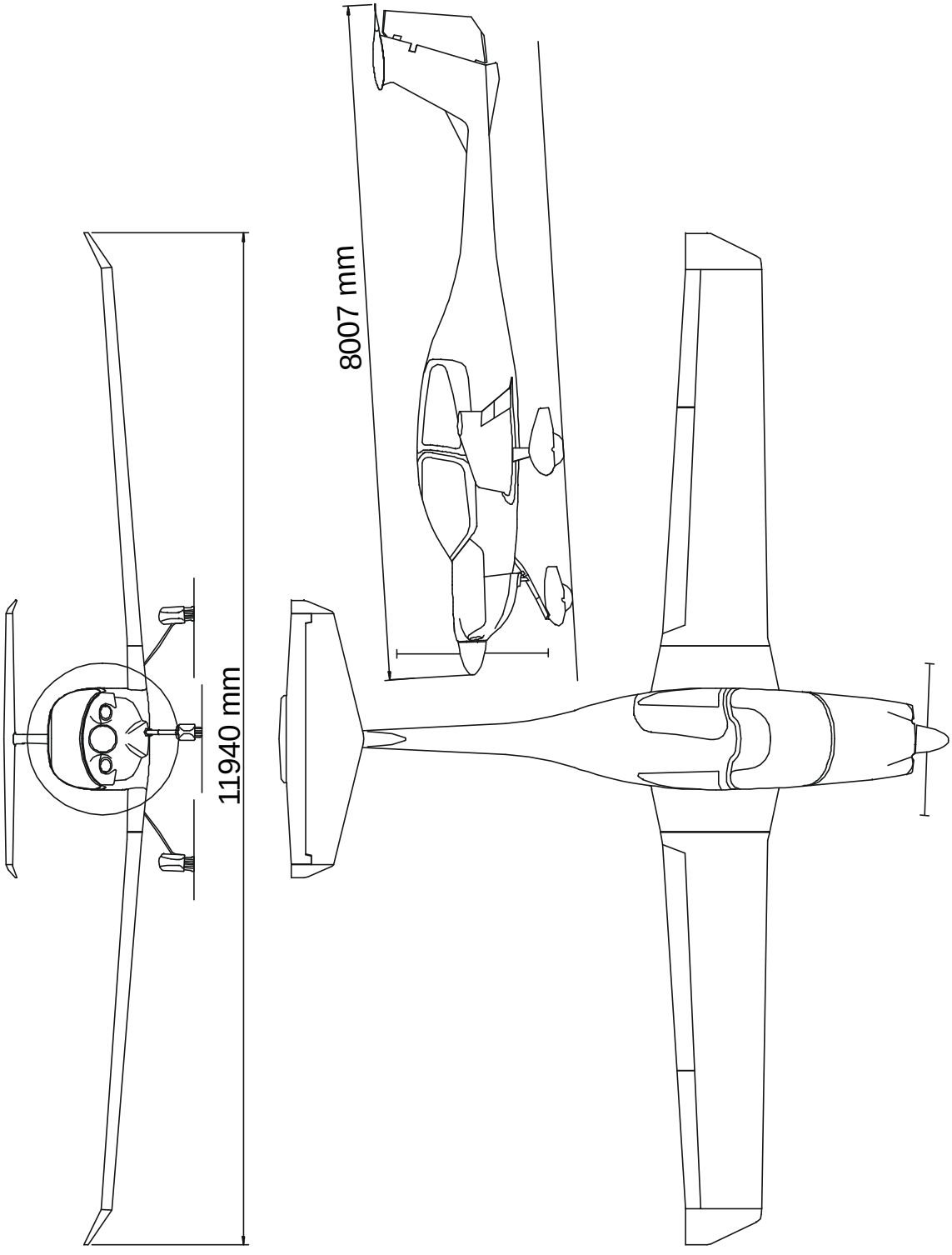
Größe	SI-Einheiten	US-Einheiten	Umrechnungen
elektrische Stromstärke	[A] Ampère		-
Ladungs-menge (Batterie-kapazität)	[Ah] Ampèrestunden		-
elektrische Spannung	[V] Volt		-
Zeit	[sec] Sekunden		-

% **1.6.2 UMRECHNUNGSTABELLE LITER / US-GALLONEN**

%	Liter	US-Gallonen
%	5	1,3
%	10	2,6
%	15	4,0
%	20	5,3
%	25	6,6
%	30	7,9
%	35	9,2
%	40	10,6
%	45	11,9
%	50	13,2
%	60	15,9
%	70	18,5
%	80	21,1
%	90	23,8
%	100	26,4
%	110	29,1
%	120	31,7
%	130	34,3
%	140	37,0
%	150	39,6
%	160	42,3
%	170	44,9
%	180	47,6

US-Gallonen	Liter
1	3,8
2	7,6
4	15,1
6	22,7
8	30,3
10	37,9
12	45,4
14	53,0
16	60,6
18	68,1
20	75,7
22	83,3
24	90,9
26	98,4
28	106,0
30	113,6
32	121,1
34	128,7
36	136,3
38	143,8
40	151,4
45	170,3
50	189,3

1.7 DREISEITENANSICHT



1.8 QUELLENVERZEICHNIS

Der Quellennachweis listet Dokumente, Handbücher und sonstige Literatur auf, die als Quelle für das Flughandbuch verwendet worden sind, und gibt den jeweiligen Herausgeber an. Gültig sind jedoch nur die Angaben des Flughandbuches.

1.8.1 MOTOR

Adresse: Textron Lycoming
652 Oliver Street
WILLIAMSPORT, PA 17701
USA

Tel.: +1-570-323-6181

Unterlagen:
a) Textron Lycoming Operator's Manual, Aircraft Engines 60297-12 (Part No.)

b) Service Bulletins (SB)
Service Instructions (SI); (z. Bsp.: SI 1014, SI 1070)
Service Letters (SL); (z. Bsp.: SL114 (Abonnements))

1.8.2 PROPELLER

Adresse: mt-Propeller
Airport Straubing Wallmühle
D-94348 ATTING
DEUTSCHLAND

Tel.: +49-9429-9409-0
E-Mail: sales@mt-propeller.com
Internet: www.mt-propeller.de

Unterlagen: E-124, Betriebs- und Einbauanweisung
Hydraulische Verstellpropeller
MTV -5, -6, -9, -11, -12, -14, -15, -16, -21, -22, -25

1.8.3 MOTORINSTRUMENTE

Adresse: VISION MICROSYSTEMS INC.
ADVANCED ELECTRONIC INSTRUMENTATION
4071 Hannegan Road, Suite T
BELLINGHAM, WA 98226
USA

Tel.: +1-360-714-8203

Unterlagen: 5010002 REV F, VM 1000 Owner's Manual

1.8.4 ZÜNDUNGSSTEUERUNG

Die elektronische Zündungssteuerung LASAR ist optionale Ausrüstung.

Adresse: UNISON Industries
7575 Baymeadows Way
JACKSONVILLE, FL 32256
USA

Tel.: +1-904-739-4066
Internet: www.unisonindustries.com

Unterlagen: L-1502
LASAR Installation, Operation, and Troubleshooting Manual

KAPITEL 2
BETRIEBSGRENZEN

Seite

2.1 EINFÜHRUNG 2-2
2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT 2-3
2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN 2-4
2.4 TRIEBWERKSGRENZWERTE 2-5
2.5 MARKIERUNGEN DER MOTORINSTRUMENTE 2-7
2.6 WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN 2-8
2.7 MASSE (GEWICHT) 2-10
2.8 SCHWERPUNKT 2-11
2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER 2-12
2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE 2-14
2.11 BETRIEBSHÖHE 2-15
2.12 FLUGBESATZUNG 2-15
2.13 BETRIEBSARTEN 2-16
2.14 KRAFTSTOFF 2-19
2.15 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN 2-19
2.16 WEITERE BETRIEBSGRENZEN 2-23
2.16.1 TEMPERATUR 2-23
2.16.2 BATTERIE-LADEZUSTAND 2-23
2.16.3 EMERGENCY-SCHALTER 2-23
' 2.16.4 BETRIEBSZEITEN DER
' ELEKTRISCHEN AUSRÜSTUNG 2-23
' 2.16.5 TÜRSCHLOSS 2-23
' 2.16.6 ELEKTRONISCHE GERÄTE 2-24

2.1 EINFÜHRUNG

Kapitel 2 des Flughandbuches beinhaltet die Betriebsgrenzen, Instrumentenmarkierungen und Hinweisschilder, die für den sicheren Betrieb des Flugzeuges, seines Triebwerks, der Standardsysteme und der Standardausrüstung erforderlich sind.

Die in diesem Abschnitt angegebenen Betriebsgrenzen sind anerkannt.

WARNUNG

Der Flugbetrieb außerhalb der zulässigen Betriebsgrenzen ist nicht erlaubt.

2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT

	Geschwindigkeit	IAS	Anmerkungen
v_A	Manövergeschwin-digkeit	108 KIAS (über 980 kg bis 1150 kg) 94 KIAS (780 kg bis inkl. 980 kg)	Über dieser Geschwindig-keit sind keine vollen oder abrupten Ruderausschlä-ge zulässig.
v_{FE}	Höchste zulässige Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen	LDG: 91 KIAS T/O: 108 KIAS	Diese Geschwindigkeit darf mit gegebener Klappen-stellung nicht überschritten werden.
v_c	Höchste zulässige Geschwindigkeit im Reiseflug	129 KIAS	Diese Geschwindigkeit darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit Vorsicht überschritten werden.
v_{NE}	Höchste zulässige Geschwindigkeit bei ruhigem Wetter	178 KIAS	Diese Geschwindigkeit darf unter keinen Umstän-den überschritten werden.

2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN

Markierung	IAS	Bedeutung
Weißer Bogen	49 KIAS - 91 KIAS	Betriebsbereich mit voll ausgefahrenen Klappen
Grüner Bogen	52 KIAS - 129 KIAS	Normaler Betriebsbereich
Gelber Bogen	129 KIAS - 178 KIAS	Vorsichtsbereich “Nur bei ruhiger Luft”
Roter Radialstrich	178 KIAS	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für alle Betriebsarten v_{NE}.

2.4 TRIEBWERKSGRENZWERTE

a) Motorhersteller: : Textron Lycoming

b) Motorbezeichnung: : IO-360 M1-A

c) Drehzahlgrenzen

Max. zul. Startdrehzahl : 2700 RPM

Max. zul. Dauerdrehzahl : 2400 RPM

d) Ladedruckgrenzen

Maximum : Vollgas (Full Throttle)

e) Öldruck

Minimum (IDLE) : 25 psi (1,72 bar)

Maximum : 98 psi (6,76 bar)

Normaler Betriebsbereich : 55-95 psi (3,8 - 6,55 bar)

f) Ölstand

Minimum : 4 qts

Maximum : 8 qts

g) Öltemperatur

Maximum : 245 °F (118 °C)

h) Kraftstoffdruck

Minimum : 14 psi (0,97 bar)

Maximum : 35 psi (2,4 bar)

i) Zylinderkopftemperatur

Maximum : 500 °F (260 °C)

j) Propellerhersteller : mt-Propeller

k) Propellerbezeichnung : MTV-12-B/180-17

l) Propellerdurchmesser : 1,80 m (+ 0 mm, - 50 mm)

m) Propellerblattwinkel (0,75 R) : 10,5° - 30°

n) Ölspezifikation:

Verwendet werden soll Flugmotorenöl, das SAEJ1899 (MIL-L-22851) Standard (ashless dispersant type) entspricht. In den ersten 50 Betriebsstunden eines neuen oder grundüberholten Motors oder nach Austausch eines Zylinders soll Flugmotorenöl, das SAEJ 1966 (MIL-L-6082) Standard (straight mineral type) entspricht, verwendet werden.

Die Viskosität soll gemäß der Empfehlung aus folgender Tabelle gewählt werden:

Außentemperatur am Boden	**in den ersten 50 Stunden: SAEJ1966 / MIL-L-6082 Mineral Oil**	**nach 50 Stunden: SAEJ1899 / MIL-L-22851 Ashless Dispersant Oil**
Alle Temperaturen	---	SAE 15-W50 SAE 20-W50
über 80 °F (über +27 °C)	SAE 60	SAE 60
über 60 °F (über +16 °C)	SAE 50	SAE 40 oder SAE 50
30 °F bis 90 °F (-1 °C bis +32 °C)	SAE 40	SAE 40
0 °F bis 90 °F (-18 °C bis +32 °C)	SAE 20-W50	SAE 20-W50 oder SAE 15-W50
0 °F bis 70 °F (-18 °C bis +21 °C)	SAE 30	SAE 30, SAE 40 oder SAE 20-W40
unter 10 °F (unter -12 °C)	SAE 20	SAE 30 oder SAE 20-W30

2.5 MARKIERUNGEN DER MOTORINSTRUMENTE

Die folgende Tabelle gibt die Markierungen der Motorinstrumente und die Bedeutung der verwendeten Farben an.

ANMERKUNG

Wenn eine Anzeige im oberen oder unteren verbotenen Bereich liegt, beginnt zusätzlich die numerische Anzeige zu blinken.

Anzeige	roter Bogen/ Balken = unterer verbotener Bereich	gelber Bogen/ Balken = Warn-bereich	grüner Bogen/ Balken = normaler Betriebs-bereich	gelber Bogen/ Balken = Warn-bereich	roter Bogen/ Balken = oberer verbotener Bereich
Ansaug-druck	--	--	13,0 - 30,0 inHg	--	--
Drehzahl	--	--	500 - 2400 RPM	2400 - 2700 RPM	> 2700 RPM
Öltemp.	--	--	149 - 230 °F	231 - 245 °F	> 245 °F
Zylinder-kopftemp.	--	--	150 - 475 °F	476 - 500 °F	> 500 °F
Öldruck	< 25 psi	25 - 55 psi	56 - 95 psi	96 - 97 psi	> 97 psi
Kraftstoff-druck	< 14 psi	--	14 - 35 psi	--	> 35 psi
Kraftstoff-fluß	--	--	1 - 20 US gal/hr	--	> 20 US gal/hr
Spannung	< 24,1 V	24,1 - 25 V	25,1 - 30 V	30,1 - 32 V	> 32 V
Strom-stärke	--	--	2 - 75 A	--	--
Kraftstoff-menge	0 US gal	--	0 - 15 US gal	--	--

2.6 WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN

Die folgenden Tabellen geben Farben und Bedeutung der Warn-, Vorwarn- und Zustandsleuchten des Annunciator Panels an. Es gibt zwei Varianten des Annunciator Panels, die Variante "DAI" und die Variante "White Wire" (siehe Abschnitt 7.11).

ANMERKUNG

Abschnitt 7.11 beinhaltet eine detaillierte Beschreibung der Leuchten des Annunciator Panels.

Farbe und Bedeutung der Warnleuchten (rot)

Warnleuchte (rot)			Anlaß
Variante "DAI"	**Variante "White Wire"**	**Bedeutung**	
OIL PR	OIL PRESS	Öldruck	Öldruck unter 25 psi
FUEL PR	FUEL PRESS	Kraftstoffdruck	Kraftstoffdruck unter 14 psi
ALT	ALTERNATOR	Generator	Ausfall des Generators
START	START	Starter	Betätigen des Starters oder Startermotor nach Anlassen nicht vom Motor getrennt (“hängengebliebener Starter”)
DOOR	DOORS	Türen	Kabinenhauben nicht vollständig geschlossen und verriegelt
	TRIM FAIL	Trimmungsdefekt	Fehler im automatischen Trimmsystem des Autopiloten (falls installiert)

Farbe und Bedeutung der Vorwarnleuchten (gelb)

Vorwarnleuchte (gelb)			Anlaß
Variante "DAI"	**Variante "White Wire"**	**Bedeutung**	
L FUEL		Kraftstoffvorrat linker Tank	Kraftstoffvorrat im linken Tank weniger als 3 US gal (±1 US gal)
R FUEL		Kraftstoffvorrat rechter Tank	Kraftstoffvorrat im rechten Tank weniger als 3 US gal (±1 US gal)
	LOW FUEL	Kraftstoffvorrat	*1. Vorwarnung:* Kraftstoffvorrat in einem Tank weniger als 3 US gal (±1 US gal) *2. Vorwarnung:* Kraftstoffvorrat im zweiten Tank weniger als 3 US gal (±1 US gal)
VOLT	LOW VOLTS	Spannung	Elektrische Bordspannung unter 24 V
PITOT	PITOT	Pitotrohr-Heizung	Pitotrohr-Heizung nicht eingeschaltet oder Fehler in Pitotrohr-Heizung

Farbe und Bedeutung der Zustandsleuchte (weiß)

Zustandsleuchte (weiß)			Anlaß
Variante "DAI"	**Variante "White Wire"**	**Bedeutung**	
IGN	IGNITION	Zündung	elektronische Zündungssteuerung (falls vorhanden) nicht in Betrieb

2.7 MASSE (GEWICHT)

Maximale Abflugmasse Kat. Normal	:	1150 kg
Maximale Abflugmasse Kat. Utility	:	980 kg
Maximale Landemasse	:	1092 kg
Höchstzuladung im Gepäckraum	:	30 kg

WARNUNG

Ein Überschreiten der Massengrenzen führt zur Überlastung des Flugzeuges sowie zur Verschlechterung von Flugeigenschaften und Flugleistungen.

ANMERKUNG

Die maximale Landemasse ist die höchste Masse für Landebedingungen mit der größten Sinkrate, welche in den Festigkeitsberechnungen für eine besonders harte Landung angenommen wird.

2.8 SCHWERPUNKT

Bezugsebene (BE)

Die Bezugsebene ist eine Ebene, die normal auf die Flugzeugslängsachse steht und sich in Flugrichtung vor dem Flugzeug befindet. Die Flugzeugslängsachse ist parallel zur Oberkante eines Keils 600:31 auf der Rumpfoberseite vor der Seitenruderfinne. Wird die Oberkante des Keils horizontal ausgerichtet, ist die Bezugsebene senkrecht. Die Bezugsebene befindet sich 2,194 m vor dem vordersten Punkt der Wurzelrippe des Flügelstummels.

Schwerpunktgrenzen

Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage:	2,40 m hinter BE (von 780 kg bis 980 kg) 2,46 m hinter BE (bei 1150 kg) dazwischen linear
Hinterste Flugmassenschwerpunktlage:	2,59 m hinter BE

WARNUNG

Ein Überschreiten der Schwerpunktgrenzen vermindert die Steuerbarkeit und Stabilität des Flugzeuges.

2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER

Das Flugzeug ist in den Kategorien “Normal” und “Utility” nach JAR-23 zugelassen.

Zugelassene Flugmanöver

a) Normal-Kategorie:

1) Alle normalen Flugmanöver;

2) Überziehen (ausgenommen dynamisches Überziehen); und

3) Lazy Eights, Chandelles, sowie Steilkurven oder ähnliche Manöver, in denen eine Querneigung von nicht mehr als 60° erreicht wird.

WICHTIGER HINWEIS

Kunstflug, Trudeln sowie Flugmanöver mit mehr als 60° Schräglage sind in der Normal-Kategorie nicht zulässig.

b) Utility-Kategorie:

1) Alle normalen Flugmanöver;

2) Überziehen (ausgenommen dynamisches Überziehen); und

3) Lazy Eights, Chandelles, sowie Steilkurven oder ähnliche Manöver, in denen eine Querneigung von nicht mehr als 90° erreicht wird.

WICHTIGER HINWEIS

Kunstflug, Trudeln sowie Flugmanöver mit mehr als 90° Schräglage sind in der Utility-Kategorie nicht zulässig.

WICHTIGER HINWEIS

Die Anzeigegenauigkeit des künstlichen Horizonts (Attitude Gyro) und des Kurskreisels (Directional Gyro) wird durch die unter Punkt 3 zugelassenen Flugfiguren beeinflußt, falls die Querneigung 60° überschreitet. Solche Manöver dürfen daher nur dann geflogen werden, wenn die genannten Instrumente für die gegenwärtige Betriebsart nicht erforderlich sind.

2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE

Tabelle der strukturellen Höchstlastvielfachen:

Normal-Kategorie

	bei v_A	bei v_{NE}	mit Klappen in Stellung T/O oder LDG
Positiv	3,8	3,8	2,0
Negativ	-1,52	0	

Utility-Kategorie

	bei v_A	bei v_{NE}	mit Klappen in Stellung T/O oder LDG
Positiv	4,4	4,4	2,0
Negativ	-1,76	-1,0	

WARNUNG

Ein Überschreiten der Höchstlastvielfachen führt zu einer Überlastung des Flugzeuges.

2.11 BETRIEBSHÖHE

Die maximal nachgewiesene Betriebshöhe beträgt 16400 ft (5000 m).

Die maximal zulässige Betriebshöhe für US-registrierte Flugzeuge ist 14000 ft über MSL, es sei denn, eine zugelassene Sauerstoffanlage ist installiert.

2.12 FLUGBESATZUNG

Minimale Anzahl der Besatzung: 1 (Eine Person)

Maximale Anzahl der Insassen:

Normal-Kategorie:	4 (Vier Personen)
Utility-Kategorie:	2 (Zwei Personen), beide müssen vorne sitzen

2.13 BETRIEBSARTEN

Zugelassen sind - vorbehaltlich nationaler operationeller Zulassung:

- Flüge nach Sichtflugregeln (VFR) bei Tag,
- bei geeigneter Ausrüstung: Flüge nach Sichtflugregeln (VFR) bei Nacht,
- bei geeigneter Ausrüstung: Flüge nach Instrumentenflugregeln (IFR).

Flüge in bekannte oder vorhergesagte Vereisungsgebiete sind verboten.

Flüge in bekannte Gewitter sind verboten.

Funktionsfähige operationelle Mindestausrüstung

In der folgenden Tabelle ist die funktionsfähige operationelle Mindestausrüstung nach JAR-23 aufgelistet. Zusätzliche Mindestausrüstung für die gewünschte Betriebsart kann auf nationaler Ebene gefordert sein und ist u.a. abhängig von der Flugroute.

	für Sichtflüge bei Tag	für Sichtflüge bei Nacht zusätzlich	für IFR-Flüge zusätzlich
Flug- und Navigations-instrumente	* Fahrtmesser * Höhenmesser * Magnet-kompaß	* Variometer (VSI) * künstl. Horizont (Attitude Gyro) * Wendezeiger mit Scheinlot-anzeige (Turn & Bank Indicator) * Kurskreisel (Directional Gyro) * Außenluftthermometer (OAT) * Uhr mit Stunden-, Minuten- und Sekundenanzeige * UKW-Funkgerät (COM) mit Lautsprecher und Mikrofon * VOR-Empfangsanlage * Transponder (XPDR), Modus A und Modus C * 1 Kopfsprechhörer (Headset)	* zweites UKW-Funkgerät (COM) * VOR-LLZ-GP-Empfangs-anlage * Marker-Empfangs-anlage

	für Sichtflüge bei Tag	für Sichtflüge bei Nacht zusätzlich	für IFR zusätzlich
Motor-instru-mente	* Kraftstoffvor-ratsanzeigen * Motorüber-wachungs-anzeige * Annunciator Panel (alle Leuchten, siehe 2.6)	* Ampèremeter (im VM 1000 integriert) * Voltmeter (im VM 1000 integriert)	
Beleuch-tung		* Positionslichter * Zusammenstoßwarnlichtanlage (ACL) * Landescheinwerfer * Instrumentenbeleuchtung * Innenraumbeleuchtung * Taschenlampe	
weitere operatio-nelle Mindest-ausrü-stung	* Überzieh-warnung * Kraftstoff-Kontrollmesser (siehe 7.10) * Sicherheitsgurte für jeden be-setzten Sitz * Flughandbuch	* Pitotrohr-Heizung * Alternate Static Valve * Essential Bus	* Notbatterie

ANMERKUNG

Zugelassene Ausrüstung ist in Kapitel 6 angeführt.

ANMERKUNG

Für die Nachrüstung eines Flugzeuges für die Betriebsarten Nacht-Sichtflug oder Instrumentenflug ist es nicht hinreichend, nur die entsprechende Ausrüstung einzubauen. Der Umbau muß gemäß den Forderungen des Herstellers (siehe Service Bulletin Nr. OSB 40-001) und der nationalen Behörde erfolgen. Eventuell eingebaute Zusatzausrüstung (Ausrüstung, welche nicht in der Ausrüstungsliste in Abschnitt 6.5 enthalten ist) muß ebenfalls von der nationalen Behörde für die Betriebsart zugelassen sein.

2.14 KRAFTSTOFF

Kraftstoffarten:	AVGAS 100LL	
Kraftstoffinhalt:	Gesamtfüllmenge	: 2 x 20,6 US gal (ca. 156 l)
	nicht ausfliegbarer Kraftstoff	: 2 x 0,5 US gal (ca. 3,8 l)
	Größte angezeigte Menge	: 15 US gal pro Tank
	Größte erlaubte Differenz zwischen rechtem und linkem Tank	: 10 US gal (ca. 38 l)

2.15 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

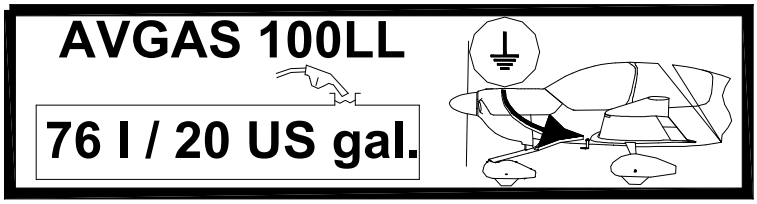
Die Hinweisschilder *für Betriebsgrenzen* sind nachstehend angeführt. Eine Liste *aller* Hinweisschilder befindet sich im Wartungshandbuch (Airplane Maintenance Manual, Dok. Nr. 6.02.01), Kapitel 11.

Am Instrumentenbrett:

Manövergeschwindigkeit: v_A = 108 KIAS (über 980 kg bis 1150 kg)
v_A = 94 KIAS (780 kg bis inkl. 980 kg)
Dieses Flugzeug ist nur in Übereinstimmung mit den Angaben des Flughandbuches zu betreiben. Es kann in den Kategorien "Normal" und "Utility" ohne Vereisungsbedingungen betrieben werden. Dieses Flugzeug ist - vorbehaltlich nationaler operationeller Zulassung - bei geeigneter Ausrüstung für die folgenden Operationsarten zugelassen: Tag-Sichtflug, Nacht-Sichtflug und Instrumentenflug. Alle Kunstflugmanöver einschließlich Trudeln sind verboten.
Weitere Betriebsgrenzen sind dem Flughandbuch zu entnehmen.

Rauchen verboten

Neben jedem der beiden Tankeinfüllstutzen:



Am Deckel der Cowling für den Öleinfüllstutzen:

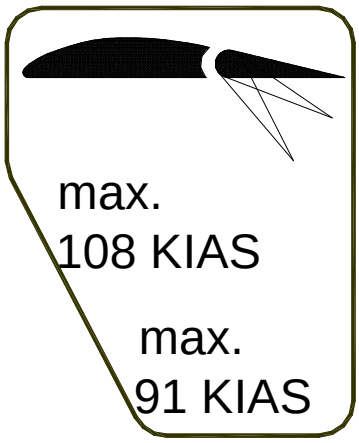
ÖL SAE 15W50

ashless dispersant aviation
grade oil (SAE Standard J-1899)
oder FHB Kapitel 2

Min./Max.: 4/8 Qts

Empfohlen: 6 Qts

neben dem Bedienhebel für die Klappen:



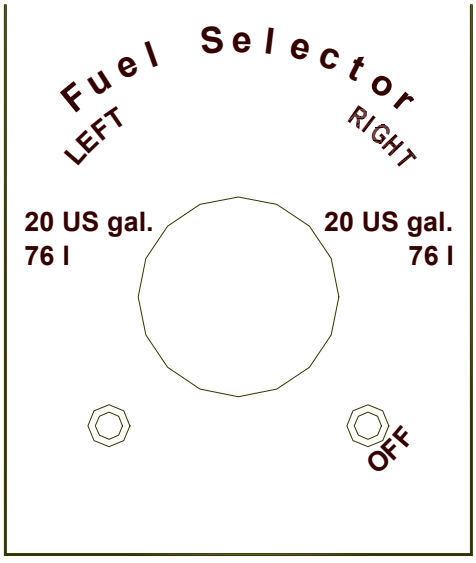
neben dem Essential Bus-Schalter (falls vorhanden):

Ess. Bus NICHT für Normalverfahren (siehe FHB)

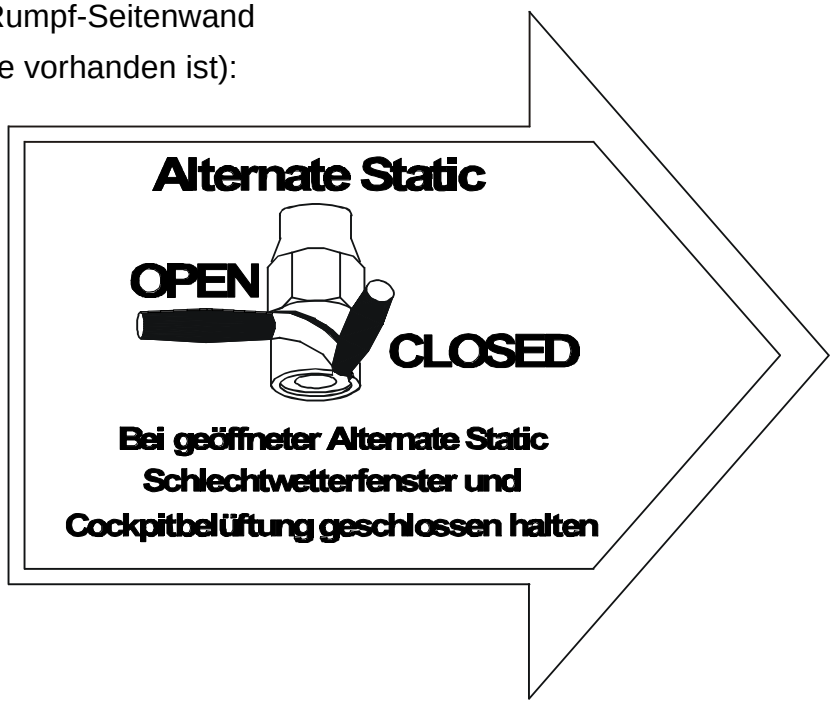
Bei der Kraftstoffvorratsanzeige:

Anzeige/Tank: max. 15 US gal
linker und rechter Tank max. 10 US gal Differenz
Für Gebrauch der max. Tankkapazität siehe FHB

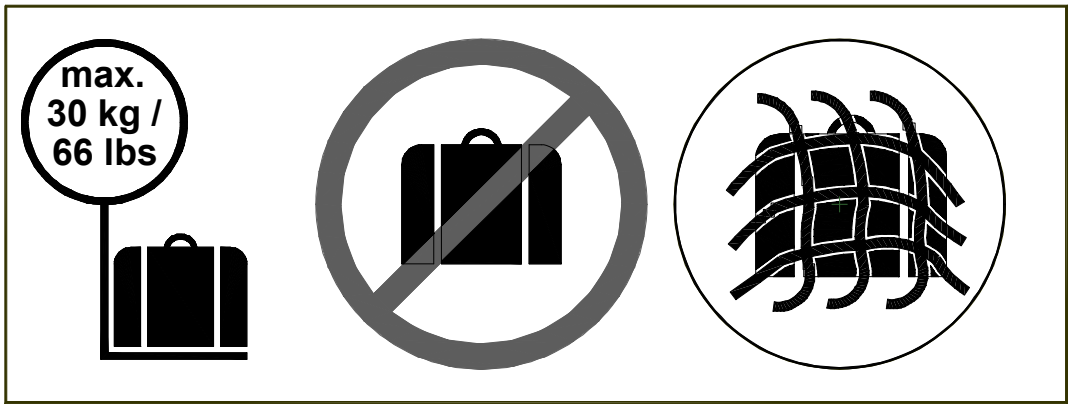
am Tankwahlschalter:



Im Cockpit an der linken Rumpf-Seitenwand
(falls Alternate Static Valve vorhanden ist):



Beim Gepäckraum:



' Neben dem Türschloß (falls eingebaut):

NOTAUSSTIEG:
Schloß während des
Fluges nicht absperren

2.16 WEITERE BETRIEBSGRENZEN

2.16.1 TEMPERATUR

Das Flugzeug darf nur betrieben werden, wenn seine Temperatur nicht weniger als -20 °C (-4 °F) beträgt.

2.16.2 BATTERIE-LADEZUSTAND

Zu einem Flug nach Nachtsichtflugregeln (N-VFR) oder Instrumentenflugregeln (IFR) darf nicht mit einer leeren Batterie gestartet werden.

Die Verwendung einer externen Stromquelle zum Anlassen des Motors bei leerer Flugzeugbatterie ist nicht zulässig, wenn geplant ist, den nachfolgenden Flug nach Instrumentenflugregeln (IFR) durchzuführen. Dazu muß zuvor die Flugzeugbatterie aufgeladen werden.

2.16.3 EMERGENCY-SCHALTER

Bei gebrochenem Siegel am Emergency-Schalter ist die Durchführung eines Fluges nach Instrumentenflugregeln (IFR) nicht zulässig.

2.16.4 BETRIEBSZEITEN DER ELEKTRISCHEN AUSRÜSTUNG

Bei einem Generatorausfall und mit Essential Bus ON (falls eingebaut) kann man erwarten, daß die Systeme, die unter 3.7.2 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM angeführt sind, eine halbe Stunde mit Strom versorgt werden. Danach steht für den künstlichen Horizont (Attitude Gyro) und das Flutlicht (Flood Light) Strom für weitere 1,5 Stunden zur Verfügung, wenn das Notstrompaket verwendet wird (falls eingebaut).

2.16.5 TÜRSCHLOSS

Die vordere und die hintere Kabinenhaube dürfen während des Betriebs des Flugzeuges nicht versperrt sein.

2.16.6 ELEKTRONISCHE GERÄTE

Die Verwendung und die Inbetriebnahme (das Einschalten) von elektronischen Geräten außer den Geräten, die Ausrüstung des Flugzeuges sind, ist nicht gestattet, weil dies zu Interferenzen mit der Avionik führen könnte.

Störende Geräte sind zum Beispiel:

- Mobiltelefone
- Funkfernsteuerungen
- Bildschirmgeräte mit Röhrenbildschirm
- Minidiskrekorder im Aufnahmebetrieb

Diese Aufzählung ist nicht erschöpfend.

Die Verwendung von Laptops inklusive CD-ROM Laufwerken, von CD- und Minidisk-Spielern im Wiedergabebetrieb, Kassettenspielern sowie Videokameras ist gestattet. Alle angeführten Geräte müssen während Start und Landung ausgeschaltet sein.

KAPITEL 3
NOTVERFAHREN

Seite

3.1 EINFÜHRUNG 3-3
3.1.1 ALLGEMEINES 3-3
3.1.2 BESTIMMTE FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTFÄLLE 3-4
3.2 TRIEBWERKSTÖRUNGEN 3-5
3.2.1 TRIEBWERKSSTÖRUNG AM BODEN 3-5
3.2.2 TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS 3-6
3.2.3 TRIEBWERKSSTÖRUNG IM FLUG 3-8
3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER 3-15
3.2.5 DEFEKT DER TRIEBWERKSBEDIENELEMENTE 3-16
3.2.6 WIEDERANLASSEN DES MOTORS BEI STEHENDEM PROPELLER 3-18
3.3 RAUCH UND BRAND 3-20
3.3.1 RAUCH UND BRAND AM BODEN 3-20
3.3.2 RAUCH UND BRAND WÄHREND DES STARTS 3-21
3.3.3 RAUCH UND BRAND IM FLUG 3-23
3.4 GLEITFLUG 3-25

(Fortsetzung auf der nächsten Seite)

3.5 NOTLANDUNGEN 3-26
3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR 3-26
3.5.2 LANDUNG MIT EINEM DEFEKTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK 3-28
3.5.3 LANDUNG MIT DEFEKTEN RADBREMSEN 3-29
3.6 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS 3-30
3.7 ANDERE NOTFÄLLE 3-31
3.7.1 VEREISUNG 3-31
3.7.2 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM 3-32
3.7.3 VERDACHT AUF KOHLENMONOXIDVERGIFTUNG IN DER KABINE 3-36

ANMERKUNG

Verfahren bei Auftreten von unkritischen Systemfehlern sind in Kapitel 4B ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN angegeben.

3.1 EINFÜHRUNG

3.1.1 ALLGEMEINES

Das vorliegende Kapitel beinhaltet Checklisten sowie die Beschreibung der empfohlenen Verfahren bei eventuell eintretenden Notfällen. Motorausfall oder andere flugzeugbedingte Notfälle sind unwahrscheinlich, wenn die vorgeschriebenen Verfahren zur Vorflugkontrolle und zur Instandhaltung eingehalten werden.

Falls dennoch ein Notfall eintritt, sollten die hier angegebenen Richtlinien beachtet und angewandt werden, um das Problem zu beheben.

Da es nicht möglich ist, alle Arten von Notfällen vorherzusehen und im Flughandbuch zu berücksichtigen, sind Kenntnisse über das Flugzeug sowie Wissen und Erfahrung des Piloten bei der Lösung von auftretenden Problemen unumgänglich.

WARNUNG

In jedem auftretenden Notfall haben die Kontrolle der Fluglage und die Vorbereitung auf eine mögliche Notlandung Vorrang vor Versuchen, das aktuelle Problem zu beheben (“First fly the Aircraft”). Der Pilot muß sich vor dem Flug für jede Phase desselben überlegen, wie sich das Gelände für eine Notlandung eignet. Für die sichere Durchführung eines Fluges hat der Pilot ständig eine sichere Mindestflughöhe einzuhalten. Es sollen schon im vorhinein Lösungswege für verschiedene widrige Szenarien durchgedacht werden. Damit soll sichergestellt sein, daß der Pilot zu keiner Zeit durch einen Motorausfall überrascht ist und daß er ruhig und entschlossen handeln kann.

3.1.2 BESTIMMTE FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTFÄLLE

Anlaß		850 kg	1000 kg	1150 kg
Motorausfall nach dem Abheben (Klappen T/O)		59 KIAS	66 KIAS	72 KIAS
Fluggeschwindigkeit für besten Gleitwinkel (Klappen UP)		60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
Notlandung mit Motorstillstand	Klappen UP	60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
	Klappen T/O	59 KIAS	66 KIAS	72 KIAS
	Klappen LDG	58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS

3.2 TRIEBWERKSTÖRUNGEN

3.2.1 TRIEBWERKSSTÖRUNG AM BODEN

1. Gashebel . . . . . IDLE
2. Bremsen . . . . . nach Bedarf
3. Motor . . . . . abstellen, wenn als nötig erachtet; sonst Ursache der Störung lokalisieren und Leistung wiederherstellen

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Öldruck unterhalb des grünen Bereichs liegt, ist der Motor sofort abzustellen.

WARNUNG

Kann die Störung nicht behoben werden, ist das Flugvorhaben abzubrechen.

3.2.2 TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS

a) Startabbruch noch möglich (genügend Pistenlänge zur Verfügung)

geradeaus landen:

1. Gashebel . . . . . IDLE

am Boden:

2. Bremsen . . . . . nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

Wenn genügend Zeit bleibt, kann das Brandrisiko für den Fall einer Kollision reduziert werden:

Tankwahlschalter . . . . . OFF

Gemischhebel . . . . . LEAN - Motor abstellen

Zündung . . . . . OFF

Hauptschalter . . . . . OFF

b) Startabbruch nicht mehr möglich

1. Geschwindigkeit . . . . . 72 KIAS (1150 kg)
   66 KIAS (1000 kg)
   59 KIAS (850 kg)

WARNUNG

Wenn eine Triebwerksstörung während des Starts eintritt, wenn kein Startabbruch mehr möglich ist und noch keine sichere Höhe erreicht ist, soll eine Notlandung geradeaus durchgeführt werden. Eine Umkehrkurve kann tödlich enden.

wenn es die Zeit erlaubt:

2. Tankwahlschalter . . . . . check gewählter Tank
3. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . check ON
4. Zündschalter . . . . . check BOTH
5. Gashebel . . . . . check MAX PWR
6. Drehzahlhebel . . . . . check HIGH RPM
7. Gemischhebel . . . . . check RICH (verarmt ab 5000 ft)
8. Alternate Air . . . . . OPEN

WARNUNG

Läßt sich die Störung nicht sofort beheben und gibt der Motor keine brauchbare Leistung mehr ab, so ist eine Notlandung durchzuführen.

3.2.3 TRIEBWERKSSTÖRUNG IM FLUG

a) Rauh laufendes Triebwerk

WARNUNG

Ein stark rauh laufendes Triebwerk kann zu Verlust des Propellers führen. Nur wenn es keine andere Möglichkeit gibt, darf ein rauh laufendes Triebwerk weiter betrieben werden.

1.	Geschwindigkeit	73 KIAS (1150 kg) 68 KIAS (1000 kg) 60 KIAS (850 kg)
2.	Elektrische Kraftstoffpumpe	check ON
3.	Tankwahlschalter	check gewählter Tank
' 4.	Motorinstrumente	check
' 5.	Gashebel	check
' 6.	Drehzahlhebel	check
7.	Gemischhebel	einstellen für ruhigen Lauf
8.	Alternate Air	OPEN
9.	Zustandsleuchte f. Zündung	check, falls die elektronische Zündungssteuerung installiert ist
10.	Zündschalter	check BOTH
11.	Sicherung IGN	ziehen, falls die elektronische Zündungssteuerung installiert ist Wenn rauher Lauf damit beseitigt wird, bleibt die Sicherung gezogen.
12.	Gas/Drehzahl/Gemisch	verschiedene Hebelstellungen probieren

WARNUNG

Läßt sich die Störung nicht sofort beheben und gibt der Motor keine brauchbare Leistung mehr ab, so ist eine Notlandung durchzuführen.

b) Abfall des Öldrucks

1. Öldruckwarnleuchte und Öldruckanzeige prüfen.
2. Öltemperatur prüfen.

2a. Wenn Öldruckanzeige unter grünen Bereich abfällt und Öltemperatur normal ist (Öldruckwarnleuchte leuchtet bzw. blinkt nicht):

* Öldruckwarnleuchte beachten: Ein Defekt der Öldruckanzeige ist wahrscheinlich.
* Öl- und Zylinderkopftemperaturen beobachten.

2b. Wenn Öldruckanzeige unter grünem Bereich ist, verbunden mit ansteigender Öl- oder Zylinderkopftemperatur oder

wenn Öldruckwarnleuchte leuchtet bzw. blinkt oder

wenn beides zugleich eintritt:

* Motorleistung auf minimal erforderliche reduzieren,
* sobald wie möglich landen,
* auf Motorausfall und Notlandung vorbereitet sein.

2c. Öldruck gegen Null verbunden mit:

Vibrationen, Ölverlust, eventuell extremen metallischen Geräuschen und möglicherweise Rauchentwicklung:

* Mechanischer Schaden im Motor ist offensichtlich.
* Sofort Motor abstellen und
* Notlandung gemäß 3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen.

c) Hoher Öldruck

Öltemperatur kontrollieren.

* Wenn die Öltemperatur normal ist, ist ein Defekt der Öldruckanzeige wahrscheinlich und diese zu ignorieren (Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen).

d) Hohe Öltemperatur

Zylinderkopf- und Abgastemperatur prüfen.

* Wenn beide nicht hoch sind, ist ein Defekt der Öltemperaturanzeige wahrscheinlich. Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen. Eine stabile Anzeige der Öltemperatur von 26 °F oder 317 °F deutet auf einen Fehler des Öltemperatursensors hin.
* Wenn Zylinderkopf- oder Abgastemperatur ebenfalls hoch sind:
  - Öldruck kontrollieren. Bei niedrigem Öldruck ist gemäß 3.2.3 b) ABFALL DES ÖLDRUCKS weiter zu verfahren.
  - Wenn Öldruck im grünen Bereich ist:
    - Gemischeinstellung prüfen und gegebenenfalls Gemisch anreichern.
    - Leistung reduzieren; wenn das keine Abhilfe erzielt, ist auf dem nächsten geeigneten Flugplatz zu landen.

e) Hohe Zylinderkopftemperatur

Zylinderkopftemperatur im gelben Bereich oder darüber:

1. Gemischeinstellung kontrollieren und gegebenenfalls Gemisch anreichern.
2. Öltemperatur kontrollieren:
    * Wenn die Öltemperatur ebenfalls hoch ist:
        - Öldruck kontrollieren. Bei niedrigem Öldruck ist gemäß 3.2.3 b) ABFALL DES ÖLDRUCKS weiter zu verfahren.
        - Wenn Öldruck im grünen Bereich ist:
            - Leistung reduzieren; wenn das keine Abhilfe erzielt, ist auf dem nächsten geeigneten Flugplatz zu landen.
            - Auf mögliche Notlandung vorbereitet sein.

f) Hohe Drehzahl

Drehzahl wandert von selbst in den gelben Bereich oder ist im roten Bereich:

1. Reibungsschraube für Triebwerksbedienhebel kontrollieren.
2. Öldruck kontrollieren: Bei Verlust von Öl oder Öldruck regelt der Propellerregler auf hohe Drehzahl. In diesem Fall ist die Drehzahl mit dem Gashebel zu regeln. Weiter verfahren gemäß 3.2.3 b) ABFALL DES ÖLDRUCKS.

3. Wenn Öldruck normal ist:

    * Drehzahlhebel ziehen und durch Horchen vergleichen, ob die Drehzahl sinkt.

        - Wenn sich die Anzeige bei hörbarem Drehzahlabfall nicht ändert, ist eine defekte Drehzahlanzeige wahrscheinlich und diese zu ignorieren (Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen).

        - Wenn kein Drehzahlabfall hörbar ist, ist ein Defekt im Reglersystem wahrscheinlich. In diesem Fall ist die Drehzahl mit dem Gashebel zu regeln.

g) Drehzahlverlust

1. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . check ON
2. Tankwahlschalter . . . . . check
3. Reibungsschraube
   für Triebwerksbedienhebel . . . . . kontrollieren, ob fest genug
4. Drehzahlhebel . . . . . HIGH RPM

    * Durch Horchen vergleichen, ob die Drehzahl steigt.

        - Wenn kein Drehzahlanstieg hörbar ist, ist ein Defekt im Reglersystem wahrscheinlich. In diesem Fall ist die Drehzahl mit dem Gashebel in Grenzen regelbar.

            - Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.
            - Auf mögliche Notlandung vorbereitet sein.

        - Wenn sich die Anzeige bei hörbarem Drehzahlanstieg nicht ändert, ist eine defekte Drehzahlanzeige wahrscheinlich und diese zu ignorieren (Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen).

h) Hoher Kraftstoffffluß

Kraftstoffffluß im roten Bereich:

1. Kraftstoffdruck . . . . . check:

   * Wenn der Kraftstoffdruck niedrig ist, ist ein Leck (zwischen Einspritzanlage und Einspritzdüsen) möglich. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.

   * Wenn der Kraftstoffdruck im grünen Bereich ist, liegt kein Leck vor; eine fehlerhafte Kraftstoffflußanzeige ist wahrscheinlich, diese ist zu ignorieren (Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen). Kraftstoffflußdaten sind gemäß den Leistungseinstellungen aus Kapitel 5 anzunehmen.

2. Kraftstoffvorratsanzeige kontrollieren. Eine rasche Abnahme des Kraftstoffvorrats- bestätigt hohen Kraftstoffffluß.

3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER

ANMERKUNG

Das Wiederanlassen ist bei Fluggeschwindigkeiten über 70 KIAS bis v_{NE} und bis zur maximal nachgewiesenen Betriebshöhe möglich.

ANMERKUNG

Solange eine Geschwindigkeit von 65 KIAS nicht unterschritten wird und keine komplette Motorstörung vorliegt, dreht sich der Propeller im Windmilling weiter.

1. Geschwindigkeit . . . . . 80 KIAS
2. Tankwahlschalter . . . . . Tank mit größerer Menge Treibstoff
3. Zündschalter . . . . . check BOTH
4. Gemischhebel . . . . . check geeignete Stellung
5. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . check ON
6. Alternate Air . . . . . OPEN

wenn Motor so nicht anspringt:

7. Gemischhebel . . . . . LEAN
8. Gemischhebel . . . . . langsam vorschieben, bis Motor anspringt

ANMERKUNG

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann, ist die Gleitflugkonfiguration nach 3.4 GLEITFLUG einzunehmen und eine Notlandung gemäß 3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchzuführen.

3.2.5 DEFEKT DER TRIEBWERKSBEDIENELEMENTE

Mixture-Bowdenzug defekt

a) Flug und Landung:

1. In möglichst gleichbleibender Höhe den nächsten Flugplatz anfliegen.
2. Im Sinkflug Motorlauf bei Leistungserhöhung kontrollieren. Bei abgemagertem Gemisch kann es zu rauhem Motorlauf und Leistungseinbußen kommen. Der Landeanflug ist entsprechend einzuteilen.

WARNUNG

Je nach Leistung, die zur Verfügung steht, kann ein Durchstarten unmöglich werden.

b) Motor abstellen:

1. Parkbremse . . . . . setzen
2. Motorinstrumente . . . . . check
3. Avionikhauptschalter . . . . . OFF
4. Alle elektrischen Verbraucher . . . . . OFF
5. Gashebel . . . . . IDLE
6. Zündschalter . . . . . OFF
7. Elektrischer Hauptschalter . . . . . OFF

Gas-Bowdenzug defekt

a) Ausreichend Leistung für Weiterflug zur Verfügung:

1. Nächsten Flugplatz anfliegen, wobei die Steuerung der Motorleistung über die Drehzahl erfolgt.
2. Landung mit abgestelltem Motor durchführen.

b) Keine ausreichende Leistung für Weiterflug zur Verfügung:

1. Notlandung gemäß 3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen.

Propellerverstellungs-Bowdenzug defekt

a) Ausreichend Leistung für Weiterflug zur Verfügung:

1. Nächsten Flugplatz anfliegen, wobei die Steuerung der Motorleistung über den Gashebel erfolgt.
2. Normale Landung durchführen

WARNUNG

Je nach Leistung, die zur Verfügung steht, kann ein Durchstarten unmöglich werden.

b) Keine ausreichende Leistung für Weiterflug zur Verfügung:

1. Notlandung gemäß 3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen.

3.2.6 WIEDERANLASSEN DES MOTORS BEI STEHENDEM PROPELLER

ANMERKUNG

Das Wiederanlassen ist bei Fluggeschwindigkeiten über 80 KIAS bis v_{NE} und bis zur maximal nachgewiesenen Betriebshöhe möglich.

1. Fluggeschwindigkeit . . . . . 80 KIAS
2. Elektrische Verbraucher . . . . . OFF
3. Avionik-Hauptschalter . . . . . OFF
4. Batt./Hauptschalter . . . . . check ON
5. Gemischhebel . . . . . check
6. Tankwahlschalter . . . . . check
7. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . check ON
8. Alternate Air . . . . . OPEN
9. Zündschalter . . . . . START

ANMERKUNG

Durch Andrücken des Flugzeugs auf über ca. 130 KIAS kann der Propeller zum Drehen gebracht werden und so der Motor gestartet werden. Die Stellung des Zündschalters dabei: BOTH (siehe 3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER). Ein Höhenverlust von mindestens 1000 ft (300 m) muß dabei einkalkuliert werden.

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann:

- Gleitflugkonfiguration nach 3.4 GLEITFLUG einnehmen
- Notlandung gemäß 3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen

WICHTIGER HINWEIS

Das Wiederanlassen des Motors nach einem Motorbrand soll nur dann versucht werden, wenn die sichere Durchführung einer Notlandung unwahrscheinlich ist. Es ist damit zu rechnen, daß das Wiederanlassen nach einem Motorbrand nicht möglich ist.

3.3 RAUCH UND BRAND

3.3.1 RAUCH UND BRAND AM BODEN

a) Motorbrand beim Anlassen am Boden

1. Tankwahlschalter . . . . . OFF
2. Kabinenheizung . . . . . OFF
3. Bremsen . . . . . betätigen

nach Stillstand:

4. Gashebel . . . . . MAX PWR
5. Batt.-/Hauptschalter . . . . . OFF

wenn Motor steht:

6. Zündschalter . . . . . OFF
7. Kabinenhaube . . . . . öffnen
8. Flugzeug . . . . . sofort verlassen

b) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden

1. Batt.-/Hauptschalter . . . . . OFF

wenn Motor läuft:

2. Gashebel . . . . . IDLE
3. Gemischhebel . . . . . LEAN - Motor abstellen

wenn Motor steht:

4. Zündschalter . . . . . OFF
5. Kabinenhaube . . . . . öffnen
6. Flugzeug . . . . . sofort verlassen

3.3.2 RAUCH UND BRAND WÄHREND DES STARTS

a) Wenn Startabbruch noch möglich ist

1. Gashebel . . . . . IDLE
2. Kabinenheizung . . . . . OFF
3. Bremsen . . . . . betätigen - Flugzeug zum Stillstand bringen
4. Nach dem Anhalten . . . . . weiter verfahren gemäß Abschnitt 3.3.1 RAUCH UND BRAND AM BODEN.

b) Wenn Startabbruch nicht mehr möglich ist

1. Kabinenheizung . . . . . OFF
2. Nach Möglichkeit ist eine verkürzte Standard-Platzrunde durchzuführen und auf dem Flugplatz zu landen

WARNUNG

Wenn eine Triebwerksstörung während des Starts eintritt, wenn kein Startabbruch mehr möglich ist und noch keine sichere Höhe erreicht ist, soll eine Notlandung geradeaus durchgeführt werden. Eine Umkehrkurve kann tödlich enden.

3. Geschwindigkeit . . . . . 73 KIAS (1150 kg)
   68 KIAS (1000 kg)
   60 KIAS (850 kg)

Nach dem Steigen auf eine Höhe, aus der das gewählte Landefeld sicher erreicht werden kann:

4. Tankwahlschalter . . . . . OFF
5. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . OFF
6. Kabinenheizung . . . . . OFF
7. Batt.-/Hauptschalter . . . . . OFF
8. Notfenster . . . . . bei Bedarf öffnen
9. Landung mit stehendem Motor durchführen und längere Landestrecke aufgrund der Klappenstellung berücksichtigen.

WICHTIGER HINWEIS

Bei extremer Rauchentwicklung kann die vordere Kabinenhaube während des Fluges entriegelt werden, sodaß sie sich geringfügig öffnet, um eine bessere Belüftung zu erzielen. Die Kabinenhaube bleibt in dieser Stellung offen. Dies hat auf die Flugeigenschaften keinen nennenswerten Einfluß.

3.3.3 RAUCH UND BRAND IM FLUG

a) Motorbrand im Flug

1. Kabinenheizung . . . . . OFF
2. Geeignetes Notlandefeld wählen

wenn Erreichen des Landefeldes sicher erscheint:

3. Tankwahlschalter . . . . . OFF
4. Gashebel . . . . . MAX PWR
5. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . OFF
6. Batt.-/Hauptschalter . . . . . ON
7. Notfenster . . . . . bei Bedarf öffnen
8. Notlandung mit stehendem Motor durchführen

WICHTIGER HINWEIS

Bei extremer Rauchentwicklung kann die vordere Kabinenhaube während des Fluges entriegelt werden, sodaß sie sich geringfügig öffnet, um eine bessere Belüftung zu erzielen. Die Kabinenhaube bleibt in dieser Stellung offen. Dies hat auf die Flugeigenschaften keinen nennenswerten Einfluß.

b) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug

1. Emergency-Schalter . . . . . ON, falls vorhanden
2. Batt.-/Hauptschalter . . . . . OFF
3. Kabinenheizung . . . . . OFF
4. Notfenster . . . . . bei Bedarf öffnen
5. Sobald wie möglich Landung auf geeignetem Flugplatz durchführen

WICHTIGER HINWEIS

Das Ausschalten des Batterie-Hauptschalters führt zu einem Totalausfall aller elektronischen und elektrischen Geräte. Davon sind - falls vorhanden - auch der künstliche Horizont (Attitude Gyro) und der Kreiselkompaß (Directional Gyro) betroffen.

Durch Einschalten des Emergency-Schalters (nur bei IFR-Ausführung vorhanden) versorgt jedoch die Notbatterie den künstlichen Horizont (Attitude Gyro) und das Flutlicht (Flood Light) mit Strom.

Bei extremer Rauchentwicklung kann die vordere Kabinenhaube während des Fluges entriegelt werden, sodaß sie sich geringfügig öffnet, um eine bessere Belüftung zu erzielen. Die Kabinenhaube bleibt in dieser Stellung offen. Dies hat auf die Flugeigenschaften keinen nennenswerten Einfluß.

3.4 GLEITFLUG

1. Flügelklappen . . . . . UP
2. Fluggeschwindigkeit . . . . . 73 KIAS (1150 kg)
   68 KIAS (1000 kg)
   60 KIAS (850 kg)

ANMERKUNG

Die Gleitzahl ist 8,8; d.h. für 1000 ft / 305 m Höhenverlust beträgt die maximale horizontale Strecke zurückgelegt bei Windstille 1,45 NM (2,68 km). Dabei dreht sich der Propeller im Windmilling weiter.

Mit stehendem Propeller erreicht man eine Gleitzahl von 10,3; das entspricht einer maximalen horizontalen Strecke von 1,70 NM (3,14 km) pro 1000 ft Höhe. Diese Konfiguration kann mit Rücksicht auf eine sichere Fluggeschwindigkeit eventuell nicht erreicht werden.

3.5 NOTLANDUNGEN

3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR

1. Geeignetes Landefeld wählen. Kann kein horizontales Landefeld gefunden werden, ist nach Möglichkeit hangaufwärts zu landen.
2. Wind beachten.
3. Anflug: Nach Möglichkeit soll dem Muster einer verkürzten Rechteckplatzrunde gefolgt werden. Im Gegenanflug soll das Landefeld aus entsprechender Höhe auf Hindernisse kontrolliert werden. Je nach Versetzung auf den Teilstücken der Platzrunde kann der Wind nach Richtung und Stärke beurteilt werden.
4. Fluggeschwindigkeit . . . . . 73 KIAS (1150 kg)
   68 KIAS (1000 kg)
   60 KIAS (850 kg)
5. Falls Zeit erlaubt . . . . . ATC informieren
6. Tankwahlschalter . . . . . OFF

wenn gewähltes Landefeld sicher erreicht werden kann:

7. Klappen . . . . . LDG
8. Sicherheitsgurte . . . . . straffen

WICHTIGER HINWEIS

Wenn genügend Zeit bleibt, kann das Brandrisiko für den Fall einer Kollision mit Hindernissen reduziert werden:

Zündschalter . . . . . OFF
Elektrischer Hauptschalter . . . . . OFF

9. Aufsetzen . . . . . mit geringstmöglicher Fluggeschwindigkeit

3.5.2 LANDUNG MIT EINEM DEFEKTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK

WICHTIGER HINWEIS

Ein defekter, zum Beispiel geplatzter Reifen, ist meist nicht leicht zu erkennen. Gewöhnlich tritt der Schaden während Start oder Landung ein und ist bei höheren Rollgeschwindigkeiten kaum zu bemerken. Erst im Ausrollen nach der Landung oder bei langsamen Rollgeschwindigkeiten zeigt sich eine Tendenz zum Ausbrechen. Darauf muß dann rasch und bestimmt reagiert werden.

1. ATC informieren.
2. Das Flugzeug auf der Seite der Landebahn aufsetzen, auf der sich der intakte Reifen befindet. Damit soll es möglich sein, Richtungsänderungen, die während des Ausrollens aufgrund der bremsenden Wirkung des defekten Reifens zu erwarten sind, innerhalb der Landebahn korrigieren zu können.
3. Landung mit hängender Fläche. Flügel auf der Seite hängen lassen, auf der sich der intakte Reifen befindet.
4. Die Richtung soll mit Seitenruderausschlag gehalten werden. Das ist mit Einsatz der Bremse zu unterstützen. Die Bremse muß eventuell stark betätigt werden, gegebenenfalls bis zum Blockieren des Rades. Die große Spurweite des Fahrwerks verhindert in weiten Geschwindigkeitsbereichen ein Kippen. Auch beim Schleudern gibt es keine ausgeprägte Neigung zum Kippen.

3.5.3 LANDUNG MIT DEFEKTEN RADBREMSEN

Im allgemeinen ist es zu empfehlen, auf Gras zu landen, um die Landerollstrecke durch den höheren Rollwiderstand von Gras zu verkürzen.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn genügend Zeit bleibt, kann das Brandrisiko für den Fall einer Kollision reduziert werden:

Tankwahlschalter . . . . . OFF

Gemischhebel . . . . . LEAN - Motor abstellen

Zündschalter . . . . . OFF

Elektrischer Hauptschalter . . . . . OFF

3.6 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS

WICHTIGER HINWEIS

Die Schritte 1 bis 4 müssen **unverzüglich** und **gleichzeitig** ausgeführt werden.

1. Gashebel . . . . . IDLE
2. Seitenruder . . . . . Vollausschlag gegen Trudelrichtung
3. Steuerknüppel . . . . . voll gedrückt
4. Querruder . . . . . neutral
5. Klappen . . . . . UP

wenn Drehung gestoppt ist:

6. Seitenruder . . . . . neutral
7. Höhenruder . . . . . vorsichtig ziehen
8. Flugzeug aus dem Bahnneigungsflug in die Normalfluglage bringen. Dabei höchstzulässige Fluggeschwindigkeit v_{NE} nicht überschreiten.

3.7 ANDERE NOTFÄLLE

3.7.1 VEREISUNG

Unbeabsichtigtes Einfliegen in eine Vereisungszone

1. Vereisungsgebiet verlassen (durch Ändern der Flughöhe oder Umkehren, um Zonen mit höheren Außenlufttemperaturen zu erreichen).
2. Pitotrohr-Heizung . . . . . ON
3. Kabinenheizung . . . . . ON
4. Luftverteilhebel . . . . . • (oben)
5. Drehzahl . . . . . erhöhen, um Eisansatz an den Propellerblättern zu vermeiden
6. Alternate Air . . . . . OPEN
7. Notfenster . . . . . bei Bedarf öffnen

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit. Wenn es die Sicherheit erfordert, sind Drehzahlen bis 2700 RPM ohne zeitliche Begrenzung zulässig.

8. ATC . . . . . informieren, falls sich ein Notfall ankündigt

WICHTIGER HINWEIS

Falls die Pitotrohr-Heizung ausfällt und das Alternate Static Valve vorhanden ist:

Alternate Static Valve . . . . . OPEN
Notfenster . . . . . schließen

3.7.2 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

a) Totaler Ausfall des elektrischen Systems

Durch den mechanisch sehr stabilen Aufbau wie auch durch die geforderte Überprüfung des Systems im Rahmen der regelmäßigen Wartungsintervalle ist ein Totalausfall des elektrischen Systems sehr unwahrscheinlich. Sollte trotzdem ein Totalausfall eintreten, sind alle Sicherungen zu prüfen, zu ziehen und wieder hineinzudrücken. Hilft das nicht, ist:

- der Emergency-Schalter (falls vorhanden) auf ON zu stellen,
- wenn nötig das Flutlicht (Flood Light) zur Beleuchtung der Instrumente sowie der Hebel und Schalter etc. zu verwenden,
- die Leistung nach der Position der Hebel und nach Gehör zu setzen,
- eine Landung mit Klappen in gegebener Stellung vorzubereiten und
- auf dem nächsten geeigneten Flugplatz zu landen

b) Generatorausfall

Ein Generatorausfall ist an einer leuchtenden bzw. blinkenden Generator-Warnleuchte (ALT bzw. ALTERNATOR) am Annunciator Panel und einer blinkenden Ampère-Anzeige am Vision Microsystems VM 1000 Motorinstrument zu erkennen.

1.	Sicherungen	check; falls alle in Ordnung: weiter mit 2.
2.	Elektrische Verbraucher	alle Verbraucher, die nicht benötigt werden, ausschalten
3.	Spannungsanzeige	regelmäßig überprüfen

WICHTIGER HINWEIS

Das Ausschalten jener Geräte, die nicht für den sicheren Betrieb und eine sichere Landung des Flugzeuges benötigt werden, kann durch Betätigen des Essential Bus-Schalters (falls vorhanden) erfolgen. Wenn der Essential Bus-Schalter auf ON steht, werden nur mehr folgende Geräte mit Strom versorgt:

- NAV/COM 1
- Transponder (XPDR)
- Flutlicht (Flood Light)
- künstlicher Horizont (Attitude Gyro)
- VM 1000 Motorinstrument
- Annunciator Panel
- GPS (falls vorhanden)
- Landescheinwerfer
- Pitotrohr-Heizung
- Klappen

Diese Geräte können von der Batterie für mindestens 30 Minuten mit Strom versorgt werden. Sparsamer Gebrauch, insbesondere der Pitotrohr-Heizung, bzw. die Abschaltung nicht benötigter Geräte verlängert die Funktionsdauer der übrigen Geräte. Innerhalb der 30 Minuten muß eine Landung auf einem geeigneten Flugplatz durchgeführt werden.

Für den Fall, daß die Batteriekapazität nicht ausreicht, um einen geeigneten Flugplatz zu erreichen, ist in der IFR-Version eine Notbatterie eingebaut, die als zusätzliches Reservesystem für den künstlichen Horizont (Attitude Gyro) und das Flutlicht (Flood Light) dient. Diese Notbatterie wird über den Emergency-Schalter zugeschaltet. Ihre Kapazität reicht bei eingeschaltetem Flutlicht für 1 Stunde und 30 Minuten.

c) Anlasser

Anlasser klinkt nach dem Anlassen des Motors nicht aus (Starter-Warnleuchte (START) im Annunciator Panel leuchtet bzw. blinkt auch nach dem Anlassen des Motors):

1. Gashebel . . . . . IDLE
2. Gemischhebel . . . . . LEAN - Motor abstellen
3. Zündung . . . . . OFF
4. Elektr. Hauptschalter . . . . . OFF

jegliches Flugvorhaben abbrechen!

d) Überspannung

Wenn eine elektrische Spannung im oberen roten Bereich (über 32 Volt) angezeigt wird:

1. Essential Bus . . . . . ON, falls vorhanden
2. Alt/Hauptschalter . . . . . OFF

WARNUNG

Batterie-Hauptschalter auf ON lassen!

3. Nicht benötigte Verbraucher,
   insbesondere Pitotrohr-Heizung . . . . . OFF
4. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen

3.7.3 VERDACHT AUF KOHLENMONOXIDVERGIFTUNG IN DER KABINE

Kohlenmonoxid (CO) ist ein Gas, das bei der Verbrennung entsteht. Es ist giftig und geruchlos. Da es aber meist gemeinsam mit Rauchgasen auftritt, kann es erkannt werden. Erhöhte Konzentration von Kohlenmonoxid in geschlossenen Räumen kann zum Tod führen. Das Auftreten von CO in der Kabine ist nur aufgrund eines Defekts möglich. Sollte Geruch von Verbrennungsgasen ähnlich Auspuffgasen in der Kabine bemerkt werden, sind folgende Maßnahmen zu setzen:

1. Heizung . . . . . OFF
2. Belüftung . . . . . öffnen
3. Notfenster . . . . . öffnen
4. vordere Kabinenhaube . . . . . öffnen

WICHTIGER HINWEIS

Bei Verdacht auf Kohlenmonoxidvergiftung in der Kabine kann die vordere Kabinenhaube während des Fluges entriegelt werden, sodaß sie sich geringfügig öffnet, um eine bessere Belüftung zu erzielen. Die Kabinenhaube bleibt in dieser Stellung offen. Dies hat auf die Flugeigenschaften keinen nennenswerten Einfluß.

KAPITEL 4A
NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Seite

4A.1 EINFÜHRUNG 4A-2
4A.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN 4A-2
4A.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE 4A-3
4A.3.1 VORFLUGKONTROLLE 4A-3
4A.3.2 VOR DEM ANLASSEN DES MOTORS 4A-10
4A.3.3 ANLASSEN DES MOTORS 4A-11
4A.3.4 VOR DEM ROLLEN 4A-17
4A.3.5 ROLLEN 4A-18
4A.3.6 VOR DEM START 4A-20
4A.3.7 START 4A-22
4A.3.8 STEIGFLUG 4A-24
4A.3.9 REISEFLUG 4A-25
4A.3.10 GEMISCHREGELUNG 4A-26
4A.3.11 SINKFLUG 4A-28
4A.3.12 LANDEANFLUG 4A-29
4A.3.13 DURCHSTARTEN 4A-30
4A.3.14 NACH DER LANDUNG 4A-30
4A.3.15 ABSTELLEN DES MOTORS 4A-31
4A.3.16 NACHFLUGKONTROLLE 4A-32
4A.3.17 FLUG IM REGEN 4A-33
4A.3.18 BETANKEN 4A-33
4A.3.19 FLUG IN GROSSEN HÖHEN 4A-33

4A.1 EINFÜHRUNG

Kapitel 4A beinhaltet Checklisten und beschreibt erweiterte Verfahrensschritte für den normalen Betrieb des Luftfahrzeuges.

4A.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBS-VERFAHREN

Flugmasse	850 kg	1000 kg	1150 kg
Fluggeschwindigkeit für Startsteigflug (bestes Steigen v_Y) (Klappen T/O)	54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS
Fluggeschwindigkeit für Reisesteigflug (Klappen UP)	60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
Anfluggeschwindigkeit für normale Landung Klappen LDG	58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS
Mindestgeschwindigkeit beim Durchstarten Klappen T/O	54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS

4A.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE

4A.3.1 VORFLUGKONTROLLE

I. Innenkontrolle

a)	MET, NAV, Masse & Schwerpunktlage	Flugvorbereitung durchgeführt
b)	Flugzeugpapiere	vollständig und aktuell
c)	Zündschlüssel	abgezogen
d)	Kabinenhauben, beide	sauber, unbeschädigt, Verschluß-mechanismus auf Funktion prüfen
e)	alle elektrischen Verbraucher	OFF
f)	Sicherungen	gedrückt (falls eine Sicherung gezogen war: Ursache feststellen)
g)	Triebwerkbedienhebel	Zustand, Freigängigkeit und Erreichen der Anschläge von Gas-, Drehzahl- und Gemischhebel kontrollieren
h)	Gashebel	IDLE
i)	Gemischhebel	LEAN
j)	Drehzahlhebel	HIGH RPM
k)	Batt.-/Hauptschalter	ON
l)	Annunciator Panel	Funktion prüfen (siehe 7.11)
m)	Kraftstoffmenge	mit Kraftstoffkontrollmesser prüfen

ANMERKUNG

Bei einer Anzeige von 15 US gal ist die tatsächliche Menge im Tank mit dem Kraftstoff-Kontrollmesser festzustellen. Wird auf diese Messung verzichtet, so ist die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht, 15 US gal.

n) Positionslichter, Zusammenstoß-
warnlicht (STROBE) . . . . . check
o) Batt.-/Hauptschalter . . . . . OFF
p) Fremdkörperkontrolle . . . . . durchgeführt
q) Steuerung und Trimmung . . . . . freigängig und korrekt
r) Gepäck . . . . . auf Sitzen verstaut und gesichert

II. Außenkontrolle, Sichtprüfung

WICHTIGER HINWEIS

Unter Sichtprüfung ist zu verstehen: Überprüfung auf Beschädigungen, Risse, Delaminationen, Spielfreiheit, Kraftschlüssigkeit, korrekte Befestigung und allgemeinen Zustand; bei Rudern zusätzlich Gängigkeit.

WICHTIGER HINWEIS

Bei tiefen Außentemperaturen ist das Flugzeug vollständig von Eis, Schnee oder ähnlichem Belag zu reinigen.

WICHTIGER HINWEIS

Vor jeglichem Flugvorhaben sind Ruderblockierung, Pitotrohrabdeckung, Schleppgabel und dergleichen zu entfernen.

1. Linkes Hauptfahrwerk:

a) Fahrwerksbügel . . . . . Sichtprüfung
b) Radverkleidung . . . . . Sichtprüfung
c) Reifendruck (2,5 bar) . . . . . überprüfen
d) Abnützung, Profiltiefe des Reifens . . . . . kontrollieren
e) Reifen, Rad, Bremse . . . . . Sichtprüfung
f) Anschluß der Bremsleitung . . . . . auf Lecks prüfen
g) Rutschmarken . . . . . Sichtprüfung
h) Unterlegskeile . . . . . entfernen

2. Linke Tragfläche:

a) Gesamte Flügelfläche . . . . . Sichtprüfung
b) Fußauftritt . . . . . Sichtprüfung
c) Lufteinlaß auf Flügelunterseite . . . . . Sichtprüfung
d) Öffnungen auf Flügelunterseite . . . . . auf Kraftstoffspuren kontrollieren (bei vollem Tank ist Überlaufen durch die Tankbelüftung möglich)
e) Tankdrain . . . . . geringe Menge ablassen, auf Wasser u. Sediment kontrollieren
f) Überziehwarnung . . . . . prüfen (an Bohrung saugen)
g) Tankeinfüllstutzen . . . . . Sichtprüfung, Tankfüllstand muß mit Anzeige übereinstimmen
h) Dreieckskanten am Flügel (2x) . . . . . Sichtprüfung
i) Pitot-Statiksonde . . . . . sauber, Bohrungen offen
j) Lande-, Rollscheinwerfer . . . . . Sichtprüfung

k) Randbogen . . . . . Sichtprüfung
l) Positionslicht, Zusammenstoßwarnlicht . . . . . Sichtprüfung
m) Verzurrung . . . . . kontrollieren, gelöst
n) Querruder und Anlenkung . . . . . Sichtprüfung
o) Querruderlager und Sicherungsstift . . . . . Sichtprüfung
p) Fremdkörper im Querruderpaddel . . . . . Sichtprüfung
q) Klappe und Anlenkung . . . . . Sichtprüfung
r) Klappenlager und Sicherungsstift . . . . . Sichtprüfung

3. Rumpf, links:

a) Kabinenhaube, linke Seite . . . . . Sichtprüfung
b) hintere Kabinentür & Scheibe . . . . . Sichtprüfung
c) Rumpfschale . . . . . Sichtprüfung
d) Antennen . . . . . Sichtprüfung

4. Leitwerk:

a) Flossen und Ruder . . . . . Sichtprüfung
b) Lagerungen . . . . . Sichtprüfung
c) Trimmruder . . . . . Sichtprüfung, Sicherungen kontrollieren
d) Trimmkante SR . . . . . Sichtprüfung
e) Verzurrung an der Finne . . . . . kontrollieren, gelöst
f) Schleifsporn und Finne . . . . . Sichtprüfung
g) Schleppkupplung, wenn vorhanden . . . . . Sichtprüfung

5. Rumpf, rechts:

a) Rumpfschale . . . . . Sichtprüfung
b) Scheibe . . . . . Sichtprüfung
c) Kabinenhaube, rechte Seite . . . . . Sichtprüfung

6. Rechte Tragfläche:

a) Klappe und Anlenkung . . . . . Sichtprüfung
b) Klappenlager und Sicherungsstift . . . . . Sichtprüfung
c) Querruder und Anlenkung . . . . . Sichtprüfung
d) Querruderlager und Sicherungsstift . . . . . Sichtprüfung
e) Fremdkörper im Querruderpaddel . . . . . Sichtprüfung
f) Randbogen . . . . . Sichtprüfung
g) Positionslicht, Zusammenstoß-warnlicht (STROBE) . . . . . Sichtprüfung
h) Verzurrung . . . . . kontrollieren, gelöst
i) Gesamte Flügelfläche . . . . . Sichtprüfung
j) Dreieckskante am Flügel (2x) . . . . . Sichtprüfung
k) Tankeinfüllstutzen . . . . . Sichtprüfung, Tankfüllstand muß mit Anzeige übereinstimmen
l) Öffnungen auf Flügelunterseite . . . . . auf Kraftstoffspuren kontrollieren (bei vollem Tank ist Überlaufen durch die Tankbelüftung möglich)
m) Tankdrain . . . . . geringe Menge ablassen, auf Wasser u. Sediment kontrollieren
n) Fußauftritt . . . . . Sichtprüfung

7. Rechtes Hauptfahrwerk:

a) Fahrwerksbügel . . . . . Sichtprüfung
b) Radverkleidung . . . . . Sichtprüfung
c) Reifendruck (2,5 bar) . . . . . überprüfen
d) Abnützung, Profiltiefe des Reifens . . . . . kontrollieren
e) Reifen, Rad, Bremse . . . . . Sichtprüfung
f) Anschluß der Bremsleitung . . . . . auf Lecks prüfen
g) Rutschmarken . . . . . Sichtprüfung
h) Unterlegskeile . . . . . entfernen

8. Rumpfvorderteil:

a) Ölstand . . . . . mittels Peilstab überprüfen:
min. 4 qts für VFR-Betrieb
min. 6 qts für IFR-Betrieb
b) Cowling . . . . . Sichtprüfung
c) Lufteinlässe (3 Stück) . . . . . frei
d) Propeller . . . . . Sichtprüfung
Blattspitzenspiel: max. 3 mm
Blattwinkelspiel: max. 2°

WARNUNG

Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen! Verletzungsgefahr!

e) Spinner samt Schrauben . . . . . Sichtprüfung

f) Bugfahrwerk . . . . . Sichtprüfung
g) Reifen und Rad . . . . . Sichtprüfung, Rutschmarken kontrollieren
h) Abnützung, Profiltiefe des Reifens . . . . . kontrollieren
i) Radverkleidung . . . . . Sichtprüfung
j) Schleppgabel . . . . . entfernt
k) Reifendruck (2,0 bar) . . . . . überprüfen
l) Unterlegskeile . . . . . entfernen
m) Auspuff . . . . . Sichtprüfung

WARNUNG

Verbrennungsgefahr bei heißem Auspuff.

Unterseite:

n) Antennen (wenn vorhanden) . . . . . Sichtprüfung
o) Gascolator . . . . . geringe Menge Kraftstoff ablassen, auf Wasser und Sediment kontrollieren
p) Entlüftungsrohre . . . . . auf Verstopfung kontrollieren
q) Rumpfunterseite . . . . . auf übermäßige Verschmutzung vor allem durch Öl, Kraftstoff und sonstige Flüssigkeiten kontrollieren

4A.3.2 VOR DEM ANLASSEN DES MOTORS

1. Vorflugkontrolle . . . . . durchgeführt
2. Pedale . . . . . eingestellt und verriegelt
3. Passagiere . . . . . eingewiesen
4. Sicherheitsgurte . . . . . alle anlegen und schließen
5. Kabinenhaube hinten . . . . . geschlossen und verriegelt
6. ' Türschloß hinten (falls eingebaut) . . . . . nicht versperrt, Schlüssel abgezogen
7. Kabinenhaube vorne . . . . . Position 1 oder 2 (“Kühlspalt”)
8. ' Türschloß vorne (falls eingebaut) . . . . . nicht versperrt, Schlüssel abgezogen
9. Parkbremse . . . . . setzen
10. Steuerung . . . . . freigängig
11. Trimmung . . . . . T/O
12. Gashebel . . . . . IDLE
13. Drehzahlhebel . . . . . HIGH RPM
14. Gemischhebel . . . . . LEAN
15. Hebelreibung, Throttle Quadrant . . . . . eingestellt
16. Alternate Air . . . . . CLOSED
17. Alternate Static Valve . . . . . CLOSED, falls vorhanden
18. Avionikhauptschalter . . . . . OFF
19. Essential Bus-Schalter . . . . . OFF, falls vorhanden

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Essential Bus-Schalter auf ON steht, wird die Batterie nicht geladen.

20. Batt.-/Hauptschalter . . . . . ON
21. ' Annunciator Panel . . . . . testen (siehe Abschnitt 7.11)
22. Tankwahlschalter . . . . . auf vollem Tank

WARNUNG

Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen! Verletzungsgefahr!

Motor niemals von Hand zu starten versuchen!

4A.3.3 ANLASSEN DES MOTORS

Kalter Motor

1. Zusammenstoßwarnlicht (STROBE) . . . . . ON
2. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . ON, Pumpgeräusch beachten (= Funktionskontrolle der Pumpe)
3. Gashebel . . . . . 3 cm von IDLE nach vorne (an Kulisse gemessen)
4. Gemischhebel . . . . . RICH für 3-5 sec, dann LEAN
5. Gashebel . . . . . 1 cm von IDLE nach vorne (an Kulisse gemessen)

WARNUNG

Vor dem Anlassen muß sich der Pilot versichern, daß der Propellerbereich frei ist und keine Personen gefährdet werden können.

WICHTIGER HINWEIS

Anlasser nicht überhitzen! Den Anlasser nicht für länger als 10 Sekunden betätigen und danach 20 Sekunden abkühlen lassen. Nach sechsmaligem Wiederholen den Starter für eine halbe Stunde abkühlen lassen.

WICHTIGER HINWEIS

Wann immer möglich, besonders bei Temperaturen unter 0 °C, sollten eine externe Vorheizung und eine externe Stromquelle verwendet werden, um Verschleiß und Belastung des Motors und des elektrischen Systems zu reduzieren. Eine Vorheizung verflüssigt das Öl im Ölkühler, welches bei extrem niedrigen Temperaturen erstarren kann. Nach einer Warmlaufphase von ca. 2 bis 5 Minuten (je nach Außentemperatur) bei 1500 RPM ist der Motor bereit zum Abflug, sobald er ruhig hochdreht und der Öldruck normal und konstant ist.

6. Zündschalter . . . . . START

' *sobald Motor anspringt:*

' 7. Gemischhebel . . . . . zügig auf RICH
8. Öldruck . . . . . grüner Bereich binnen 15 sec
' 9. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . OFF

WARNUNG

Wenn Öldruckanzeige 15 Sekunden nach Anlassen noch unterhalb des grünen Bereichs ist, MOTOR ABSTELLEN und Problem untersuchen.

' 10. Alt / Hauptschalter . . . . . ON
' 11. Ampèremeter . . . . . check
12. Kraftstoffdruck . . . . . check (14 psi bis 35 psi)
13. Annunciator Panel . . . . . check

Warmer Motor

1. Zusammenstoßwarnlicht (STROBE) . . . . . ON
2. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . ON, Pumpgeräusch beachten (=Funktionskontrolle der Pumpe)
3. Gashebel . . . . . 3 cm von IDLE nach vorne (an Kulisse gemessen)
4. Gemischhebel . . . . . RICH für 1-3 sec, dann LEAN

WARNUNG

Vor dem Anlassen muß sich der Pilot versichern, daß der Propellerbereich frei ist und keine Personen gefährdet werden können.

WICHTIGER HINWEIS

Anlasser nicht überhitzen! Den Anlasser nicht für länger als 10 Sekunden betätigen und danach 20 Sekunden abkühlen lassen. Nach sechsmaligem Wiederholen den Starter für eine halbe Stunde abkühlen lassen.

5. Zündschalter . . . . . START

' *sobald Motor anspringt:*

' 6. Gemischhebel . . . . . zügig auf RICH
7. Öldruck . . . . . grüner Bereich binnen 15 sec

WARNUNG

Wenn Öldruckanzeige 15 Sekunden nach Anlassen noch unterhalb des grünen Bereichs ist, MOTOR ABSTELLEN und Problem untersuchen.

8. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . OFF
' 9. Alt / Hauptschalter . . . . . ON
' 10. Ampèremeter . . . . . check
11. Kraftstoffdruck . . . . . check (14 psi bis 35 psi)
12. Annunciator Panel . . . . . check

Motor springt nach Einspritzen nicht an (“abgesoffener Motor")

1. Zusammenstoßwarnlicht (STROBE) . . . . . ON
2. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . OFF
3. Gemischhebel . . . . . LEAN, voll gezogen
4. Gashebel . . . . . ca. ½ offen

WARNUNG

Vor dem Anlassen muß sich der Pilot versichern, daß der Propellerbereich frei ist und keine Personen gefährdet werden können.

WICHTIGER HINWEIS

Anlasser nicht überhitzen! Den Anlasser nicht für länger als 10 Sekunden betätigen und danach 20 Sekunden abkühlen lassen. Nach sechsmaligem Wiederholen den Starter für eine halbe Stunde abkühlen lassen.

5. Zündschalter . . . . . START
6. Gashebel . . . . . Richtung IDLE zurückziehen, wenn Motor anspringt

' *sobald Motor anspringt:*

' 7. Gemischhebel . . . . . zügig auf RICH
8. Öldruck . . . . . grüner Bereich binnen 15 sec.

WARNUNG

Wenn Öldruckanzeige 15 Sekunden nach Anlassen noch unterhalb des grünen Bereichs ist, MOTOR ABSTELLEN und Problem untersuchen.

' 9. Alt.-/ Hauptschalter . . . . . ON
' 10. Ampèremeter . . . . . check
11. Kraftstoffdruck . . . . . check (14 psi bis 35 psi)
12. Annunciator Panel . . . . . check

4A.3.4 VOR DEM ROLLEN

1.	Avionik-/Hauptschalter	ON
2.	Elektrische Verbraucher	ON, nach Bedarf
3.	Klappen	UP - T/O - LDG - T/O (Anzeige- und Sichtkontrolle)
4.	Fluginstrumente und Avionik	einstellen, Funktion prüfen, nach Bedarf
5.	Innenbeleuchtung	ON, Funktion prüfen, nach Bedarf
6.	Ampèremeter	check, ggf. Drehzahl erhöhen
7.	Tankwahlschalter	Tank wechseln und prüfen, ob Motor auch auf dem anderen Tank läuft (mindestens 1 Minute bei 1500 RPM).
8.	Pitotrohr-Heizung	ON, Funktion prüfen; Ampèremeter muß Anstieg anzeigen
9.	Pitotrohr-Heizung	OFF, wenn nicht benötigt
10.	Zusammenstoßwarnlicht (STROBE)	check ON, Funktion prüfen, nach Bedarf
11.	Positionslichter, Roll- u. Landescheinwerfer	ON, Funktion prüfen, nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

Beim Rollen in der Nähe anderer Luftfahrzeuge oder beim Nachtflug durch Wolken, Nebel oder Dunst sollte das Zusammenstoßwarnlicht (STROBE) ausgeschaltet sein. Die Positionslichter müssen beim Nachtflug stets eingeschaltet sein.

12.	Leerlaufdrehzahl	check, 600 - 800 RPM

4A.3.5 ROLLEN

1. Parkbremse . . . . . lösen
2. Bremsen . . . . . beim Anrollen prüfen
3. Fluginstrumente und Avionik (insbesondere Kurskreisel und Wendezeiger) . . . . . auf sinngemäß richtige Anzeige prüfen

WICHTIGER HINWEIS

Beim Rollen auf schlechtem Untergrund soll eine möglichst niedrige Drehzahl gesetzt werden, um Schäden am Propeller durch aufgewirbelte Steine oder ähnliches zu vermeiden.

WICHTIGER HINWEIS

Bei längerem Betrieb am Boden sowie bei hohen Außentemperaturen können folgende Anzeichen von Dampfblasenbildung auftreten:

- willkürliche Änderung von Leerlaufdrehzahl und Kraftstoffffluß
- schlechte Reaktion des Motors auf Betätigung des Gashebels
- Motor läuft nicht mit Gashebel in Leerlaufstellung

Abhilfe:

1. Es soll für etwa 1 - 2 Minuten oder bis der Motorlauf ruhig wird eine Drehzahl von 1800-2000 RPM gesetzt werden. Öl- und Zylinderkopftemperaturen müssen unter den Limits bleiben.

2. Gashebel auf IDLE zurücknehmen, um störungsfreien Lauf zu bestätigen.

3. Gashebel auf 1200 RPM setzen und Gemisch für das Rollen einstellen, das heißt: Mit dem Gemischhebel wird die maximal erreichbare Drehzahl eingestellt.

4. Direkt vor dem Startlauf wird das Gemisch für den Start eingestellt, der Gashebel auf Vollgas gestellt und diese Position für 10 Sekunden gehalten.

ANMERKUNG

Dampfblasenbildung kann vermieden werden, indem der Motor bei Drehzahlen von 1800 RPM oder höher betrieben wird. Dadurch werden niedrigere Kraftstofftemperaturen erzielt.

4A.3.6 VOR DEM START

WICHTIGER HINWEIS

Der Motor muß vor dem Start auf jedem Tank für mindestens 1 Minute bei 1500 RPM laufen. Dies kann auch während des Rollens und während des Startchecks erfolgen.

1. Flugzeug nach Möglichkeit “gegen den Wind” stellen
2. Parkbremse . . . . . setzen
3. Sicherheitsgurte . . . . . angelegt und festgezogen
4. Kabinenhaube, hinten . . . . . check geschlossen und verriegelt
5. Kabinenhaube, vorne . . . . . geschlossen und verriegelt
6. Tür-Warnleuchte (DOOR bzw. DOORS) . . . check
7. Tankwahlschalter . . . . . auf Tank mit größerer Menge
8. Motorinstrumente . . . . . im grünen Bereich
9. Sicherungen . . . . . gedrückt
10. Kraftstoffdruckanzeige . . . . . check (ca. 15 - 25 psi)
11. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . ON
12. Gemischhebel . . . . . RICH (unter 5000 ft)

ANMERKUNG

Ab einer Dichtehöhe von 5000 ft oder bei hohen Außentemperaturen kann bei voll reichem Gemisch rauher Motorlauf oder Leistungsabfall auftreten. Das Gemisch soll so eingestellt werden, daß ruhiger Motorlauf erzielt wird.

13. Klappen . . . . . check T/O
14. Trimmung . . . . . check T/O
15. Steuerung . . . . . freigängig und korrekt/sinngemäß
16. Gashebel . . . . . 2000 RPM
17. Drehzahlhebel . . . . . ziehen - bis Abfall von maximal 500 RPM erzielt ist - HIGH RPM; 3 x durchführen
18. Magnetcheck . . . . . L - BOTH - R - BOTH
    Max. Drehzahlabfall: 175 RPM
    Max. Differenz: 50 RPM
    Falls die elektronische Zündungssteuerung eingebaut ist, muß die Zustandsleuchte für die Zündung aufleuchten und nach ca. 20 - 30 Sekunden wieder verlöschen.

WICHTIGER HINWEIS

Das Fehlen eines Drehzahlabfalls deutet auf defekten Massekontakt oder falschen Zündzeitpunkt hin. Im Zweifelsfall kann der Magnet-Check bei ärmerem Gemisch wiederholt werden, um Probleme zu bestätigen. Auch im Betrieb mit einem einzelnen Magneten darf der Motor nicht übermäßig rauh laufen.

19. Gashebel . . . . . IDLE
20. Parkbremse . . . . . lösen
21. Alternate Air . . . . . check CLOSED
22. Landescheinwerfer . . . . . ON nach Bedarf

4A.3.7 START

Normales Startverfahren

1. Transponder . . . . . ON/ALT
2. Drehzahlhebel . . . . . check HIGH RPM
3. Gashebel . . . . . MAX PWR (nicht stoßartig)

WARNUNG

Das einwandfreie Verhalten des Motors unter Vollgasbedingungen sollte früh im Startvorgang geprüft werden, um nötigenfalls den Start abzubrechen.

Unruhiger Motorlauf, träge Drehzahlerhöhung oder ein Nichterreichen der Startdrehzahl (2680 ± 20 RPM) sind Gründe für einen Startabbruch. Bei kaltem Öl darf der Öldruck im gelben Bereich liegen.

4. Höhenruder . . . . . neutral
5. Seitenruder . . . . . Richtung halten

ANMERKUNG

Bei starkem Seitenwind kann die Seitensteuerung durch die Fußspitzenbremsen unterstützt werden. Dabei ist zu beachten, daß das Steuern mit den Fußspitzenbremsen die Startrollstrecke verlängert. Diese Methode ist daher nach Möglichkeit nicht anzuwenden.

6. Bugrad abheben . . . . . bei v_R = 59 KIAS
7. Fluggeschwindigkeit . . . . . 66 KIAS (1150 kg)
   60 KIAS (1000 kg)
   54 KIAS (850 kg)

ab einer sicheren Höhe:

8. Drehzahlhebel . . . . . 2400 RPM
9. Elektrische Kraftstoffpumpe . . . . . OFF
10. Landescheinwerfer . . . . . OFF

4A.3.8 STEIGFLUG

Steigflug für beste Steigrate

1. Klappen . . . . . T/O
2. Fluggeschwindigkeit . . . . . 66 KIAS (1150 kg)
   60 KIAS (1000 kg)
   54 KIAS (850 kg)
3. Drehzahlhebel . . . . . 2400 RPM
4. Gashebel . . . . . MAX PWR
5. Mixture . . . . . RICH, ab 5000 ft EGT konstant-halten
6. Motorinstrumente . . . . . grüner Bereich
7. Trimmung . . . . . nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

Bei Aufleuchten der Kraftstoffdruck-Warnleuchte oder einer Kraftstoffdruck-Anzeige unterhalb des grünen Bereichs ist die Kraftstoffpumpe einzuschalten.

Reisesteigflug

1. Klappen . . . . . UP
2. Fluggeschwindigkeit . . . . . 73 KIAS (1150 kg)
   68 KIAS (1000 kg)
   60 KIAS (850 kg)
3. Drehzahlhebel . . . . . 2400 RPM
4. Gashebel . . . . . MAX PWR
5. Mixture . . . . . RICH, ab 5000 ft EGT konstant-halten
6. Motorinstrumente . . . . . grüner Bereich
7. Trimmung . . . . . nach Bedarf

4A.3.9 REISEFLUG

1. Klappen . . . . . UP
2. Gashebel . . . . . Leistung gemäß Tabelle setzen
3. Drehzahlhebel . . . . . 1800 - 2400 RPM

ANMERKUNG

Günstige Ansaugdruck/Drehzahl-Kombinationen finden sich in Kapitel 5.

ANMERKUNG

Um eine hohe Lebensdauer des Motors zu erzielen, soll die Zylinderkopftemperatur (CHT) im Dauerbetrieb zwischen 150 °F und 400 °F liegen und im schnellen Reiseflug 435 °F nicht überschreiten.

ANMERKUNG

Die Öltemperatur soll im Dauerbetrieb zwischen 165 °F und 220 °F liegen. Nach Möglichkeit sollte die Öltemperatur nicht ständig unter 180 °F liegen, um eine Ansammlung von Kondenswasser zu vermeiden.

4. Mixture . . . . . einstellen gemäß 4A.3.10 GEMISCHEINSTELLUNG

5. Trimmung . . . . . nach Bedarf
6. Tankwahlschalter . . . . . nach Bedarf (max. Differenz 10 US gal)

ANMERKUNG

Während des Umschaltens von einem Tank auf den anderen soll die elektrische Kraftstoffpumpe eingeschaltet sein.

WICHTIGER HINWEIS

Bei Aufleuchten der Kraftstoffdruck-Warnleuchte oder einer Kraftstoffdruck-Anzeige unterhalb des grünen Bereichs ist die Kraftstoffpumpe einzuschalten.

4A.3.10 GEMISCHREGELUNG

WICHTIGER HINWEIS

1. Die maximal zulässige Zylinderkopftemperatur (500 °F) darf niemals überschritten werden.
2. Der Gemischhebel soll immer langsam betätigt werden.
3. Vor dem Setzen einer höheren Leistung soll der Gemischhebel jedesmal langsam auf voll reich (RICH) geschoben werden.
4. Es muß immer darauf geachtet werden, daß die Zylinder nicht zu rasch abgekühlt werden. Der Änderung der Temperatur soll 50 °F pro Minute nicht übersteigen.

Gemischeinstellung für besten Kraftstoffverbrauch (Best Economy Mixture)

Die Gemischeinstellung für geringsten Kraftstoffverbrauch darf nur bis zu einer Leistungseinstellung von 75 % und weniger verwendet werden. Um den geringsten spezifischen Kraftstoffverbrauch bei einer gesetzten Leistungseinstellung zu erzielen, ist wie folgt vorzugehen: Das Gemisch wird langsam verarmt (Hebel in Richtung LEAN gezogen), bis der Motorlauf rauh wird. Dann soll das Gemisch gerade so weit angereichert werden, bis gleichmäßiger Lauf vorhanden ist. Gleichzeitig soll die Abgastemperatur (EGT) ihr Maximum erreichen.

' Eine genaue Anzeige der Abgastemperatur wird durch das Drücken des äußerst linken
' Knopfes der Motoranzeige VM 1000 ermöglicht. Im Lean-Modus steht ein Balken für 10 °F.

Gemischeinstellung für beste Leistung (Best Power Mixture)

Für alle Leistungseinstellungen kann das Gemisch für die größte Leistung gesetzt werden. Zuerst wird die Gemischeinstellung für besten Kraftstoffverbrauch eingestellt. Dann wird das Gemisch so weit angereichert, bis die Abgastemperatur um 100 °F niedriger ist.

Diese Gemischeinstellung erzielt die höchste Leistung bei gegebenen Ansaugdruck. Diese Einstellung wird vor allem für hohe Leistung (ca. 75 %) angewandt.

4A.3.11 SINKFLUG

1. Gemischhebel . . . . . der Flughöhe entsprechend einstellen, langsam betätigen
2. Drehzahlhebel . . . . . 1800 - 2400 RPM
3. Gashebel . . . . . nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

Beim Verringern der Leistung soll die Änderung der Zylinderkopf-Temperatur 50 °F pro Minute nicht überschreiten. Dies wird normalerweise durch den “Self Adapting Inlet” garantiert. Plötzliches Gaswegnehmen bei sehr heißem Motor und Abstieg mit hoher Geschwindigkeit kann dennoch zu einer übermäßigen Abkühlungsrate führen. Dies wird durch eine blinkende Zylinderkopftemperaturanzeige angezeigt.

WICHTIGER HINWEIS

Bei Aufleuchten der Kraftstoffdruck-Warnleuchte oder einer Kraftstoffdruck-Anzeige unterhalb des grünen Bereichs ist die Kraftstoffpumpe einzuschalten.

4A.3.12 LANDEANFLUG

1.	Tankwahlschalter	. . . . .	auf Tank mit größerer Menge
2.	Kraftstoffpumpe	. . . . .	ON
3.	Sicherheitsgurte	. . . . .	festgezogen
4.	Geschwindigkeit	. . . . .	reduzieren zum Betätigen der Klappen (108 KIAS)
5.	Flügelklappen	. . . . .	T/O
6.	Trimmung	. . . . .	nach Bedarf
7.	Landescheinwerfer	. . . . .	nach Bedarf

vor der Landung:

8.	Gemischhebel	. . . . .	RICH
9.	Drehzahlhebel	. . . . .	HIGH RPM
10.	Gashebel	. . . . .	nach Bedarf
11.	Geschwindigkeit	. . . . .	reduzieren zum Betätigen der Klappen (91 KIAS)
12.	Klappen	. . . . .	LDG
13.	Anfluggeschwindigkeit	. . . . .	67 KIAS (1092 kg) 63 KIAS (1000 kg) 58 KIAS (850 kg)

WICHTIGER HINWEIS

Unter Bedingungen wie z.B. bei starkem Wind, Gefahr von Windscherungen oder Turbulenzen ist eine höhere Anfluggeschwindigkeit zu wählen.

4A.3.13 DURCHSTARTEN

1.	Gashebel	MAX PWR
2.	Fluggeschwindigkeit	66 KIAS (1150 kg)
		60 KIAS (1000 kg)
		54 KIAS (850 kg)
3.	Klappen	T/O

ab einer sicheren Höhe:

4.	Drehzahlhebel	2400 RPM
5.	Fluggeschwindigkeit	73 KIAS (1150 kg)
		68 KIAS (1000 kg)
		60 KIAS (850 kg)
6.	Klappen	UP
7.	Elektrische Kraftstoffpumpe	OFF

4A.3.14 NACH DER LANDUNG

1.	Gashebel	IDLE
2.	Bremsen	wie benötigt
3.	Elektrische Kraftstoffpumpe	OFF
4.	Transponder	OFF / STBY
5.	Pitotrohr-Heizung	OFF
6.	Avionik	nach Bedarf
7.	Lichter	nach Bedarf
8.	Klappen	UP

4A.3.15 ABSTELLEN DES MOTORS

1.	Parkbremse	setzen
2.	Motorinstrumente	check
3.	Avionikhauptschalter	OFF
4.	Alle elektrischen Verbraucher	OFF
5.	Gashebel	1000 RPM
6.	Zündschalter-check	OFF bis RPM-Abfall merkbar, dann sofort wieder BOTH
7.	Gemischhebel	LEAN - Motor abstellen
8.	Zündschalter	OFF
9.	Elektrischer Hauptschalter	OFF

4A.3.16 NACHFLUGKONTROLLE

1.	Zündschalter	OFF, Schlüssel abziehen
2.	Elektrischer Hauptschalter	ON
3.	Avionik-Hauptschalter	ON
4.	ELT	prüfen, ob aktiviert: 121,5 MHz abhören
5.	Avionik-Hauptschalter	OFF
6.	Elektrischer Hauptschalter	OFF
7.	Parkbremse	lösen, Unterlegskeile verwenden
8.	Flugzeug	vertauen, falls länger unbeaufsichtigt

ANMERKUNG

Wird das Flugzeug länger als 5 Tage nicht betrieben, ist das Verfahren für Langzeit-Parken anzuwenden. Wird das Flugzeug länger als 30 Tage nicht betrieben, muß es konserviert werden. Beide Verfahren sind im Wartungshandbuch (Airplane Maintenance Manual, Dok. Nr. 6.02.01) im Kapitel 10 angegeben.

4A.3.17 FLUG IM REGEN

ANMERKUNG

Die Flugleistungen werden bei Regen schlechter; dies gilt insbesondere für die Startstrecke und die maximale Horizontalfluggeschwindigkeit. Der Einfluß auf die Flugeigenschaften ist nur gering. Flug durch sehr starken Regen ist wegen der damit verbundenen Sichtbehinderung zu vermeiden.

4A.3.18 BETANKEN

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Tankvorgang muß das Flugzeug geerdet werden. Der Erdungspunkt für elektrische Masse ist die blanke Stelle auf dem linken und rechten Fußauftritt.

4A.3.19 FLUG IN GROSSEN HÖHEN

Bei Flügen in großer Höhe ist eine Sauerstoffversorgung von Besatzung und Passagieren erforderlich. Gesetzliche Vorschriften zur Sauerstoffversorgung sind zu beachten.

' Siehe auch Abschnitt 2.11 BETRIEBSHÖHE.

KAPITEL 4B
ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Seite

4B.1 VORSORGLICHE LANDUNG 4B-2
4B.2 INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS 4B-4
4B.3 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM 4B-5
4B.4 START AUF GRASPISTE MIT KURZER PISTENLÄNGE 4B-7
4B.5 LANDUNG MIT EINGEFAHRENEN KLAPPEN 4B-8
4B.6 LANDUNG MIT HOHER LANDEMASSE 4B-9

4B.1 VORSORGLICHE LANDUNG

ANMERKUNG

Eine derartige Landung ist nur dann erforderlich, wenn der begründete Verdacht besteht, daß aus Kraftstoffmangel oder aus Wettergründen oder Einbruch der Dunkelheit eine Gefährdung für Flugzeug und Insassen im Falle eines Weiterfluges nicht ausgeschlossen werden kann. Der Pilot hat zu entscheiden, ob eine kontrollierte Landung auf einem Feld ein geringeres Risiko darstellt als der Versuch, den Zielflugplatz unter allen Umständen zu erreichen.

ANMERKUNG

Wenn keine horizontale Landefläche gefunden wird, ist eine Landung hangaufwärts durchzuführen.

1. Geeignetes Landefeld wählen.
2. Wind beachten.
3. Anflug: nach Möglichkeit soll das Landefeld in entsprechender Höhe überflogen werden, um Hindernisse zu erkennen. Je nach Versetzung auf den Teilstücken der Platzrunde kann der Wind nach Richtung und Stärke beurteilt werden.
4. Fluggeschwindigkeit . . . . . 73 KIAS (1150 kg)
   68 KIAS (1000 kg)
   60 KIAS (850 kg)
5. ATC . . . . . informieren

Im Endanflug:

6. Klappen . . . . . LDG
7. Sicherheitsgurte/Bauch . . . . . straffen
8. Aufsetzen . . . . . mit geringstmöglicher Fluggeschwindigkeit

WICHTIGER HINWEIS

Wenn genügend Zeit bleibt, kann das Risiko für den Fall einer Kollision mit Hindernissen wie folgt reduziert werden:

Tankwahlschalter . . . . . OFF

Zündung . . . . . OFF

Hauptschalter . . . . . OFF

4B.2 INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS

a) Hoher Öldruck beim Anlassen bei niedrigen Außentemperaturen

- Drehzahl reduzieren und bei höherer Öltemperatur nochmals Öldruck prüfen.
- Wenn die Öldruckanzeige bei Verringerung der Drehzahl unverändert bleibt, ist ein Defekt der Öldruckanzeige wahrscheinlich. Das Flugvorhaben ist abzubrechen.

b) Hoher Ansaugdruck (MAN)

Wenn die Ansaugdruckanzeige deutlich oberhalb des grünen Bereichs ist, liegt eine fehlerhafte Anzeige vor. In diesem Fall sind die Leistungseinstellungen anhand der Hebelstellungen vorzunehmen. Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen.

c) Öltemperatur (OT)

Eine stabile Anzeige der Öltemperatur von 26 °F oder 317 °F deutet auf einen Fehler des Öltemperatursensors hin. Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen.

d) Zylinderkopftemperatur (CHT) und Abgastemperatur (EGT)

Bei einer viel zu geringen Anzeige der Temperatur eines Zylinderkopfes ist es möglich, daß der Sensor aus der Halterung gerutscht ist und somit die Temperatur des Motorraumes anzeigt. Gleiches gilt für die Abgastemperaturanzeige. Bei einem Fehler des Sensors wird die Umgebungstemperatur angezeigt. Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen.

4B.3 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

a) Unterspannungs-Vorwarnung (VOLT bzw. LOW VOLTS)

Diese Vorwarnung wird bei einer Unterschreitung der Bordspannung (28 V) unter 24 V angezeigt.

Die möglichen Gründe sind:
- Störung in der Stromversorgung
- zu niedrige Drehzahl

(i) Unterspannungs-Vorwarnung am Boden:

1. Drehzahl . . . . . 1200 RPM
2. Elektrische Verbraucher . . . . . ausschalten
3. Ampèremeter . . . . . check

   Wenn Vorwarnung weiter besteht und Ampèremeter blinkt und Null anzeigt:
   - Flugvorhaben abbrechen

(ii) Unterspannungs-Vorwarnung während des Fluges:

1. Elektrische Verbraucher . . . . . ausschalten, wenn nicht benötigt
2. Ampèremeter . . . . . check

   Wenn Vorwarnung weiter besteht und Ampèremeter blinkt und Null anzeigt:
   - Verfahren gemäß 3.7.2 b) Generatorausfall befolgen.

(iii) Unterspannungs-Vorwarnung während der Landung:

- Nach der Landung entsprechend (i) verfahren.

b) Elektronische Zündungssteuerung

Ist die elektronische Zündungssteuerung eingebaut, aber nicht in Betrieb, so leuchtet die weiße Zustandsleuchte für die Zündung (IGN bzw. IGNITION) auf, und die konventionelle Magnetzündung übernimmt die Zündungssteuerung.

Der Flug kann normal fortgesetzt werden, jedoch erhöht sich der Treibstoffverbrauch geringfügig, und das Anlassen des Motors ist schwierig.

4B.4 START AUF GRASPISTE MIT KURZER PISTENLÄNGE

1.	Bremsen	setzen
2.	Klappen	T/O
3.	Gashebel	MAX PWR
4.	Höhenruder	voll gezogen
5.	Bremsen	lösen
6.	Richtung halten	durch Seitenruder

ANMERKUNG

Bei starkem Seitenwind kann die Seitensteuerung durch die Fußspitzenbremsen unterstützt werden. Dabei ist zu beachten, daß das Steuern mit den Fußspitzenbremsen die Startrollstrecke verlängert. Diese Methode ist daher nach Möglichkeit nicht anzuwenden.

7.	Höhenruder	langsam nachlassen, sobald Bugrad abgehoben hat. Flugzeug möglichst früh abheben lassen und in Bodennähe Fahrt aufholen.
8.	Fluggeschwindigkeit	66 KIAS (1150 kg) 60 KIAS (1000 kg) 54 KIAS (850 kg)
9.	Drehzahlhebel	2400 RPM, ab einer sicheren Höhe
10.	Klappen	UP, ab einer sicheren Höhe
11.	Elektrische Kraftstoffpumpe	OFF, ab einer sicheren Höhe
12.	Landescheinwerfer	nach Bedarf

4B.5 STÖRUNGEN IM KLAPPENANTRIEB

Fehler in Positionsanzeige oder Funktion

- Positionskontrolle der Klappen per Sichtprüfung.
- Geschwindigkeit im weißen Bereich halten.
- Alle Klappenschalterstellungen durchtesten, da die beiden Klappenendstellungen sehr ausfallsicher sind.

Je nach verfügbarer Klappenstellung geändertes Landeanflugverfahren

(a) Nur UP verfügbar:

Fluggeschwindigkeit . . . . . 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel

(b) Nur T/O verfügbar:

Fluggeschwindigkeit . . . . . 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel

(c) Nur LDG verfügbar:

normale Landung

4B.6 LANDUNG MIT HOHER LANDEMASSE

ANMERKUNG

' Die in Kapitel 2 angegebene maximale Landemasse ist die höchste Masse für Landebedingungen mit der größten Sinkrate, welche in den Festigkeitsberechnungen für eine besonders harte Landung angenommen wird.

Der Landeanflug und die Landung sind wie in Kapitel 4A beschrieben durchzuführen.

' Die Landeanfluggeschwindigkeit im Landeanflug ist höher zu wählen.

Anfluggeschwindigkeit . . . . . 71 KIAS (1150 kg)

WARNUNG

Bei einer harten Landung mit einer Flugmasse größer als der maximalen Landemasse können Beschädigungen des Fahrwerks auftreten.

KAPITEL 5
LEISTUNGEN

Seite

5.1 EINFÜHRUNG 5-2
5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME . 5-2
5.3 LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME 5-3
5.3.1 FAHRTMESSERKORREKTUR 5-3
5.3.2 TABELLE ZUR LEISTUNGSEINSTELLUNG 5-4
5.3.3 DRUCKHÖHE - DICHTEHÖHE 5-6
5.3.4 ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN 5-7
5.3.5 WINDKOMPONENTEN 5-8
5.3.6 STARTSTRECKE 5-9
5.3.7 STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG 5-11
5.3.8 STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG 5-12
5.3.9 REISEFLUG (WAHRE FLUGGESCHWINDIGKEIT TAS) . 5-13
5.3.10 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'LDG' 5-14
5.3.11 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'UP' 5-17
5.3.12 STEIGWINKEL BEIM DURCHSTARTEN 5-20
5.3.13 ANERKANNTE LÄRMWERTE 5-20

5.1 EINFÜHRUNG

Die Leistungstabellen und -diagramme auf den folgenden Seiten sind so dargestellt, daß sie einerseits erkennen lassen, welche Leistungen Sie von Ihrem Flugzeug erwarten können, und daß sie andererseits eine eingehende und hinreichend genaue Flugplanung ermöglichen. Die Werte in den Tabellen und Diagrammen wurden im Rahmen der Flugerprobung mit einem in gutem Betriebszustand befindlichen Flugzeug und Triebwerk erflogen und auf die Bedingungen der Standardatmosphäre (ISA = 15 EC und 1013,25 hPa in Meereshöhe) korrigiert.

Die Leistungsdiagramme berücksichtigen nicht unterschiedliche Pilotenerfahrungen oder schlechten Wartungszustand des Flugzeuges. Die angegebenen Leistungen können erreicht werden, wenn die in diesem Handbuch angegebenen Verfahren angewandt werden und sich das Flugzeug in gutem Wartungszustand befindet.

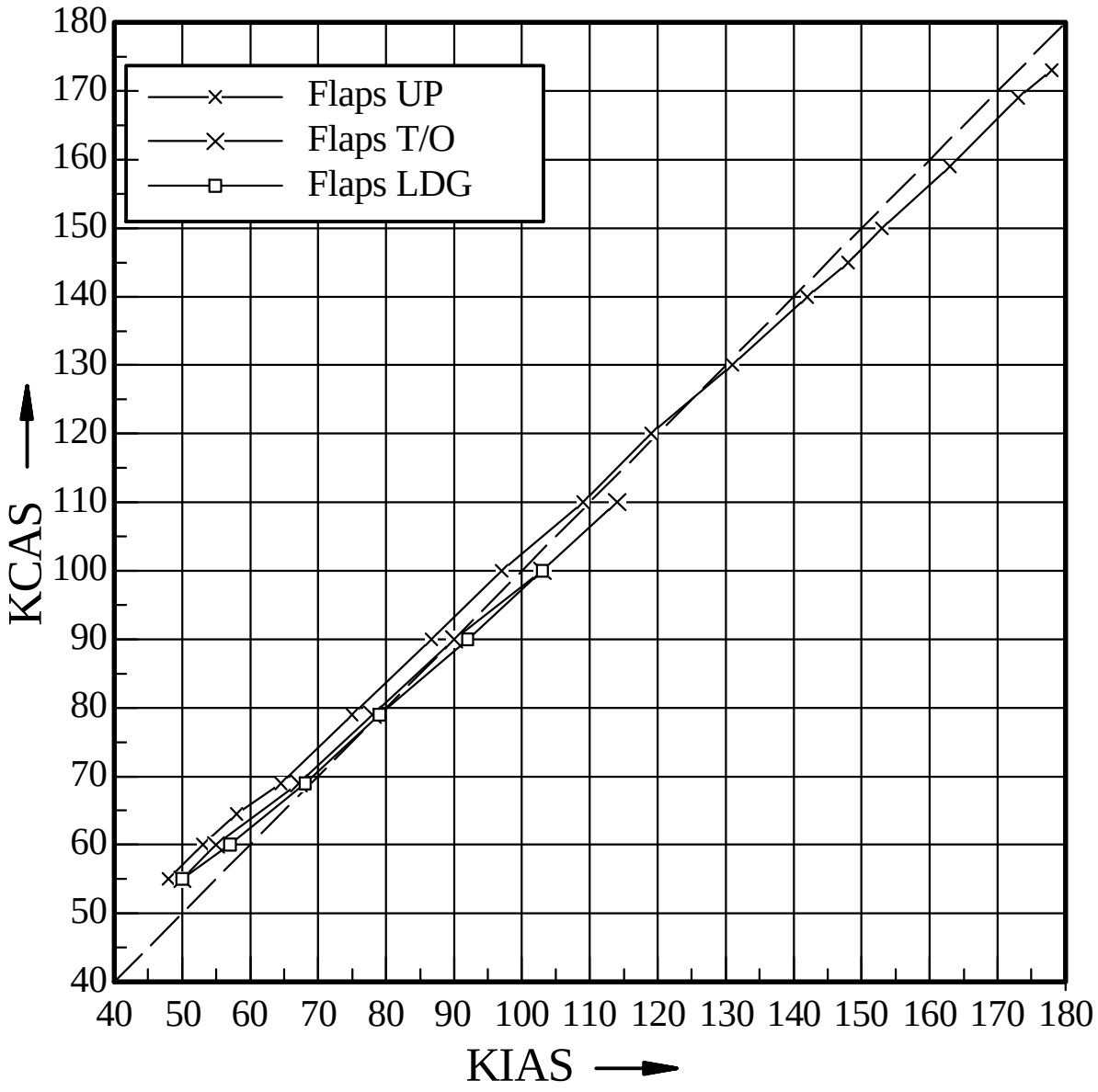
Für den Flugbetrieb ohne Radverkleidungen sind, soweit notwendig, daraus resultierende Leistungsabweichungen in % angegeben.

5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

Um den Einfluß verschiedener Variablen zu veranschaulichen, sind die Leistungsdaten in Form von Tabellen oder Diagrammen wiedergegeben. Diese enthalten ausreichend detaillierte Angaben, so daß auf der sicheren Seite liegende Werte ausgewählt und zur Bestimmung hinreichend genauer Leistungswerte für den geplanten Flug verwendet werden können.

5.3 LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

5.3.1 FAHRTMESSERKORREKTUR



5.3.2 TABELLE ZUR LEISTUNGSEINSTELLUNG

			Motorleistung in % der maximalen Startleistung						
			45 %				55 %		
	Drehzahl		1800	2000	2200	2400	2000	2200	2400
Fuel Flow [US gal/h]	Best Economy		5,8	6	6,3	6,6	7	7,2	7,5
	Best Power		-	-	7,3	7,7	-	8,5	8,7
ISA	[°C]	[°F]	Ansaugdruck (MP) [inHg]						
MSL	15	59	**22,7**	21,3	20,2	19	**23,9**	22,4	21,2
1000	13	55	**22,4**	21	19,9	18,7	**23,6**	22,2	21
2000	11	52	**22,1**	20,7	19,6	18,4	**23,3**	21,9	20,7
3000	9	48	**21,8**	20,4	19,3	18,2	**23**	21,6	20,4
4000	7	45	**21,5**	20,2	19	17,9	**22,7**	21,2	20,1
5000	5	41	**21,2**	19,9	18,7	17,6	**22,3**	20,9	19,8
6000	3	38	**20,9**	19,6	18,4	17,4	**22**	20,6	19,5
7000	1	34	**20,5**	19,3	18,2	17,1	**21,7**	20,3	19,3
8000	-1	31	**20,2**	19	17,9	16,9	**21,3**	**20**	19
9000	-3	27	**19,9**	18,7	17,6	16,6	**21,1**	**19,7**	18,7
10000	-5	23	**19,6**	**18,4**	17,3	16,3	-	**19,4**	**18,4**
11000	-7	19	**19,3**	**18,2**	17	16,1		**19,1**	**18,1**
12000	-9	16	-	**17,9**	**16,7**	15,8		-	**17,8**
13000	-11	12		**17,6**	**16,4**	15,5			**17,6**
14000	-13	9		-	**16,1**	15,3			-
15000	-15	6			**15,8**	**15**			
16000	-17	2			**15,5**	**14,7**			
17000	-19	-2			-	**14,5**			

			Motorleistung in % der maximalen Startleistung				
			65 %			75 %	
	Drehzahl		2000	2200	2400	2200	2400
Fuel Flow [US gal/h]	Best Economy		7,9	8,2	8,5	9,2	9,5
	Best Power		-	9,5	9,8	10,7	11
ISA	[°C]	[°F]	Ansaugdruck (MP) [inHg]				
MSL	15	59	26,8	**24,9**	23,4	**27,3**	25,8
1000	13	55	26,4	**24,5**	23,2	**26,8**	25,5
2000	11	52	26	**24,2**	22,9	**26,5**	**25,2**
3000	9	48	25,7	**23,8**	22,6	**26,1**	**24,8**
4000	7	45	25,4	**23,5**	22,3	-	**24,5**
5000	5	41	-	**23,1**	22		**24,1**
6000	3	38		**22,8**	**21,7**		-
7000	1	34		**22,4**	**21,4**		
8000	-1	31		-	**21**		
9000	-3	27			**20,7**		
10000	-5	23			-		

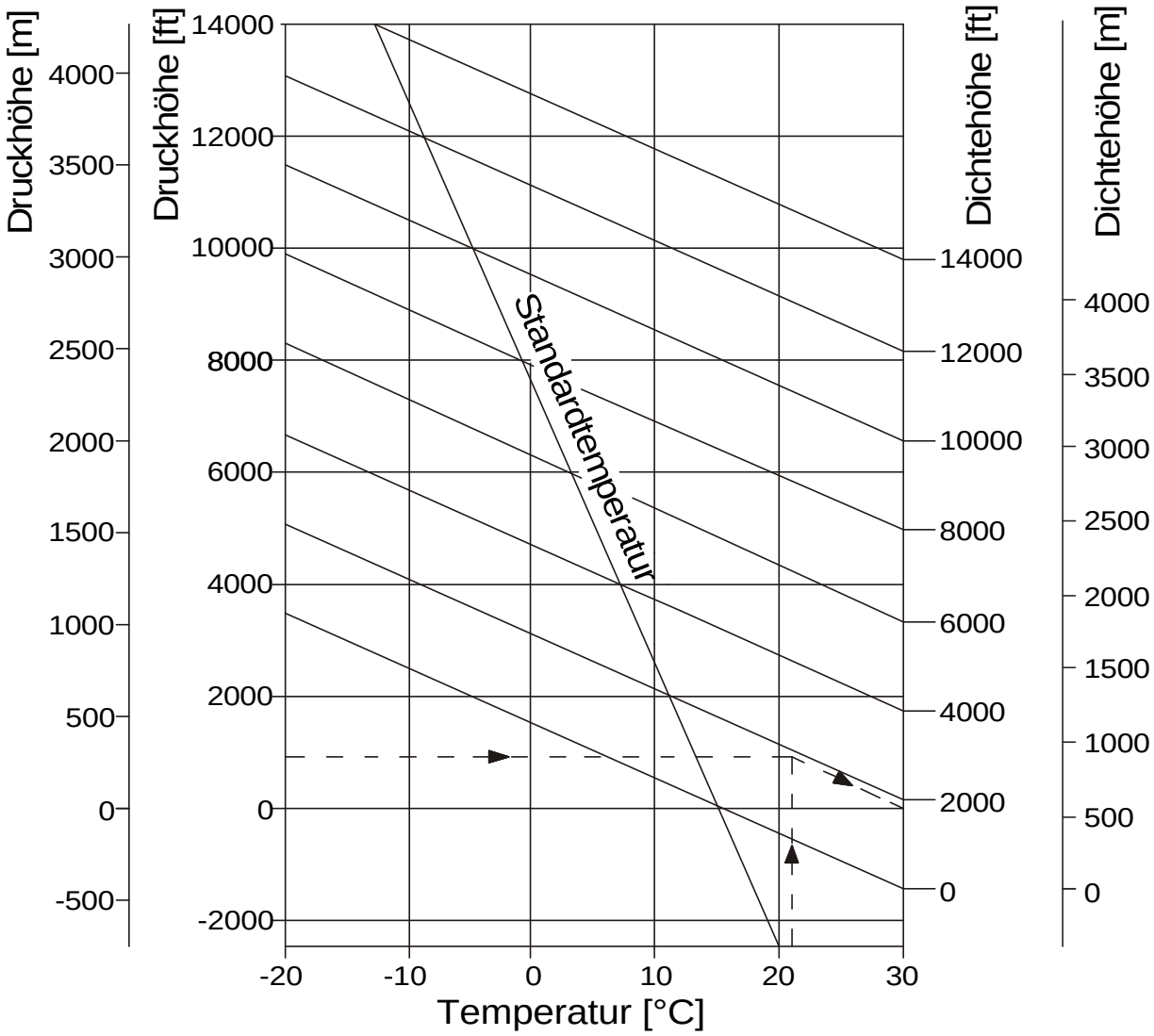
Die grau unterlegten Drehzahlbereiche stellen die empfohlenen Bereiche dar.

Korrektur der Tabelle bei Abweichung von der Standardtemperatur

- Bei ISA + 15 °C verringern sich die Leistungswerte um etwa 3 % der nach der Tabelle eingestellten Leistung.
- Bei ISA - 15 °C erhöhen sich die Leistungswerte um etwa 3 % der nach der Tabelle eingestellten Leistung.

5.3.3 DRUCKHÖHE - DICHTEHÖHE

Umrechnung der Druckhöhe auf Dichtehöhe



Beispiel:
1. Am Höhenmesser 1013,25 hPa einstellen und Druckhöhe ablesen (900 ft).
2. Außenlufttemperatur feststellen (+21 EC).
3. Dichtehöhe ablesen (1800 ft).

Ergebnis: Das Flugzeug befindet sich leistungstechnisch in 1800 ft.

5.3.4 ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN

Masse: 980 kg

Fluggeschwindigkeiten in KIAS

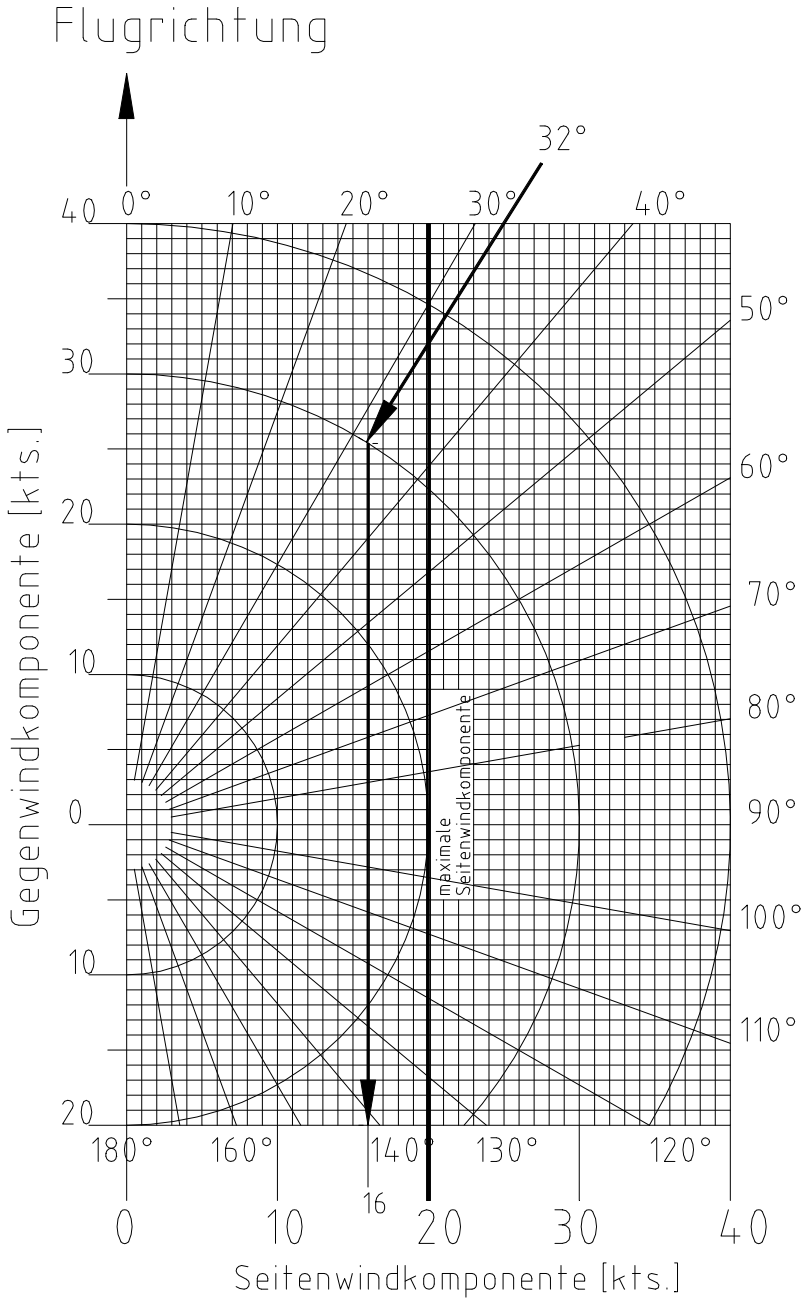
980 kg		Querneigung			
		0°	30°	45°	60°
Klappen	UP	47	52	58	73
	T/O	44	51	58	72
	LDG	42	49	57	71

Masse: 1150 kg

Fluggeschwindigkeiten in KIAS

1150 kg		Querneigung			
		0°	30°	45°	60°
Klappen	UP	52	57	66	79
	T/O	51	55	64	78
	LDG	49	55	62	76

5.3.5 WINDKOMPONENTEN



Beispiel: Flugrichtung 360°, Wind 32°/30 kts. Y 16 kts. Seitenwindkomponente
Maximale nachgewiesene Seitenwindkomponente: 20 kts.

5.3.6 STARTSTRECKE

Bedingungen:
- Gashebel . . . . . MAX PWR
- Drehzahlhebel . . . . . 2700 RPM
- % Klappen . . . . . T/O
- Abhebegeschwindigkeit . . . . ca. 59 KIAS
- Fluggeschwindigkeit . . . . . 66 KIAS (1150 kg)
  60 KIAS (1000 kg)
  54 KIAS (850 kg)
- ebene Startstrecke, Asphaltbelag

WARNUNG

Auf Graspisten ist je nach Beschaffenheit des Untergrundes (Graslänge, Weichheit des Bodens) mit mindestens 20% längeren Startrollstrecken zu rechnen. Die angegebenen Startstreckenwerte beinhalten keinerlei Sicherheitsreserven. Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (Regen, Seitenwind, Windscherungen, unebenes Gelände und insbesondere hohe Grasnarbe) können die Startstrecke erheblich verlängern.

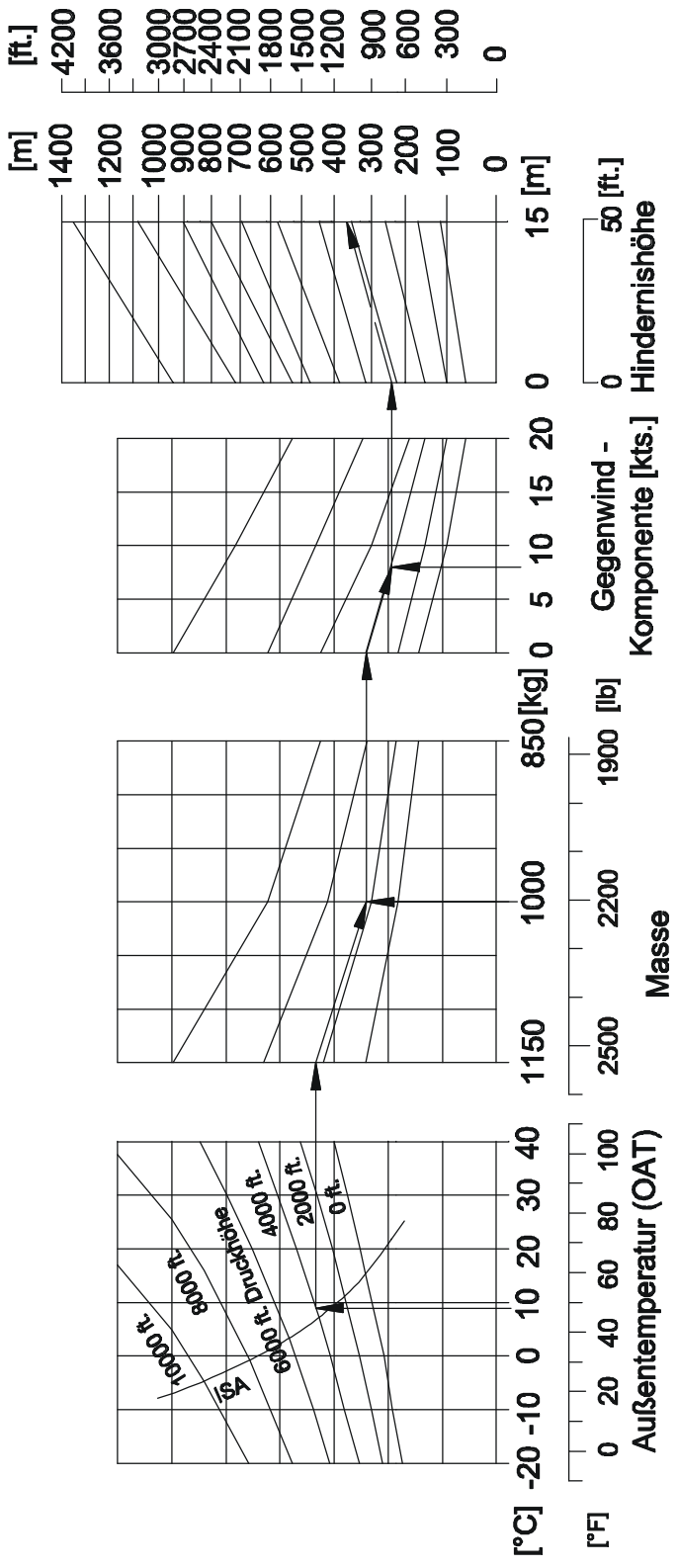
WICHTIGER HINWEIS

Eine Steigung von 2 % (2 m auf 100 m) resultiert in einer Verlängerung der Startstrecke von ca. 10 %. Die Auswirkung auf die Startrollstrecke kann größer sein.

WARNUNG

Für die sichere Durchführung eines Starts muß die zur Verfügung stehende Pistenlänge mindestens der Startstrecke
% über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis entsprechen.

Startstrecke



Beispiel:

Druckhöhe: 4000 ft

Außentemperatur: 8 °C

Masse: 1000 kg

Gegenwind: 8 kts.

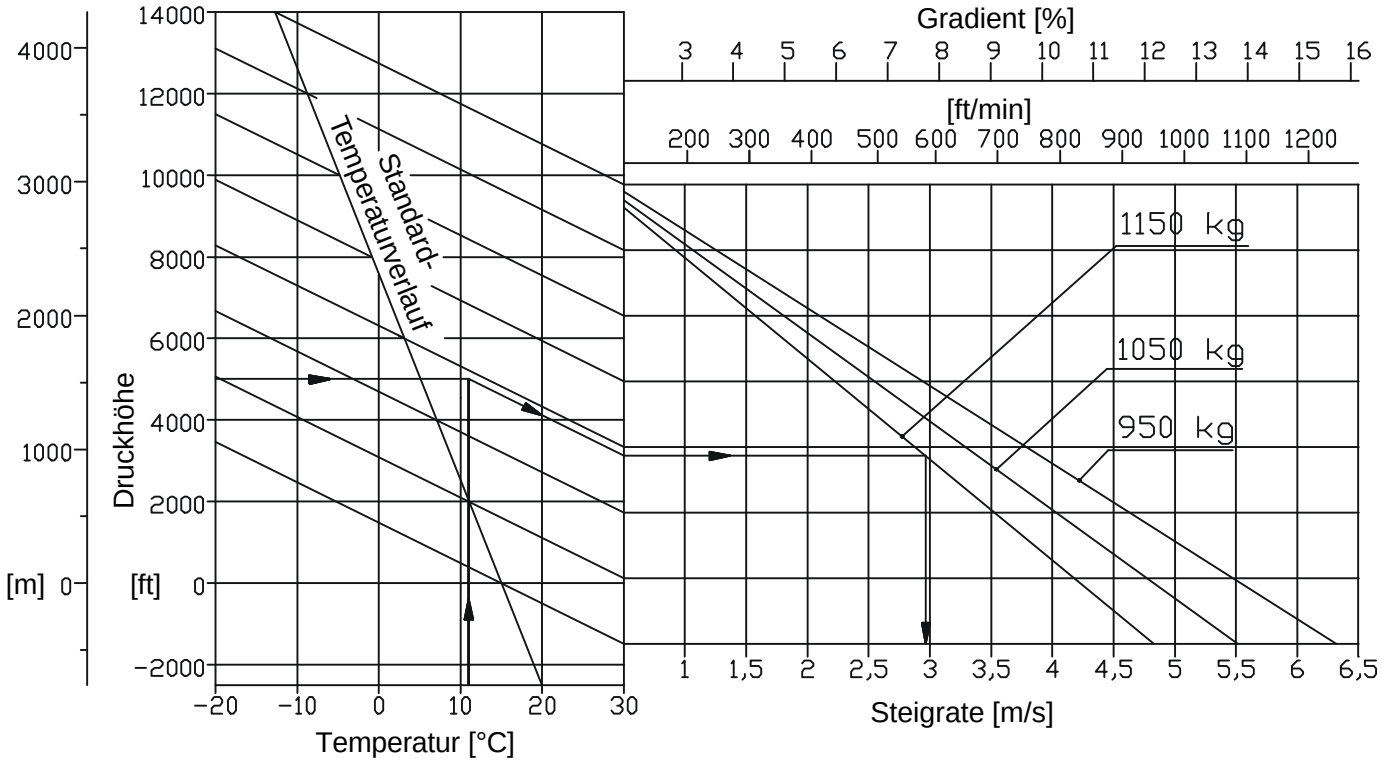
Ergebnis:

Startrollstrecke: ca. 240 m

Startstrecke über 50 ft Hindernis: ca. 370 m

5.3.7 STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG

Bedingungen:
- Gashebel . . . . . MAX PWR
- Drehzahlhebel . . . . . 2400 RPM
- Klappen . . . . . T/O
- Fluggeschwindigkeit . . . . . 66 KIAS (1150 kg)
  60 KIAS (1000 kg)
  54 KIAS (850 kg)

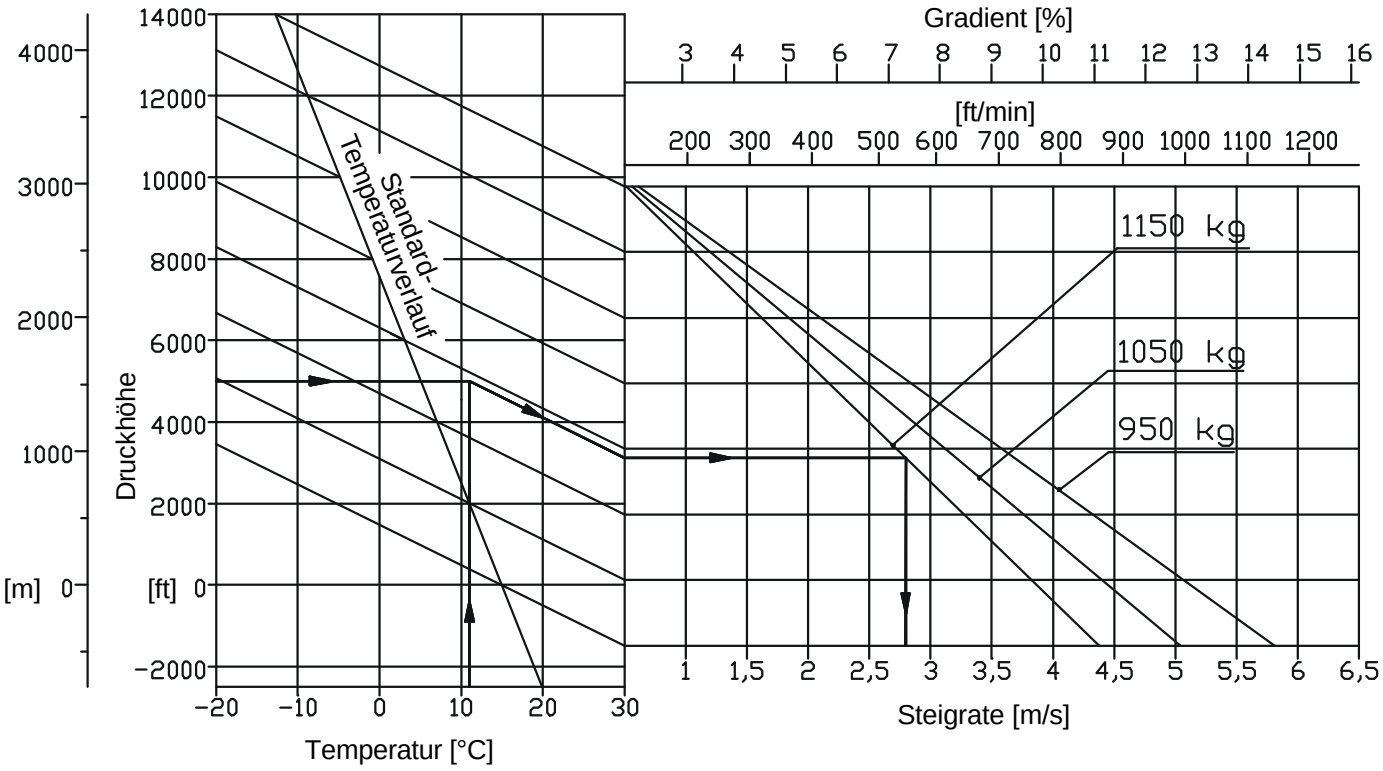


Beispiel:
- Druckhöhe . . . . . 5000 ft
- Temperatur . . . . . 12 °C
- Abflugmasse . . . . . 1150 kg

Ergebnis:
- Steigrate . . . . . 3,0 m/s

5.3.8 STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG

Bedingungen:
- Gashebel . . . . . MAX PWR
- Drehzahlhebel . . . . . 2400 RPM
- Klappen . . . . . UP
- Fluggeschwindigkeit . . . . . 73 KIAS (1150 kg)
  68 KIAS (1000 kg)
  60 KIAS (850 kg)

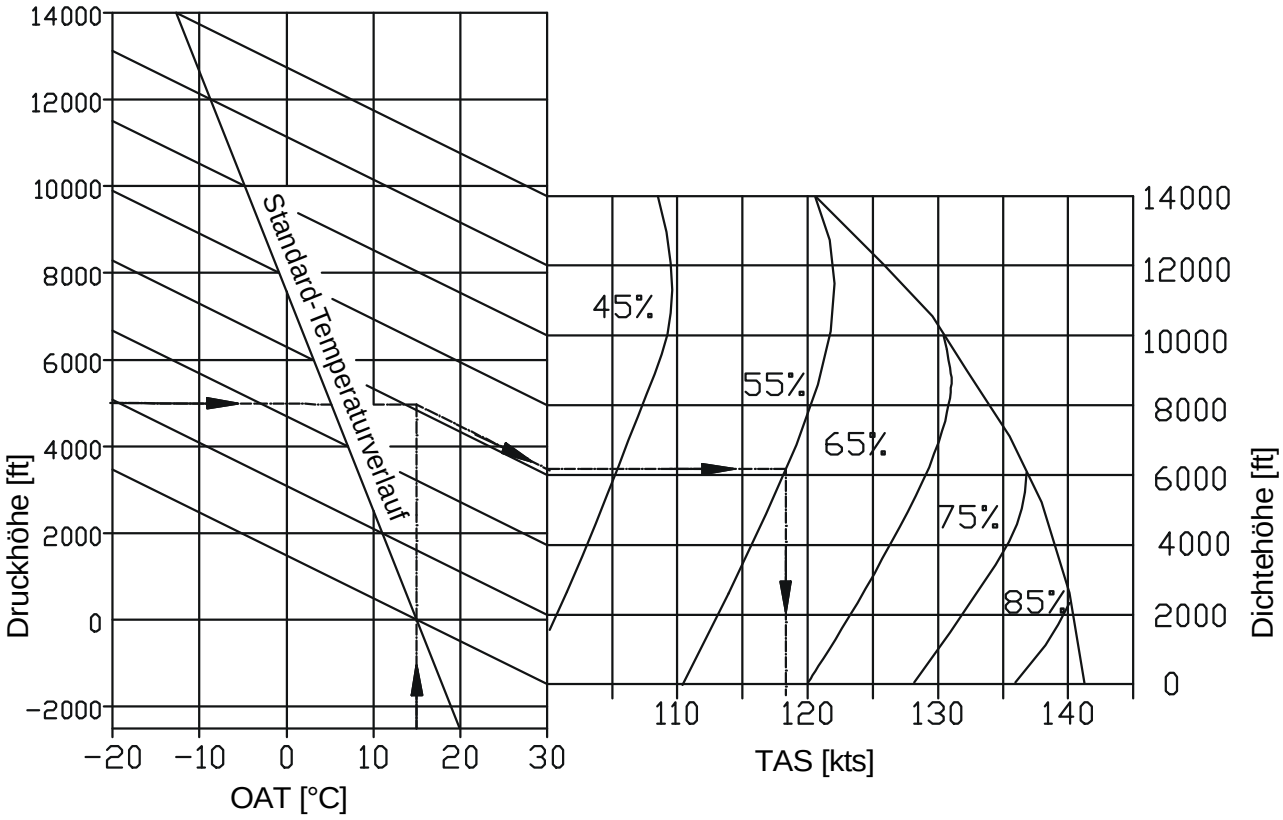


Beispiel:
- Druckhöhe . . . . . 5000 ft
- Temperatur . . . . . 12 °C
- Abflugmasse . . . . . 1150 kg

Ergebnis:
- Steigrate . . . . . 2,8 m/s

5.3.9 REISEFLUG (WAHRE FLUGGESCHWINDIGKEIT TAS)

Diagramm zur Ermittlung der wahren Fluggeschwindigkeit bei gesetzter Leistung.



Beispiel: Druckhöhe . . . . . 5000 ft
Temperatur . . . . . +15EC
gesetzte Leistung . . . . . 55 %

Ergebnis: wahre Fluggeschwindigkeit . . . 118 kts

WICHTIGER HINWEIS

Bei Betrieb ohne Radverkleidungen vermindert sich die Reisegeschwindigkeit um ca. 5 %.

5.3.10 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'LDG'

Bedingungen:
- Gashebel . . . . . IDLE
- Drehzahl . . . . . HIGH RPM
- Klappen . . . . . LDG
- Anfluggeschwindigkeit . . . . . 71 KIAS (1150 kg)
  63 KIAS (1000 kg)
  58 KIAS (850 kg)
- Landebahn . . . . . eben, Asphaltbelag

Werte für ISA und MSL, bei 1150 kg	
Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis	ca. 638 m
Landerollstrecke	ca. 352 m

WICHTIGER HINWEIS

Auf Graspisten ist je nach Beschaffenheit des Untergrundes (insbesondere Feuchtigkeit) mit bis zu 50 % längeren Landerollstrecken zu rechnen.

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeugs, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß usw.) können die Landestrecke erheblich verlängern.

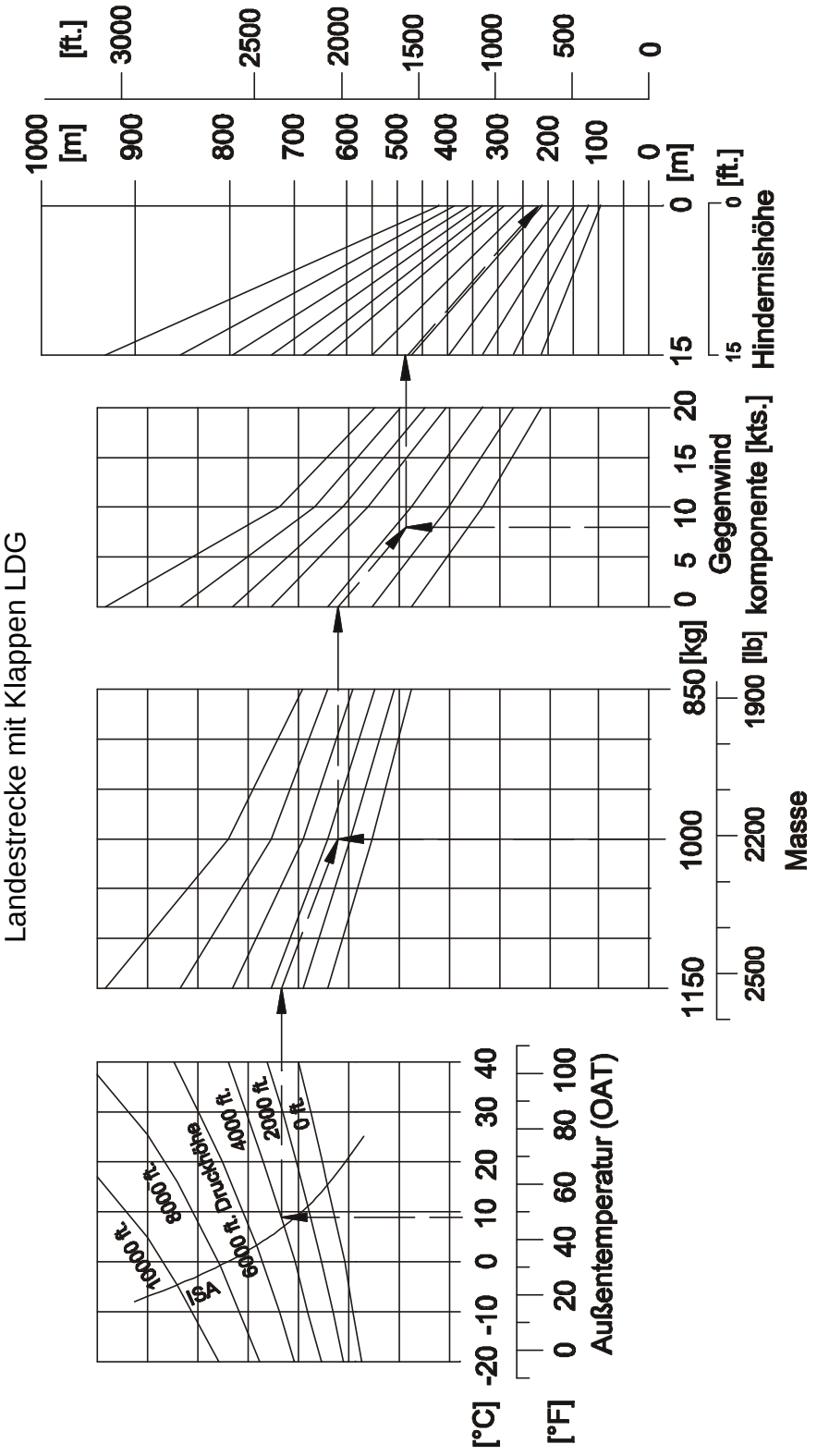
WICHTIGER HINWEIS

Ein Gefälle von 2 % (2 m auf 100 m) resultiert in einer Verlängerung der Landestrecke von ca. 10 %. Die Auswirkung auf die Landerollstrecke kann größer sein.

WARNUNG

Für die sichere Durchführung einer Landung muß die zur Verfügung stehende Pistenlänge mindestens der Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis entsprechen.

%



Beispiel:

Druckhöhe: 4000 ft

Außentemperatur: 8 °C

Masse: 1000 kg

Gegenwind: 8 kts.

Ergebnis:

Landestrecke über 50 ft Hindernis: ca 480 m

Landerollstrecke: ca. 230 m

5.3.11 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'UP'

Bedingungen:
- Gashebel . . . . . IDLE
- Drehzahl . . . . . HIGH RPM
- Klappenposition . . . . . UP
- Anfluggeschwindigkeit . . . . . 71 KIAS (1150 kg)
  63 KIAS (1000 kg)
  58 KIAS (850 kg)
- Landebahn . . . . . eben, Asphaltbelag

Werte für ISA und MSL, bei 1150 kg	
Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis	ca. 775 m
Landerollstrecke	ca. 471 m

WICHTIGER HINWEIS

Auf Graspisten ist je nach Beschaffenheit des Untergrundes (insbesondere Feuchtigkeit) mit bis zu 50 % längeren Landerollstrecken zu rechnen.

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeugs, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß usw.) können die Landestrecke erheblich verlängern.

WICHTIGER HINWEIS

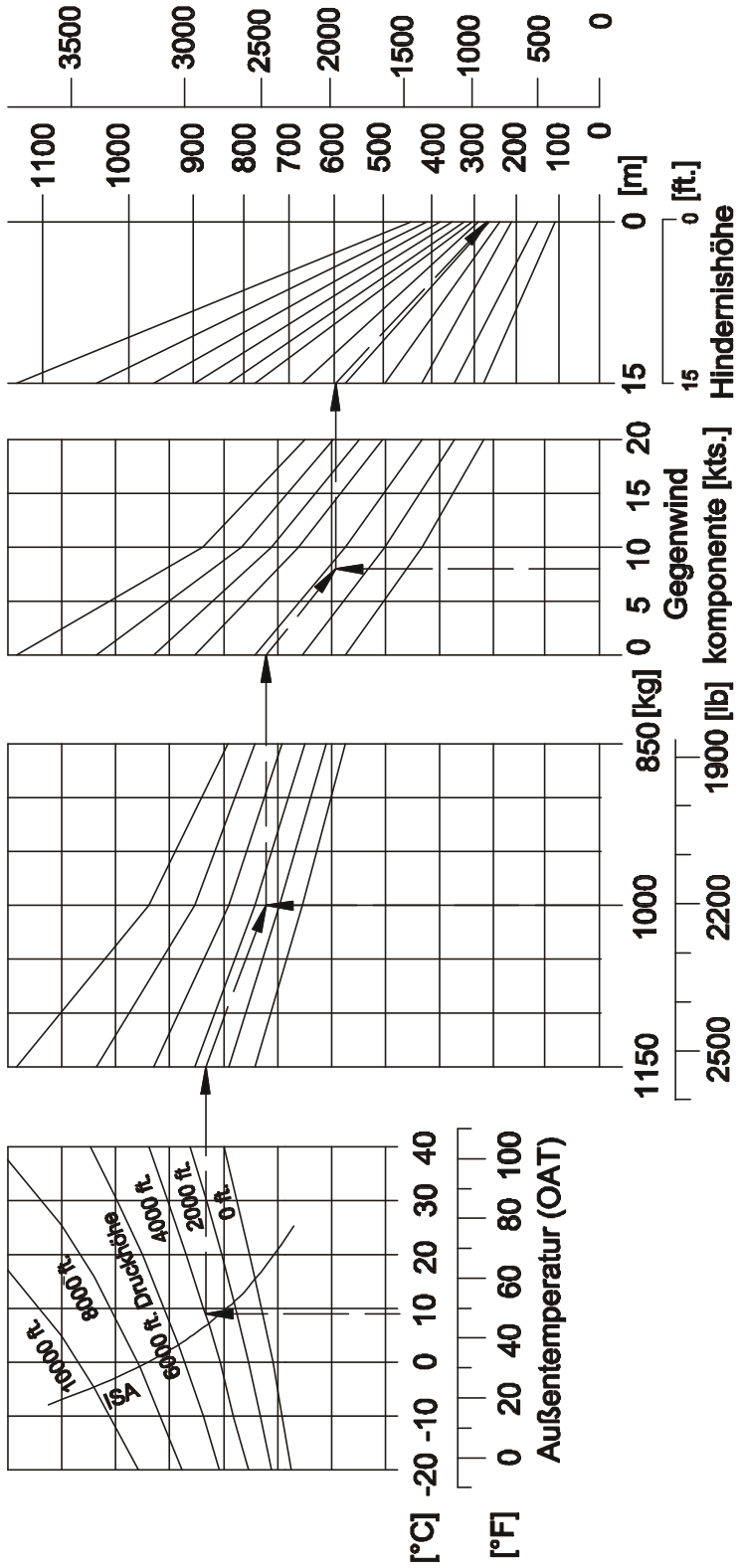
Ein Gefälle von 2 % (2 m auf 100 m) resultiert in einer Verlängerung der Landestrecke von ca. 10 %. Die Auswirkung auf die Landerollstrecke kann größer sein.

WARNUNG

Für die sichere Durchführung einer Landung muß die zur Verfügung stehende Pistenlänge mindestens der Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis entsprechen.

%

Landestrecke mit Klappen UP



Beispiel:

Druckhöhe:	4000 ft	Ergebnis:
Außentemperatur:	8 °C	Landestrecke über 50 ft Hindernis: ca 580 m
Masse:	1000 kg	Landerollstrecke: ca. 270 m
Gegenwind:	8 kts.	

5.3.12 STEIGWINKEL BEIM DURCHSTARTEN

Die DA 40 erreicht bei maximaler Abflugmasse, in MSL unter Standardbedingungen einen konstanten Steiggradienten von 7,0 % mit Startleistung, Klappen in Landestellung (LDG) und einer Fluggeschwindigkeit von 70 KIAS.

5.3.13 ANERKANNTE LÄRMWERTE

ICAO Annex 16 Kapitel X . . . . . 69.28 dB(A)
JAR-36 Subpart C . . . . . 69.28 dB(A)

KAPITEL 6
MASSE UND SCHWERPUNKT

Seite

6.1 EINFÜHRUNG 6-2
6.2 BEZUGSEBENE 6-3
6.3 MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT 6-3
6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE 6-5
6.4.1 HEBELARME 6-7
6.4.2 BELADUNGSDIAGRAMM 6-8
6.4.3 BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES 6-9
6.4.4 ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH 6-10
6.4.5 ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT 6-11
6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS . . 6-12

6.1 EINFÜHRUNG

Um die in diesem Flughandbuch angegebenen Flugleistungen und Flugeigenschaften und einen sicheren Flugbetrieb zu erzielen, muß das Flugzeug innerhalb des zulässigen Beladungs- und Schwerpunktbereichs betrieben werden.

Für die Einhaltung der zulässigen Beladungs- und Schwerpunktgrenzwerte ist der Pilot verantwortlich. Dabei ist auch die Schwerpunktwanderung durch den Kraftstoff-verbrauch zu berücksichtigen. Die zulässigen Schwerpunktlagen im Flug sind in Kapitel 2 festgelegt.

In diesem Kapitel ist das Verfahren zur Bestimmung der aktuellen Flugmassen-schwerpunktlage angeführt. Darüberhinaus ist eine umfassende Liste mit der für dieses Flugzeug zugelassenen Ausrüstung (Ausrüstungsliste), sowie der bei der Wägung des Flugzeugs eingebauten Ausrüstung (Ausrüstungsverzeichnis) enthalten.

Vor Auslieferung eines Flugzeuges werden die Leermasse und die Leermassen-schwerpunktlage ermittelt und in 6.3 MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT eingetragen.

ANMERKUNG

Bei Ausrüstungsänderungen sind die neue Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage durch Rechnung oder Wägung zu ermitteln.

Nach Reparaturen oder Neulackierung sind die Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage durch Wägung neu zu ermitteln.

Leermasse, Leermassenschwerpunktlage und Leermassen-moment sind von einer befugten Person im Massen- und Schwerpunktbericht zu bescheinigen.

ANMERKUNG

Umrechnungen zwischen SI- und US-Einheiten sind in Abschnitt 1.6 PHYSIKALISCHE EINHEITEN angegeben.

6.2 BEZUGSEBENE

Die Bezugsebene (BE) ist eine Ebene, die normal auf die Flugzeugslängsachse steht und sich in Flugrichtung vor dem Flugzeug befindet. Die Flugzeugslängsachse ist parallel zur Oberkante eines Keils 600:31 auf der Rumpfoberseite vor der Seitenruderfinne. Wird die Oberkante des Keils horizontal ausgerichtet, ist die Bezugsebene senkrecht. Die
' Bezugsebene befindet sich 2,194 m vor dem vordersten Punkt der Wurzelrippe des Flügelstummels.

6.3 MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT

Die vor der Auslieferung ermittelte Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage sind die erste Eintragung im Massen- und Schwerpunktbericht. Jede Änderung der fest eingebauten Ausrüstung, sowie jede Reparatur am Flugzeug, durch die die Leermasse oder die Leermassenschwerpunktlage beeinflußt wird, muß im Massen- und Schwerpunktbericht festgehalten werden.

Für die Berechnung von Flugmasse und Schwerpunktlage bzw. Flugmassenmoment sind immer die *aktuelle* Leermasse und die zugehörige Leermassenschwerpunktlage bzw. das Leermassenmoment laut Massen- und Schwerpunktbericht zu verwenden.

Zustand des Flugzeugs beim Ermitteln der Leermasse:

' - Ausrüstung entsprechend dem Ausrüstungsverzeichnis (siehe Abschnitt 6.5)

- Inklusive Bremsflüssigkeit, Schmierstoff (7,6 l = 8 qts) und nicht ausfliegbarem Kraftstoff (4 l entsprechen circa 1 US gal).

MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT

(Fortlaufender Bericht über Änderungen der Struktur oder Ausrüstung)

DA 40				Werknr.:			Kennz.:			Seite:		
				Massenänderungen								
				Addition (+)			Subtraktion (-)			Aktuelle Leermasse		
	lfd. Nr.		Beschreibung des Teils oder	Masse	Hebel	Mo-ment	Masse	Hebel	Mo-ment	Masse	Hebel	Mo-ment
Dat.	EIN	AUS	d. Modifikation	[kg]	[m]	[kgm]	[kg]	[m]	[kgm]	[kg]	[m]	[kgm]
			bei Auslieferung									

6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE

Die nachfolgenden Angaben ermöglichen es Ihnen, Ihre DA 40 innerhalb der vorgeschriebenen Massen- und Schwerpunktgrenzen zu betreiben. Zur Berechnung der Flugmasse und der Schwerpunktlage sind die Tabellen und Diagramme

6.4.1 HEBELARME
6.4.2 BELADUNGSDIAGRAMM
6.4.3 BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES
6.4.4 ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH
6.4.5 ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT

wie folgt zu verwenden:

1. Die Leermasse und das Leermassenmoment Ihres Flugzeugs dem Massen- und Schwerpunktbericht entnehmen und in die entsprechenden, mit "Ihre DA 40" überschriebenen Spalten der Tabelle 6.4.3 "BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES" eintragen.

' 2. Der Tankinhalt kann an den Tankanzeigen abgelesen werden. Wenn eine Tankanzeige 15 US gal anzeigt, können bis zu 20 US gal im Tank sein. Die genaue Menge muß in diesem Fall mit dem Kraftstoffkontrollmesser bestimmt werden.

   Die Differenz zwischen der tatsächlich eingefüllten Ölmenge (mit Peilstab gemessen) und der maximalen Ölmenge wird als “Nicht aufgefülltes Öl” bezeichnet; diese Masse und ihr zugehöriges Moment werden negativ gezählt. Die Leermasse des Flugzeugs wird nämlich mit maximaler Ölmenge ermittelt, daher muß die fehlende Ölmenge abgezogen werden. Wird das Flugzeug mit maximaler Ölmenge geflogen, ist in der Zeile “Nicht aufgefülltes Öl” der Wert Null einzutragen.

   In unserem Beispiel wurden 6,0 qts am Peilstab gemessen. Auf die maximale Ölmenge fehlen damit 2,0 qts, das entspricht 1,9 Liter. Diese Menge mit der Dichte von 0,89 kg/l multipliziert ergibt eine Masse von 1,7 kg an “nicht aufgefülltem Öl”.
   ' (In U.S.-Einheiten: 2,0 qts multipliziert mit der Dichte von 1,86 lb/qts ergibt eine
   ' Masse von 3,7 lb.)

3. Durch Multiplikation der einzelnen Massen mit den angegebenen Hebeln das Moment für jede Position der Zuladung bestimmen und diese Momente in die zugehörige Spalte in Tabelle 6.4.3 "Berechnung des Beladezustandes" eintragen.

4. Die Massen und Momente der jeweiligen Spalten addieren. Die Gesamtmomente können auf ganze Zahlen gerundet werden. Der Hebelarm des Schwerpunkts wird berechnet, indem das Gesamtmoment durch die Gesamtmasse dividiert wird (Reihe 6 für den Zustand mit ausgeflogenen Tanks und Reihe 8 für den Zustand vor dem Start). Der resultierende Hebelarm muß innerhalb der Grenzwerte liegen.

   Zur Veranschaulichung werden Gesamtmasse und Hebelarm des Schwerpunkts in das Diagramm 6.4.4 “Zulässiger Schwerpunktbereich” eingetragen. Damit wird graphisch geprüft, ob die aktuelle Konfiguration des Flugzeugs im zulässigen Bereich liegt.

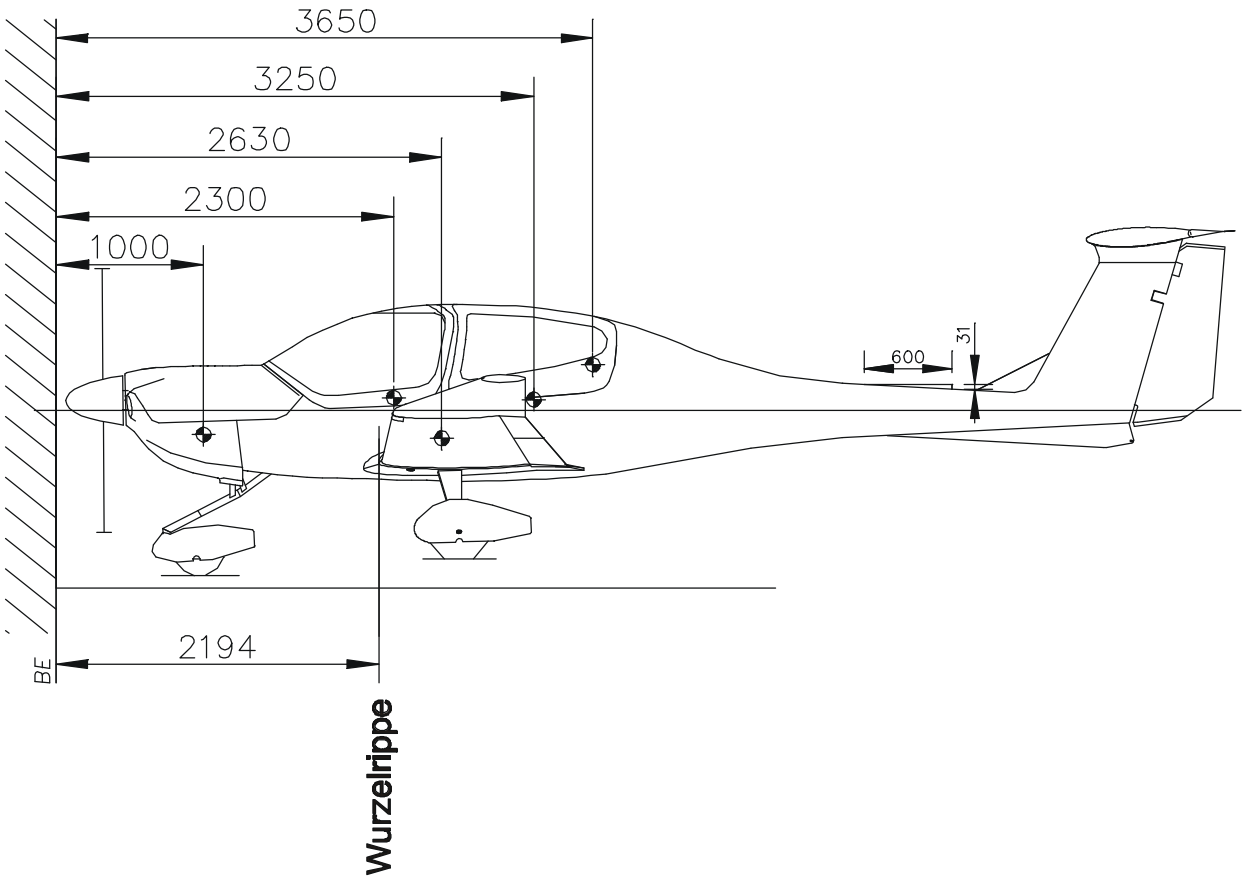
5. Graphische Methode:
   Zur Ermittlung der Momente wird das Beladungsdiagramm 6.4.2 herangezogen. Die Massen und Momente der einzelnen Positionen werden addiert. Anschließend wird im Diagramm 6.4.5 kontrolliert, ob das zur Gesamtmasse gehörende Gesamt-Moment im zulässigen Bereich ist.

   Das graphisch ermittelte Ergebnis ist aber ungenau und muß im Zweifelsfall mit der oben angeführten, genaueren Methode kontrolliert werden.

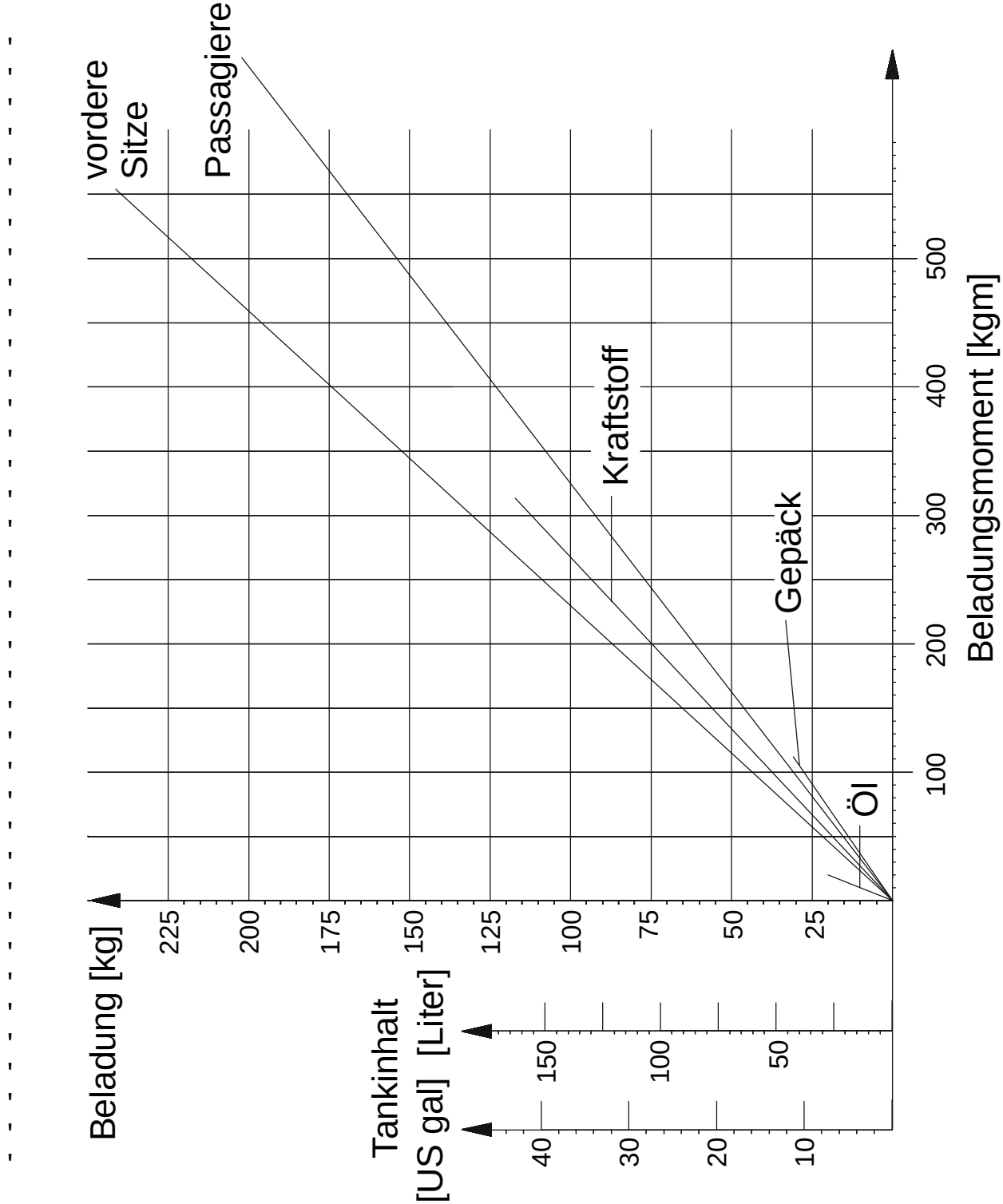
6.4.1 HEBELARME

Die wichtigsten Hebelarme, angegeben in Meter hinter BE:

- Öl : 1,00 m
- vordere Sitze : 2,30 m
- hintere Sitze : 3,25 m
- Flächentank : 2,63 m
- Gepäck : 3,65 m



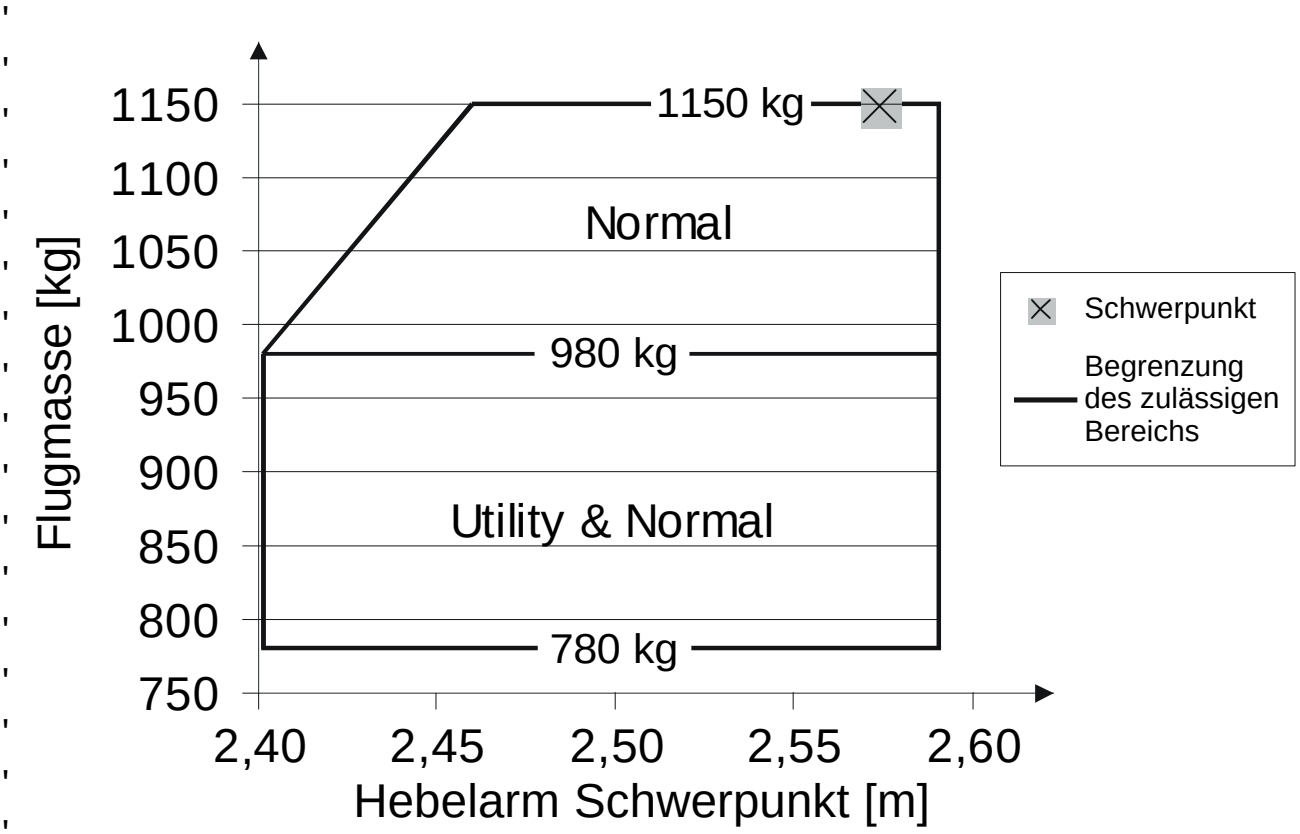
6.4.2 BELADUNGSDIAGRAMM



6.4.3 BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES

BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES		DA 40 (Beispiel)		Ihre DA 40	
		Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1.	Leermasse (aus Massen- und Schwerpunktbericht)	735	1820		
2.	Nicht aufgefülltes Öl Hebelarm: 1,00 m	-1,7	-1,7		
3.	Vordere Sitze Hebelarm: 2,30 m	150	345		
4.	Hintere Sitze Hebelarm: 3,25 m	150	487,5		
5.	Gepäck Hebelarm: 3,65 m	0	0		
6.	Gesamtmasse und Gesamt-Moment bei leergeflogenem Kraftstofftank (Summe von 1.-5.)	1033,3	2650,8		
7.	mitgeführter ausfliegbarer Kraftstoff (0,72 kg/l) Hebelarm: 2,63 m	109,4	287,7		
8.	Gesamtmasse und -moment bei gefüllten Kraftstofftanks (Summe 6. und 7.)	1142,7	2938,5		
9.	Das Gesamtmoment aus Zeilen 6 und 8 (2650,8 bzw. 2938,5 kgm) ist durch die entsprechende Gesamtmasse (1033,3 bzw.1142,7 kg) zu dividieren und im Diagramm in Abschnitt 6.4.4 Zulässiger Schwerpunktbereich aufzusuchen. Da Hebelarm des Schwerpunkts (2,565 m bzw. 2,572 m) und Masse in unserem Beispiel in den zulässigen Bereich fallen, ist der Beladezustand erlaubt.				

6.4.4 ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH

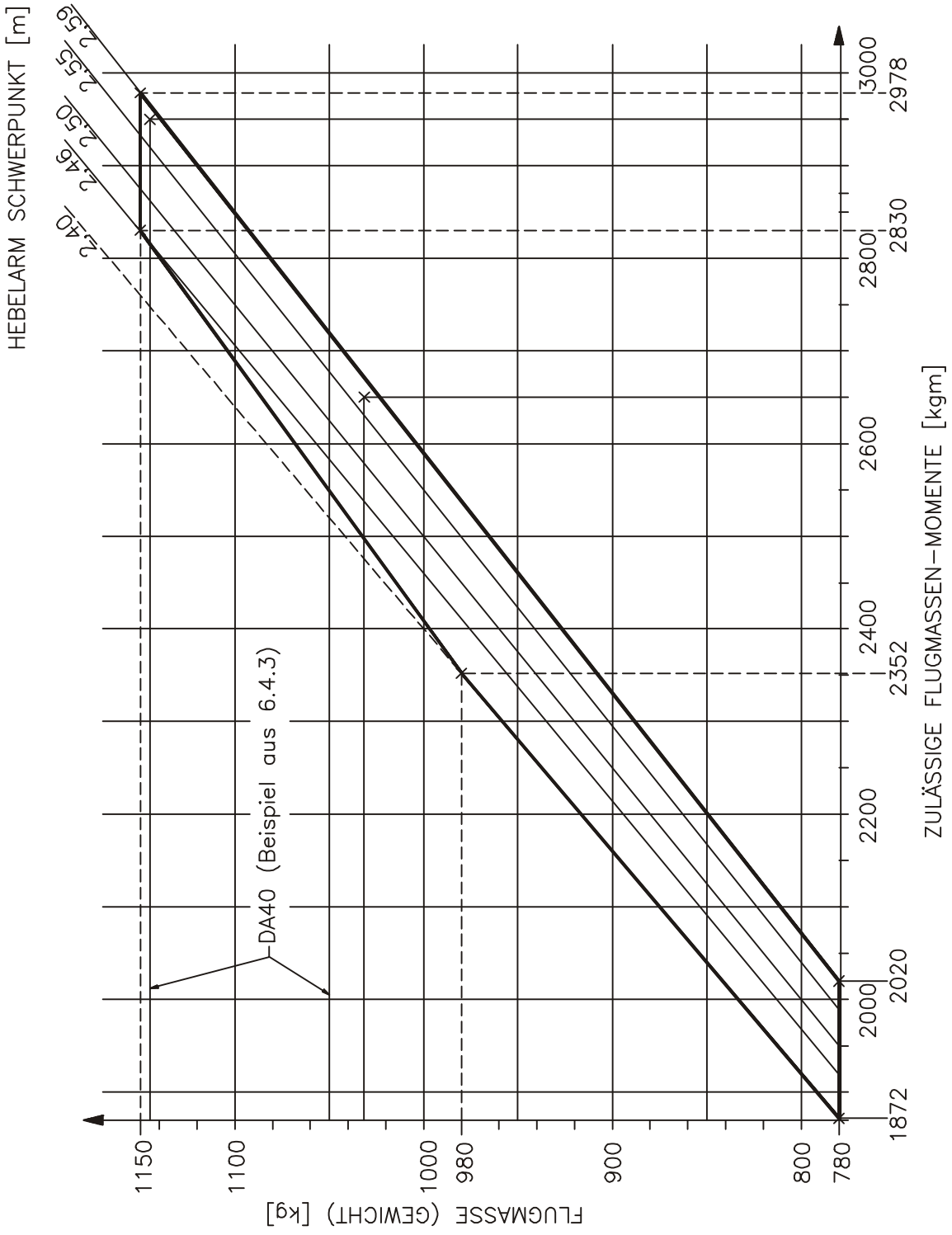


Der angegebene Schwerpunkt im Diagramm ist jener aus dem Beispiel in Tabelle 6.4.3 BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES, Zeile 8 (Zustand vor dem Start).

Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage:	2,40 m hinter BE (780 kg bis 980 kg) 2,46 m hinter BE (bei 1150 kg) dazwischen linear
Hinterste Flugmassenschwerpunktlage:	2,59 m hinter BE

6.4.5 ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT



6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS

In der folgenden *Ausrüstungsliste* sind die für die DA 40 zugelassenen Ausrüstungsteile angeführt.

Alle in Ihr Flugzeug eingebauten Teile sind in der entsprechenden Spalte gekennzeichnet. Die Menge der als eingebaut gekennzeichneten Teile stellt das *Ausrüstungsverzeichnis* dar.

Flugzeug-Werknummer:		**Kennzeichen:**		**Datum:**	
Beschreibung	**Type**	**Teilenr.**	**Hersteller**	**S/N**	**einge-baut**
AVIONICS COOLING					
Cooling fan	Cyclone 21-3 Port	CRB122253	Lone Star Aviation		
COMMUNICATION					
COMM 1 antenna	DMC63-1/A		DM		
COMM 2 antenna	DMC63-2		DM		
COMM #1[1]	KX125	069-01028-1101	Bendix/King		
COMM #1[1]	KX 155A	069-01032-0201	Bendix/King		
COMM #1[1]	KX 165A	069-01033-0101	Bendix/King		
COMM #2	KX 155A	069-01032-0201	Bendix/King		
Audio Panel / Marker / ICS[2]	KMA 28	066-01176-0101	Bendix/King		
ICS[2]	PM1000 II	11922	PS Engineering		
Headset, pilot	Echelon 100		Telex		
Headset, co-pilot	Echelon 100		Telex		
Headset, LH pax	Echelon 100		Telex		
Headset, RH pax	Echelon 100		Telex		
Speaker	FRS8 /4 Ohms		Visaton		
Handmic	100TRA	62800-001	Telex		
AUTOPILOT SYSTEM:	KAP 140		Bendix/King		
Flight computer	KC 140	065-00176-5402	Bendix/King		
Pitch servo	KS 270 C	065-00178-2500	Bendix/King		
Pitch servo mount	KM 275	065-00030-0000	Bendix/King		
Roll servo	KS 271 C	065-00179-0300	Bendix/King		
Roll servo mount	KM 275	065-00030-0000	Bendix/King		
Trim servo	KS 272 C	065-00180-3500	Bendix/King		
Trim servo mount	KM 277	065-00041-0000	Bendix/King		
Configuration module	KCM 100	071-00073-5000	Bendix/King		
Sonalert	SC	SC 628	Mallory		
Control stick		DA4-2213-12-90	DAI		
CWS switch		031-00514-0000	Bendix/King		
AP-Disc switch		031-00428-0000	Bendix/King		
Trim switch assy.		200-09187-0000	Bendix/King		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	**Type**	**Teilenr.**	**Hersteller**	**S/N**	**einge-baut**
ELECTRICAL POWER					
Battery	CB24-11M (G243)		Concorde (Gill)		
Emergency Battery (28 pcs.)	MN 1500 AA		Duracell		
Ammeter	VM1000	4010050	Vision Microsyst.		
Ammeter current sensor	VM1000	3010022	Vision Microsyst.		
Voltmeter	VM1000	4010050	Vision Microsyst.		
Voltage regulator		VR2000-28-1 (D)	Electrosyst., Inc.		
External power connector			DAI		
Alternator	ALU-8521LS	ALU-8521LS	Electrosyst., Inc.		
EQUIPMENT					
Safety belts, pilot	5-01-1C0701	000918	Schroth		
Safety belts, co-pilot	5-01-1C5701	000918	Schroth		
Safety belts, RH pax	5-01-1B0701	000918	Schroth		
Safety belts, LH pax	5-01-1B5701	000918	Schroth		
ELT unit		E-01	ACK		
ELT remote switch		E0105	ACK		
ELT antenna		E0109	ACK		
FLIGHT CONTROLS					
Stall horn		DAI-9031-00-00	DAI		
Flaps control unit (inst. panel)	430550		DAI		
Flaps actuator assy	430555		DAI		
SAFETY EQUIPMENT					
Fire extinguisher, portable		HAL1	AIR Total		
First aid kit					
FUEL					
Fuel qty indicator	VM1000	4010028	Vision Microsyst.		
Fuel qty sensor LH	VM1000	30100-11	Vision Microsyst.		
Fuel qty sensor RH	VM1000	30100-11	Vision Microsyst.		
HYDRAULIC					
Master cylinder		10-54A	Cleveland		
Parking valve		60-5B	Cleveland		
Brake assembly		30-239A	Cleveland		
INDICATING / REC. SYSTEMS					
Digital chronometer	LC-2	AT420100	AstroTech		
Flight timer[3]		85000-12	Hobbs		
Flight timer[3]		85094-12	Hobbs		
Annunciator panel (system)[4]			DAI		
Annunciator panel[4]	WW-IDC 001		White Wire		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	**Type**	**Teilenr.**	**Hersteller**	**S/N**	**einge-baut**
LIGHTS					
Map/Reading light assy crew		W1461.0.010	Rivoret		
Cabin light		W1461.0.010	Rivoret		
Instr./Radio lights dimmer assy		WW-LCM-002	White Wire		
Glareshield lamp assy		DA4-3311-10-01	DAI		
Glareshield light inverter		APVL328-8-3-L-18QF	Quantaflex		
Strobe/Pos. light assy LH	A600-PR-D-28	01-0790006-05	Wheelen		
Strobe/Pos. light assy RH	A600-PG-D-28	01-0790006-07	Wheelen		
Strobe light power supply LH/RH	A490ATS-CF-14/28	01-0770062-05	Wheelen		
Taxi light	70346	01-0770346-05	Wheelen		
Landing light	70346	01-0770346-03	Wheelen		
Electroluminescent lamps	Quantaflex 1600		Quantaflex		
NAVIGATION					
Pitot/Static probe, heated		DAI-9034-57-00	DAI		
P/S probe HTR fail sensor		DA4-3031-01-00	DAI		
Altimeter inHg/mbar, primary[5]		5934PD-3	United In.		
Altimeter inHg/mbar, primary[5]	LUN 1128	1128-14B6	Mikrotechna		
Altimeter inHg/mbar, secondary[5]		5934PD-3	United In.		
Altimeter inHg/mbar, secondary[5]	LUN 1128	1128-14B6	Mikrotechna		
Vertical speed indicator[6]		7000	United In.		
Vertical speed indicator[6]	LUN 1144	1144-A4B4	Mikrotechna		
Airspeed indicator[7]		8025	United In.		
Airspeed indicator[7]	LUN 1116	1116-B4B3	Mikrotechna		
Outside air temp. indic.		301F (C)	Davtron		
Magnetic compass		C2400L4P	Airpath		
Compass system C/O[8]	KCS 55A		Bendix/King		
Slave gyro	KG 102 A	060-00015-0000	Bendix/King		
HSI	KI 525A	066-03046-0007	Bendix/King		
Slaving unit	KA 51B	071-01242-0001	Bendix/King		
Flux valve	KMT 112	071-01052-0000	Bendix/King		
Dir. gyro, free[8]	AIM2051BLD	505-0031-931	BF-Goodrich		
Attitude indicator	AIM1100-28L(0F)	504-0111-936	BF-Goodrich		
Attitude indicator	AIM1100-28LK(0F)	504-0111-938	BF-Goodrich		
Turn coordinator w/o AP pickup	1394T100-(3Z)		Mid Continent Instr.		
Turn coordinator	1394T100-(12RZ)		Mid Continent Instr.		
Marker antenna	CI102		Comant		
DME	KN 62A	066-01068-0004	Bendix/King		
DME antenna	KA60	071-01174-0000	Bendix/King		
Transponder[9]	KT 76A	066-1062-10	Bendix/King		
Transponder[9]	KT 76C	066-01156-0101	Bendix/King		
XPDR antenna	KA60	071-01591-0001	Bendix/King		
Altitude digitizer		D120-P2-T	TCI		
ADF	KR87	066-01072-0004	Bendix/King		
ADF antenna	KA44B	071-01234-0000	Bendix/King		
ADF indicator	KI227	066-03063-0001	Bendix/King		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	**Type**	**Teilenr.**	**Hersteller**	**S/N**	**einge-baut**
NAV antenna coupler	CI505		Comant		
VOR/LOC/GS antenna		CI157P	Comant		
NAV/COM #1[1]	KX125	069-01028-1101	Bendix/King		
NAV/COM #1 volt conv.[1]	KA39	071-01041-0001	Bendix/King		
NAV #1[1]	KX155A	069-01032-0201	Bendix/King		
NAV #1[1]	KX165A	069-01033-0101	Bendix/King		
NAV #2	KX155A	069-01032-0201	Bendix/King		
CDI, VOR/LOC #1[8]	KI 208	066-03056-0000	Bendix/King		
CDI, VOR/LOC #2	KI 208	066-03056-0000	Bendix/King		
GPS[10]	KLN 89B	066-01148-0102	Bendix/King		
GPS[10]	KLN 94	069-01034-0101	Bendix/King		
GPS antenna	KA 92	050-03318-0000	Bendix/King		
GPS/AP switch assy	MD41-528		Mid Continent		
ENGINE	IO-360 M1A		Textron Lycoming		
ENGINE FUEL CONTROL					
Fuel flow transmitter	VM1000	3010032	Vision Microsyst.		
Fuel pressure transmitter	VM1000	3010017	Vision Microsyst.		
ENGINE IGNITION SYSTEM[11]					
SlickSTART booster	SS1001		Unison		
Lasar ignition controller	LC-1002-03	LC-1002-03	Unison		
Lasar ignition harness	LH-1004-43		Unison		
Magneto RH/LH	4370/4347		Slick		
Magneto RH/LH	4770/4771		Slick		
ENGINE INDICATING					
RPM sensor	VM1000	3010005	Vision Microsyst.		
Manifold pressure sensor	VM1000	3010016	Vision Microsyst.		
Cyl. head temp. probes (4 each)	VM1000	1020061	Vision Microsyst.		
EGT probes	VM1000	1020060	Vision Microsyst.		
Data processing unit[12]	DPU	4010067	Vision Microsyst.		
Data processing unit[12]	DPU	4010081	Vision Microsyst.		
Intergr. engine data display	VM1000	4010050	Vision Microsyst.		
I/O board assy.[12]		3020003	Vision Microsyst.		
I/O board assy.[12]		3020018	Vision Microsyst.		
ENGINE OIL					
Oil temperature sensor	VM1000	3010021	Vision Microsyst.		
Oil pressure transducer	VM1000	3010018	Vision Microsyst.		
ENGINE STARTING					
Starter	149-24LS		SKYTEC		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	**Type**	**Teilenr.**	**Hersteller**	**S/N**	**einge-baut**
PROPELLER	MTV-12-B/180-17		mt-Propeller		
GOVERNOR	C-210776		Woodward		
AIRPLANE FLIGHT MANUAL		Doc. No 6.01.01	DAI		

Ort: _____ Datum: _____ Unterschrift: _____

1. Eines der folgenden Geräte darf als COM #1 eingebaut werden:
' KX 125 (samt KA 39) oder KX 155A (OÄM 40-085) oder KX 165A (OÄM 40-083).
2. Eines der folgenden Intercoms darf eingebaut werden:
KMA 28 (OÄM 40-067) oder PM 1000 II.
3. Einer der folgenden Flight Timer darf eingebaut werden:
Part No. 85094-12 (MÄM 40-029) oder Part No. 85000-12.
4. Eines der folgenden Annunciator Panels darf eingebaut werden:
DAI Annunciator Panel oder White Wire WW-IDC-001(OÄM 40-060).
' 5. Einer der folgenden Höhenmesser darf als primärer Höhenmesser eingebaut werden:
' United Instruments 5934PD-3 oder Mikrotechna 1128-14B6.
' Einer der folgenden Höhenmesser darf als sekundärer Höhenmesser eingebaut
' werden:
' United Instruments 5934PD-3 oder Mikrotechna 1128-14B6.
' 6. Eines der folgenden Variometer darf eingebaut werden:
' United Instruments 7000 oder Mikrotechna 1144-A4B4.
' 7. Einer der folgenden Fahrtmesser darf eingebaut werden:
' United Instruments 8025 oder Mikrotechna 1116-B4B3.

8. Eines der folgenden Systeme darf eingebaut werden:
   Compass System KCS 55A (OÄM 40-067) oder
   Directional Gyro AIM 205-1BLD (einschließlich CDI #1 KI 208; OÄM 40-055).

9. Einer der folgenden Transponder darf eingebaut werden:
   KT 76A oder KT 76C (OÄM 40-067).

10. Eines der folgenden GPS-Systeme darf eingebaut werden:
    KLN 89 oder KLN 94 (VFR: OÄM 40-065; IFR: OÄM 40-067).

' 11. Eines der folgenden Zündsysteme darf eingebaut werden:
' SlickSTART booster mit Slick 4370/4347 Zündmagneten (OÄM 40-073) oder
' LASAR ignition controller & harness mit Slick 4770/4771 Zündmagneten.

' 12. Eine der folgenden Kombinationen von DPU und I/O board assy. darf eingebaut
' werden:
' DPU 4010067 mit I/O board assy. 3020003 oder
' DPU 4010081 mit I/O board assy. 3020018 (MÄM 40-039/a)

KAPITEL 7
BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

Seite

7.1 EINFÜHRUNG 7-2
7.2 FLUGWERK 7-2
7.3 STEUERUNGSANLAGE 7-3
7.4 INSTRUMENTENBRETT 7-8
7.5 FAHRWERK 7-10
7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE 7-12
7.7 GEPÄCKRAUM 7-12
7.8 KABINENHAUBEN UND INNENRAUM 7-13
7.9 TRIEBWERK 7-15
7.9.1 MOTOR, ALLGEMEINES 7-15
7.9.2 BEDIENELEMENTE 7-16
7.9.3 PROPELLER 7-19
7.9.4 MOTORINSTRUMENTE 7-20
7.10 KRAFTSTOFFANLAGE 7-26
7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE 7-30
7.11.1 ALLGEMEINES 7-32
7.11.2 DAI-ANNUNCIATOR PANEL 7-36
7.11.3 WHITE WIRE-ANNUNCIATOR PANEL 7-40
7.12 STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM 7-45
7.13 ÜBERZIEHWARNUNG 7-45
7.14 AVIONIK 7-45

7.1 EINFÜHRUNG

Kapitel 7 enthält eine Beschreibung des Flugzeuges sowie seiner Systeme und Anlagen mit Benutzerhinweisen.

Details über Zusatzeinrichtungen und -ausrüstungen finden sich in Kapitel 9.

7.2 FLUGWERK

Rumpf

Der GFK-Rumpf ist in Halbschalenbauweise hergestellt. Die Brandschutzverkleidung des Brandspants besteht aus einem besonders feuerhemmenden Spezialvlies, das auf der Motorseite durch ein rostfreies Stahlblech abgedeckt ist. Die beiden Hauptspante sind CFK/GFK-Bauteile.

Tragflächen

Die Tragflächen sind in zweiholmiger Schalenbauweise ausgeführt. Das entspricht dem “fail-safe” Konzept. Flügel sowie Querruder- und Landeklappenschalen sind in CFK/GFK-Sandwichbauweise hergestellt. In den Tragflächen ist je ein Aluminiumtank integriert.

Leitwerk

Beim Leitwerk handelt es sich um ein T-Leitwerk in GFK-Schalenbauweise, wobei Höhen- und Seitenflosse doppelholmig ausgeführt sind. Die Flossen sind aus Vollaminat, die Ruder sind in Sandwichbauweise gefertigt.

7.3 STEUERUNGSANLAGE

Die Betätigung von Querruder, Höhenruder und Landeklappen erfolgt durch Stoßstangen, das Seitenruder wird über Steuerseile angelenkt. Die Klappen werden elektrisch betätigt. Höhenruderkräfte können durch eine Trimmklappe am Höhenruder ausgeglichen werden, welche über einen Bowdenzug betätigt wird.

Querruder

Aufbau: CFK/GFK Sandwich

Lagerung: Es gibt 4 Lager, das sind Bolzen in einem Aluminium-Beschlag, die mit einem dünnen Stift gegen Verrutschen gesichert sind. Das Fehlen des Stiftes kann einen Verlust des Bolzens zur Folge haben. Es ist keine Flugsicherheit mehr gegeben.

Antrieb: Eingeschraubt in eine Stahlschubstange ist ein Gelenkstangenkopf mit einer Mutter, die mit Lack plombiert ist.

Eine Beschädigung des Lacks kann auf ein Verdrehen und damit auf eine Veränderung der Einstellung hinweisen.

Die Verbindung Gelenkstangenkopf - Ruderhorn erfolgt über einen Bolzen, dessen Mutter ebenfalls mit Lack plombiert ist.

Das Ruderhorn aus Aluminium ist mit 3 Schrauben am Querruder befestigt.

Klappen

Aufbau: CFK/GFK Sandwich

Lagerung: Es gibt 6 Lager, das sind Bolzen in einem Aluminium-Beschlag, die mit einem dünnem Stift gegen Verrutschen gesichert sind. Das Fehlen des Stiftes kann einen Verlust des Bolzens zur Folge haben. Es ist keine Flugsicherheit mehr gegeben. Ein weiterer Beschlag aus Aluminium befindet sich am Rumpf und ist an einem durch den Rumpf gehenden Torsionsrohr angebracht. Dieses stellt eine Verbindung zwischen der rechten und der linken Klappe dar.

Antrieb: Eingeschraubt in eine Stahlschubstange ist ein Gelenkstangenkopf mit einer Mutter, die mit Lack plombiert ist. Eine Beschädigung des Lacks kann auf ein Verdrehen und damit auf eine Veränderung der Einstellung hinweisen.

Die Verbindung Gelenkstangenkopf - Ruderhorn erfolgt über einen Bolzen, dessen Mutter ebenfalls mit Lack plombiert ist.

Das Ruderhorn aus Aluminium ist mit 3 Schrauben an der Klappe befestigt.

Die Klappen werden über einen Elektromotor angetrieben und haben 3 Stellungen:

- Reisestellung (UP), ganz eingefahren
- Startstellung (T/O), und
- Landestellung (LDG).

Über einen Klappenbedienschalter mit drei Stellungen am Instrumentenbrett werden die Klappen betätigt. Die drei Stellungen des Schalters entsprechen jeweils den Stellungen der Klappen, wobei für die Reisestellung der Schalter ganz oben steht. Wird der Schalter in eine andere Stellung gebracht, fahren die Landeklappen automatisch solange, bis sie die am Schalter vorgewählte Stellung erreicht haben. Die Stellungen UP und LDG sind außerdem zusätzlich durch eine Endabschaltung gegen Überfahren der Endstellungen gesichert.

Der elektrische Klappenantrieb hat einen eigenen abschaltbaren Sicherungsautomaten.

Klappenstellungsanzeige:

Die Anzeige der aktuellen Klappenstellung erfolgt über drei Leuchten neben dem Klappenbedienschalter.

Leuchtet die obere Leuchte (grün), befinden sich die Klappen in Reisestellung (UP); leuchtet die mittlere Leuchte (weiß), befinden sich die Klappen in Startstellung (T/O); leuchtet die untere Leuchte (weiß), befinden sich die Klappen in Landestellung (LDG).

Leuchten zwei Leuchten gleichzeitig, befinden sich die Klappen zwischen den angezeigten Stellungen. Dies ist im Normalfall nur während des Fahrens der Klappen der Fall.

Höhenruder

Aufbau: GFK - Sandwich

Lagerung: 5 Lager

Antrieb Stoßstangen aus Stahl;

2 Lager des Umlenkhebels sind beim unteren Lager des Seitenruders einer Sichtkontrolle zugänglich, die Höhenruderantriebsrippe und ihre Lagerung sowie die Verbindung zur Stoßstange ist am oberen Ende des Seitenruders einer Sichtkontrolle zugänglich.

Seitenruder

Aufbau: GFK - Sandwich

Lagerung: oben: 1 Bolzen

unten: Lagerbock mit 4 Schrauben in der Seitenruderflosse und Anschlag für Vollausschlag; das Gegenstück am Seitenruder ist ein Beschlag, der mit 2 Schrauben am Ruder befestigt ist. Die Befestigungsschrauben und Bolzen sind einer Sichtkontrolle zugänglich.

Antrieb: Stahlseile, die mit ihren Augen die Bolzen des Beschlags umschlingen.

' Höhenruder-Trimmung

Schwarzes Rad in der Mittelkonsole hinter der Triebwerksbetätigungseinheit. Das Trimmrad ist zur Sicherheit gegen Überdrehen als Reibrad ausgeführt. Eine Markierung kennzeichnet die Startstellung (T/O).

Rad nach vorne drehen = kopflastig
Rad nach hinten drehen = schwanzlastig

Pedalverstellung

ANMERKUNG

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

Durch Ziehen des schwarzen Griffes, der hinter der hinteren Befestigung liegt, werden die Pedale entriegelt.

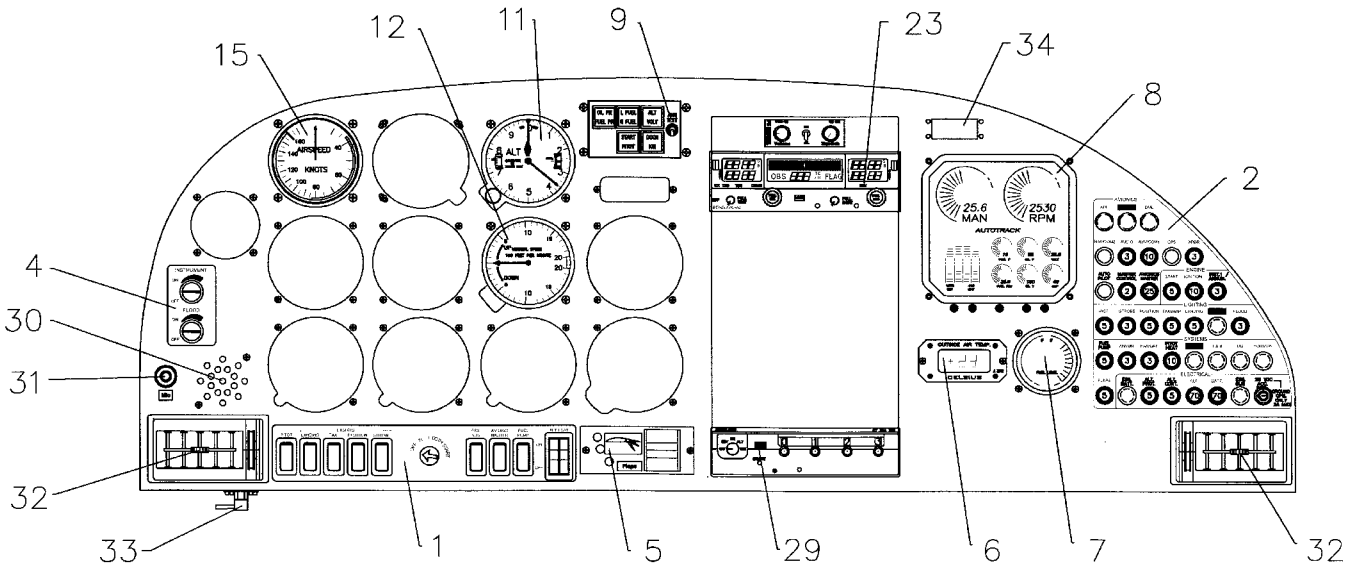
Vorstellen:

Bei unter Zug gehaltenem Griff Pedale mit den Füßen nach vorne drücken. Griff loslassen und Pedale spürbar einrasten lassen.

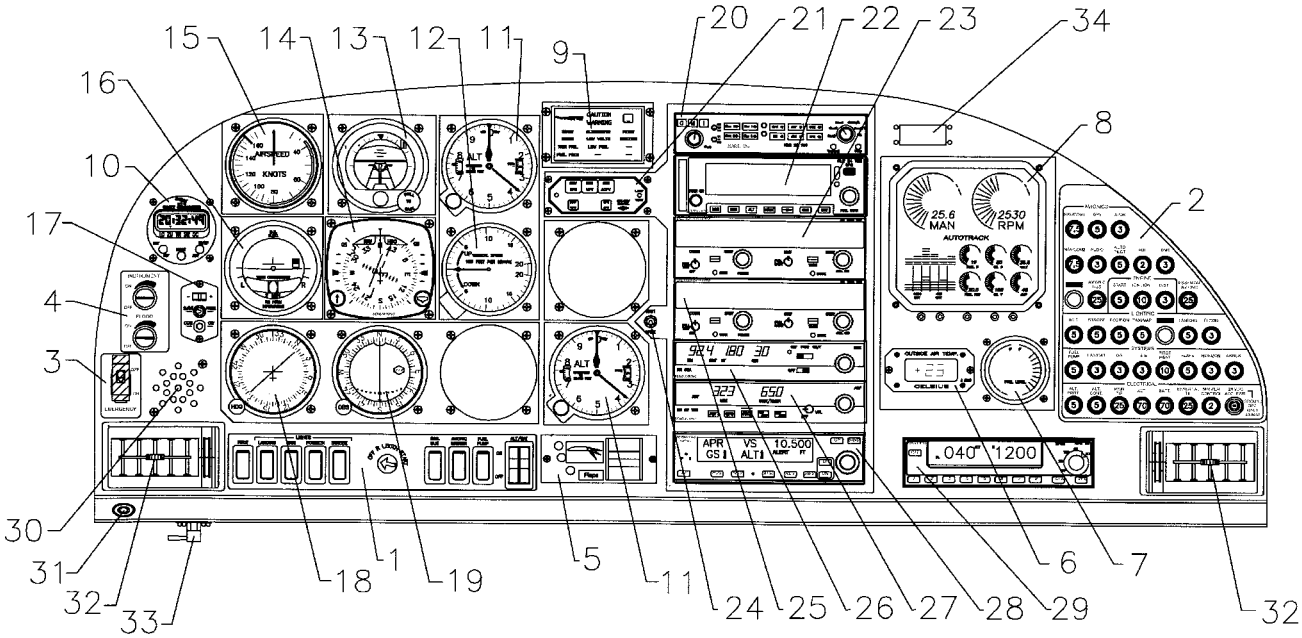
Zurückstellen:

Mittels Entriegelungsgriff Pedale in gewünschte Position zurückziehen, Griff loslassen und Pedale mit den Füßen bis zum Einrasten nach vorne drücken.

7.4 INSTRUMENTENBRETT



VFR-Instrumentenbrett



IFR-Instrumentenbrett

Die wichtigsten Instrumente und Bedienelemente			
1	Elektrische Schalter, Zündschalter	18	ADF (Radiokompaß)-Anzeige
2	Elektrische Sicherungen*	19	Course Deviation Indicator (CDI)
3	Emergency-Schalter	20	Audioverstärker / Intercom / Marker-Empfangsanlage
4	Drehschalter für Instumentenbeleuchtung und Flutlicht	21	GPS Annunciation Control Unit
5	Schalter für Klappen	22	GPS
6	Außentemperaturanzeige	23	Funkgerät / VOR, Nr. 1
7	Kraftstoffvorratsanzeige	24	Remote DME-Schalter
8	Motorinstrumente	25	Funkgerät / VOR, Nr. 2
9	Leuchten (Annunciator Panel)	26	DME-Empfänger
10	Uhr	27	ADF (Radiokompaß)-Empfänger
11	Höhenmesser	28	Autopilot-Steuereinheit (optional)
12	Variometer	29	Transponder
13	Künstlicher Horizont	30	Horn der Überziehwarnung
14	Horizontal Situation Indicator (HSI)	31	Mikrofonbuchse
15	Fahrtmesser	32	Lüftungsdüsen
16	Wendezeiger	33	Alternate-Static-Ventil (bei VFR optional)
17	Slaving Meter	34	ELT-Bedieneinheit (RCPI)

*) Bezeichnungen und Abkürzungen, die zur Kennzeichnung der elektrischen Sicherungen verwendet werden, sind in Abschnitt 1.5 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN erläutert.

Cockpitbelüftung

Die Lüftung vorne wird an den schwenkbaren Lüftungsdüsen (17) beim Instrumentenbrett geöffnet. Des weiteren befinden sich links und rechts neben den vorderen Sitzen im Überrollbügel und im Mittelsteg über den Köpfen der Passagiere kugelförmige Lüftungsdüsen, die durch Drehen an deren Kranz geöffnet und geschlossen werden.

7.5 FAHRWERK

Das Fahrwerk besteht aus einem gefederten Hauptfahrwerk aus Stahlblättern und einem ebenfalls gefederten, frei nachlaufenden Bugrad. Die Federung des Bugrads erfolgt durch ein Elastomer-Paket.

Die Radverkleidungen sind abnehmbar. Beim Flugbetrieb ohne Radverkleidungen sind die dadurch teilweise reduzierten Flugleistungen zu beachten (siehe Kapitel 5).

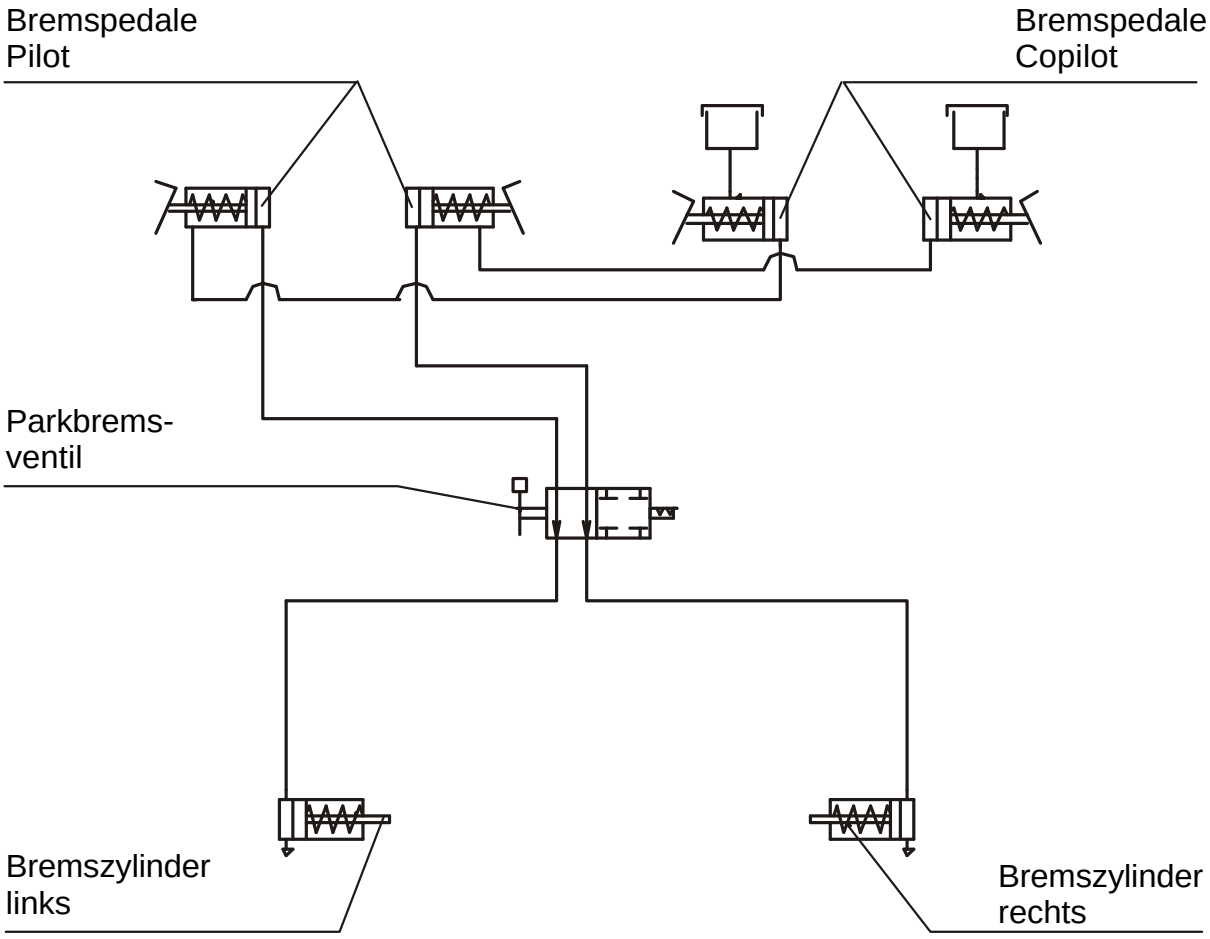
Radbremse

Hydraulisch betätigte Scheibenbremsen wirken auf die Räder des Hauptfahrwerks. Die Radbremsen werden über Fußspitzenpedale einzeln betätigt.

Parkbremse

Der Hebel sitzt an der kleinen Mittelkonsole unter dem Instrumentenbrett und befindet sich bei ungebremsten Rädern in oberer Stellung. Zur Betätigung der Parkbremse zieht man den Hebel bis zur Arretierung nach unten. Durch mehrmaliges Betätigen der Fußspitzenpedale wird der nötige Bremsdruck aufgebaut, der dann bis zum Lösen der Parkbremse erhalten bleibt. Zum Lösen wird der Hebel nach oben geschoben.

Systemskizze Hydraulik



7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE

Zur Erhöhung der passiven Sicherheit sind die Sitze aus Kohle/Kevlar-Hybridgewebe und GfK aufgebaut. Die Sitzschalen sind herausschraubbar, um die Wartung und Kontrolle der darunterliegenden Steuerung zu ermöglichen. Verkleidungen an den Steuerknüppeln verhindern das Hineinfallen von Fremdkörpern in den Steuerungsbereich.

Die Sitze sind mit herausnehmbaren Polstern und energieabsorbierenden Schaumelementen ausgestattet.

Die Sitze sind mit dreiteiligen Anschnallgurten versehen. Das Schließen der Gurte erfolgt durch Einstecken der Gurtenden in das Gurtschloß. Geöffnet werden die Gurte durch Drücken der roten Entriegelung des Gurtschlosses.

Die hinteren Sitzlehnen können nach vorne umgelegt werden. Dazu wird der Verriegelungsbolzen an seinem Knopf in die Höhe gezogen.

7.7 GEPÄCKRAUM

Der Gepäckraum befindet sich hinter der Sitzlehne der hinteren Sitze. Ohne Gepäcknetz dürfen keine Gepäckstücke geladen werden.

7.8 KABINENHAUBEN UND INNENRAUM

Vordere Kabinenhaube

Die vordere Kabinenhaube wird durch Ziehen am Haubenrahmen geschlossen. Danach wird sie durch den links am Rahmen angebrachten Hebel verriegelt. Beim Verriegeln rasten Stahlbolzen in Polyethylenblöcke mit Bohrungen ein.

Stellung “Kühlspalt”: Eine zweite Stellung erlaubt das Einrasten der Bolzen mit der vorderen Haube einen Spalt weit geöffnet.

' Die vordere Kabinenhaube kann mit einem Schloß (optional) auf der linken Seite neben
' dem Haubenöffnungsgriff durch Drehen des Schlüssels im Uhrzeigersinn versperrt
' werden. Die geschlossene und versperrte Haube kann von innen durch Ziehen des Hebels
' innerhalb des Haubenöffnungsgriffes geöffnet werden.

WARNUNG

Das Flugzeug darf mit der vorderen Kabinenhaube in Stellung “Kühlspalt” nur am Boden betrieben werden. Vor dem Start muß die vordere Haube vollständig geschlossen
' und verriegelt sein, darf aber nicht mit dem Schloß versperrt
' werden.

Auf der linken Seite der Kabinenhaube befindet sich ein Fenster, das zur zusätzlichen
' Lüftung und als Notfenster verwendet werden kann. Bei einem Teil der Seriennummern
' befindet sich ein weiteres Fenster auf der rechten Seite der Kabinenhaube.

Hintere Kabinenhaube

Die hintere Kabinenhaube wird ebenfalls durch Ziehen am Haubenrahmen geschlossen und mit dem Hebel verriegelt. Ein Gasdruckdämpfer verhindert das Herunterfallen der Tür; bei starkem Wind muß die Türe gehalten werden. Die hintere Haube ist durch einen zusätzlichen Hebel gegen unbeabsichtigtes Öffnen gesichert.

' Die hintere Kabinenhaube kann mit einem Schloß (optional) auf der linken Seite neben
' dem Haubenöffnungsgriff durch Drehen des Schlüssels im Uhrzeigersinn versperrt
' werden. Die geschlossene und versperrte Haube kann von innen durch Ziehen des Hebels
' innerhalb des Haubenöffnungsgriffes geöffnet werden.

WARNUNG

' Die hintere Kabinenhaube muß bereits vor dem Anlassen
' des Motors geschlossen und verriegelt sein, darf aber nicht
' mit dem Schloß versperrt werden.

Heizung und Lüftung

Für die Betätigung von Heizung und Lüftung befinden sich zwei Hebel an der kleinen Mittelkonsole unter dem Instrumentenbrett.

Linker Hebel:	oben = Heizung EIN	(ON)
	unten = Heizung AUS	(OFF)
Mittlerer Hebel (Luftverteilhebel):	oben = Lüftung Scheibe	(•)
	unten = Lüftung Fußraum	(–)

7.9 TRIEBWERK

7.9.1 MOTOR, ALLGEMEINES

Lycoming IO-360-M1A: Luftgekühlter Vierzylinder-Viertaktmotor, direkt übersetzter Boxermotor mit Einspritzung und unten angebautem Auspuff.

Hubraum:	5916 cm^3 (361 $inch^3$)
Höchstleistung:	180 PS (134,2 kW) bei 2700 RPM auf Meereshöhe bei ISA
Max. Dauerleistung:	160 PS (119,3 kW) bei 2400 RPM auf Meereshöhe bei ISA

Die wichtigsten Motoranbauten sind der Propeller-Regler, der Startermotor und Generator an der Vorderseite des Motors, sowie die Zündung (optional elektronisch gesteuert) mit Doppel-Magnet-System und die mechanische Kraftstoffpumpe an der Rückseite des Motors. Die Kraftstoffzufuhr erfolgt über eine Einspritzanlage.

Weitere Angaben sind dem Motorbetriebshandbuch zu entnehmen.

Die Motorüberwachungsinstrumente befinden sich im Instrumentenbrett auf der rechten Seite.

Der Zündungsschalter ist als Schlüsselschalter ausgeführt. Durch Rechtsdrehung aus der Position OFF in die Stellungen L - R - BOTH wird die Zündung eingeschaltet. Durch weiteres Rechtsdrehen bis START wird der elektrische Startermotor betätigt.

7.9.2 BEDIENELEMENTE

Die Motorleistung wird durch die drei Hebel Gashebel, Drehzahlhebel und Gemischhebel gesetzt, welche in einer Betätigungseinheit auf die großen Mittelkonsole (auch Throttle-Quadrant genannt) zusammengefaßt sind. “Vorne” und “hinten” beziehen sich auf die Flugrichtung.

Gashebel

- linker Hebel mit großem, schwarzem Griff

Mit diesem Hebel wird der Ladedruck (MP = Manifold Pressure) eingestellt. Befindet sich der Gashebel in der vordersten Stellung, wird dem Motor für hohe Leistungseinstellungen extra Kraftstoff zugeführt.

Hebel vorne (MAX PWR) = Vollgas, höherer Ladedruck
Hebel hinten (IDLE) = Leerlauf, niedriger Ladedruck

Hoher Ladedruck bedeutet, daß dem Motor eine große Menge an Kraftstoff-Luft-Gemisch zugeführt wird, niedriger Ladedruck entspricht einer kleineren Menge an Kraftstoff-Luft-Zufuhr.

Drehzahlhebel

- mittlerer Hebel mit blauem Griff

Hebel vorne (HIGH RPM) = hohe Drehzahl, kleine Steigung
Hebel hinten (LOW RPM) = niedrige Drehzahl, große Steigung

Mit diesem Hebel wird über den Propellerregler die Steigung des Propellers und damit die Motordrehzahl (= Propellerdrehzahl) geregelt, wobei eine gesetzte Drehzahl durch den Regler (Governor) konstant gehalten wird, unabhängig von der Fluggeschwindigkeit und der Stellung des Gashebels (“Constant Speed”).

Der Propellerregler ist vorne an den Motor angeflanscht. Er regelt den Zufluß von Motoröl zum Propeller. Der Propellerreglerkreislauf ist ein Teil des Motorölkreislaufes. Bei Defekten im Regler- oder Ölsystem laufen die Blätter auf die kleinstmögliche Steigung (höchste Drehzahl). Damit ist es möglich, den Flug fortzusetzen.

WICHTIGER HINWEIS

Bei Ausfall des Reglers oder starkem Abfall des Öldrucks ist die Drehzahl über den Gashebel zu regeln. Ein Überschreiten von 2700 RPM muß auf jeden Fall vermieden werden.

WICHTIGER HINWEIS

Gashebel und Drehzahlhebel sind langsam zu betätigen, um Überdrehzahlen und zu rasche Drehzahländerungen zu vermeiden. Die leichten Holzblätter ergeben schnellere Drehzahländerungen als Metallblätter.

Gemischhebel

- rechter Hebel mit rotem Griff und Sperre gegen unbeabsichtigtes Herausziehen

Mit diesem Hebel wird das Kraftstoff-Luft-Gemisch-Verhältnis, das dem Motor zugeführt wird, eingestellt.

Hebel vorne (RICH) = Gemisch reich (an Kraftstoff)
Hebel hinten (LEAN) = Gemisch arm (an Kraftstoff)

Ist der Hebel am vorderen Anschlag, wird dem Motor extra Kraftstoff zugeführt, der bei hohen Leistungseinstellungen zur Kühlung beiträgt.

Im Reiseflug soll das Gemisch verarmt werden, um das geeignete Kraftstoff-Luft-Gemisch-Verhältnis zu erzielen (Leanen). Das Verfahren zum Leanen ist im Kapitel 4 angegeben.

Zum Abstellen wird der Gemischhebel an den hinteren Anschlag gezogen. Damit wird Luft ohne Kraftstoff in die Zylinder gesaugt, und der Motor stirbt ab. Im Stillstand befindet sich dann kein Kraftstoff in den Zylindern.

Alternate Air

Bei einem Verlust von Ansaugdruck aufgrund Vereisung oder Verstopfung des Luftfilters gibt es die Möglichkeit, Luft aus dem Motorraum anzusaugen. Der Betätigungshebel für Alternate Air befindet sich unter dem Instrumentenbrett links neben der Mittelkonsole. Zum Öffnen der Alternate Air wird der Hebel gezogen. Im Normalfall ist die Alternate Air geschlossen, und der Hebel ist in der gedrückten Position.

Hinweisschild am Bedienhebel, gedrückte Position des Hebels:

ALTERNATE AIR

Hinweisschild am Bedienhebel, sichtbar bei gezogenem Hebel:

ALTERNATE AIR ON

7.9.3 PROPELLER

Hydraulisch geregelter 3-Blatt Constant Speed-Propeller der Firma mt-Propeller, Typ MTV 12 B/ 180-17. Es werden Holz-Composite-Blätter mit faserverstärktem Kunststoffmantel und Edelstahlkantenschutz verwendet. Die Vorderkante ist in der Nähe der Propellernabe mit einer selbstklebenden PU-Folie geschützt. Diese Konstruktion ergibt geringstes Gewicht bei höchster Sicherheit gegen Schwingungen.

WICHTIGER HINWEIS

Betrieb am Boden mit hoher Drehzahl soll möglichst vermieden werden, weil Steinschlagbeschädigungen der Blätter entstehen können. Daher ist auch für Triebwerkskontrollen (Magnet- und Propellercheck) ein geeigneter Platz zu wählen, an dem sich keine losen Steine oder ähnliche Gegenstände befinden.

WARNUNG

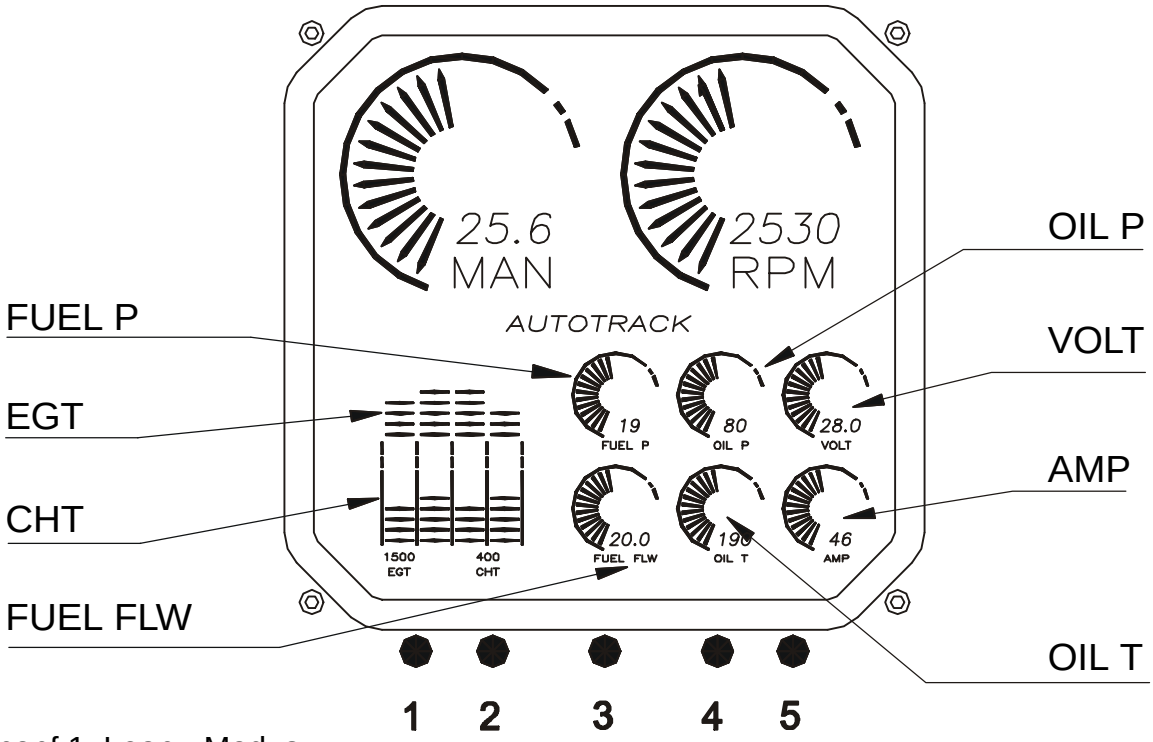
Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen! Verletzungsgefahr!

Motor niemals von Hand zu starten versuchen!

Regler

Woodward C-210776.

7.9.4 MOTORINSTRUMENTE



Knopf 1: Lean - Modus

Knopf 2: digitaler Abgas- / Zylinderkopftemperatur-Modus

Knopf 3: Autotrack einschalten

Knopf 4: Fuelcomputer - Modus

Knopf 5: Motordatenschreiber

Knopf 3 hat eine Zusatzfunktion beim Einschalten: Anzeige - Modus

Füllstands-Modus oder Zeiger-Modus

Wird beim Einschalten des Geräts Knopf 3 solange gedrückt, bis die Anzeige von der Kontrolle sämtlicher Balken / Zeiger auf tatsächliche Werte umspringt, kann damit die Art der Anzeige eingestellt werden. In einem Fall zeigen die Rundinstrumente wie herkömmliche analoge Instrumente den aktuellen Wert mit einem Zeiger an, im anderen Fall füllen sich die Rundinstrumente mit Zeigern / Balken bis zum aktuellen Wert. Es bleibt dem Piloten überlassen, welche Art der Anzeige er wählt.

Tabelle der Anzeigen des Vision Microsystems VM 1000 Motorinstruments

Beschriftung	Instrument	Einheit
MAN	Ansaugdruckanzeige	inHg
RPM	Drehzahlanzeige	RPM
EGT	Abgastemperaturanzeige	°F
CHT	Zylinderkopftemperaturanzeige	°F
FUEL P	Kraftstoffdruckanzeige	psi
FUEL FLW	Kraftstoffflußanzeige	US gal/hr
OIL P	Öldruckanzeige	psi
OIL T	Öltemperaturanzeige	°F
VOLT	Spannungsanzeige	Volt
AMP	Ampèremeter	Ampère

Knopf 1: Lean - Modus

Beim Einschalten der Stromversorgung wird der normale Modus angezeigt. Zwischen den färbigen Bereichsmarkierungen werden durch Balken die Zylinderkopftemperaturen der einzelnen Zylinder angezeigt. Darüber stehen Balken, die die Abgastemperaturen der einzelnen Zylinder anzeigen.

Bei Ausfall eines Sensors bleibt die jeweilige Anzeige leer. Eine blinkende Zylinderkopf-temperaturanzeige heißt, daß entweder der Zylinder zu heiß ist oder daß er zu rasch abgekühlt wird (Schock-Kühlung).

Das Betätigen von Knopf 1 bewirkt, das die Anzeige in den Lean - Modus umschaltet. Verdeutlicht wird das durch zwei halbe Balken rechts und links der Balken-Blöcke. In diesem Modus werden alle Balken, die zuvor Zylinderkopf- und Abgastemperatur dargestellt haben, für die Anzeige der Abgastemperaturen verwendet. Ein Balken steht dabei für 10 °F. Sollten die Säulen zur Gänze mit Balken aufgefüllt sein, bevor das Gemisch verarmt ist, soll Knopf 1 zweimal betätigt werden, und die Balken beginnen wieder am Boden der Anzeige.

Ein blinkende Balkensäule bedeutet, daß dieser Zylinder die heißeste Abgastemperatur erreicht hat. Diese Stelle wird mit einem einzelnen Balken markiert, der für das Anreichern des Gemisches als Referenz genommen werden kann. Wahlweise kann zusätzlich die Ziffernanzeige verwendet werden.

Knopf 2: digitaler Abgas- / Zylinderkopftemperatur-Modus

Mit diesem Knopf wird die Ziffernanzeige für Abgas- und Zylinderkopftemperatur unterhalb der grafischen Anzeige für diese Temperaturen eingestellt. Durch jedes Betätigen des Knopfs werden die Abgas- und die Zylinderkopftemperatur für einen einzelnen Zylinder angezeigt. Die Anzeige springt dabei automatisch zwischen der Nummer des aktuellen Zylinders und den aktuellen Temperaturen um. Nach dem vierten Zylinder springt die Anzeige in den automatischen Modus um, der sowohl die Nummer des Zylinders mit der höchsten Abgastemperatur und daneben die Nummer des heißesten Zylinders anzeigt. Im Wechsel dazu werden die dazugehörigen Temperaturen angezeigt.

Knopf 3: Autotrack einschalten

Im Autotrack-Modus wird die Änderung der Motordaten angezeigt. Wird Knopf 3 im Flug betätigt, werden Abweichungen von den aktuellen Werten angezeigt, indem das jeweilige Rundinstrument und die Schrift AUTOTRACK zu blinken beginnen.

Soll der Modus verlassen werden, muß Knopf 3 gedrückt werden. Der Modus wird automatisch verlassen, wenn eine Anzeige einen kritischen Wert meldet.

Knopf 4: Fuelcomputer - Modus

Durch Drücken von Knopf 4 wird von der Kraftstoffflußanzeige (FUEL FLW) auf eine Ziffernanzeige darunter umgeschaltet. Es gibt vier Modi, auf die durch Drücken von Knopf 4 der Reihe nach umgeschaltet wird. Diese Modi sind:

REM: Die verbleibende Kraftstoffmenge in US gal wird angezeigt. Die Schrittweite dabei ist 0,1 US gal. Dieser Modus ist nur dann verfügbar, wenn vorher im Modus “ADD - Kraftstoff addieren” aktualisiert worden ist.

HRS: Dieser Modus zeigt die Restflugdauer in Stunden auf Basis des aktuellen Kraftstoffflusses an. Die Anzeige hat eine Schrittweite von Zehntelstunden. Auch dieser Modus ist nur dann verfügbar, wenn vorher im Modus “ADD - Kraftstoff addieren” aktualisiert worden ist.

BRN: Dieser Modus zeigt die seit dem Einschalten des Geräts verbrauchte Kraftstoffmenge in US gal an. Die Schrittweite dabei ist 0,1 US gal.

ADD: In diesem Modus kann nach dem Tanken die Kraftstoffmenge, mit der das Gerät rechnet, aktualisiert werden. Es muß für die Verfügbarkeit der Modi REM und HRS dem Gerät mitgeteilt werden, wieviel Kraftstoff getankt worden ist. Durch Drücken von Knopf 3 werden 10 US gal hinzugefügt, durch Knopf 5 wird dem Rechner eine US gal hinzugefügt. Zur Bestätigung der Menge wird Knopf 4 betätigt. Damit wird die Menge, die im Modus ADD eingegeben worden ist, der bisherigen Menge unter REM zugefügt. Zur Kontrolle der Kraftstoffmenge ist Knopf 4 zu drücken, bis REM angezeigt wird.

Sollte zuviel addiert worden sein, darf Knopf 4 nicht zur Bestätigung gedrückt werden. Nach ca. 20 Sekunden verläßt der Rechner automatisch den ADD- Modus.

WICHTIGER HINWEIS

Unsachgemäße Bedienung des Rechners im Fuelcomputer-Modus resultiert in falschen Aussagen in den Modi “REM-verbleibende Kraftstoffmenge” und “HRS-Restflugdauer”. Vor Verwendung des Fuelcomputer-Modus im Flug muß der Pilot sichergehen, daß er Bedienung und Betrieb des Geräts verstanden hat. Darüberhinaus kann die Verwendung des Geräts eine Kraftstoffplanung für den Flug nicht ersetzen.

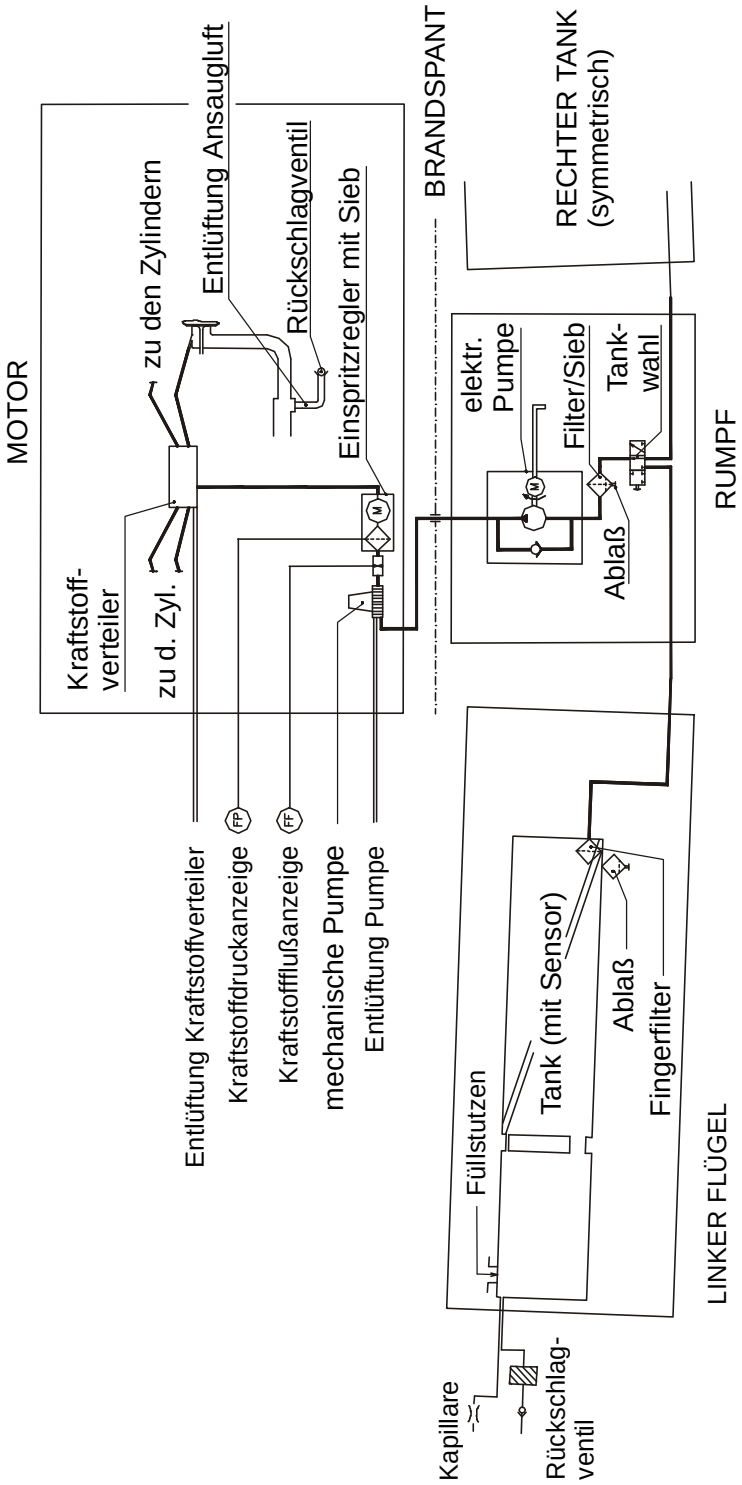
Knopf 5: Flight Data Recorder - Modus

Durch einmaliges Drücken von Knopf 5 wird der Flight Data Recorder eingeschaltet. Angezeigt werden die minimal im Betrieb aufgetretenen Werte, z.B. geringste Spannung, geringster Kraftstoffdruck usw., die durch das Vision Microsystems erfaßt werden. Die Digitalanzeige für die Drehzahl zeigt jetzt die aktuellen Flugstunden an.

Durch nochmaliges Drücken werden die Maxima angezeigt. Ein weiteres Drücken schaltet den Flight Data Recorder aus, und die Anzeige kehrt wieder in den Grundmodus zurück. Die Anzeige kehrt nach ca. 20 Sek. auch ohne Drücken des Knopfs 5 in den Grundmodus zurück.

Die Daten des Flight Data Recorders sind nur während des Fluges und direkt nach der Landung abrufbar. Mit jedem neuen Flug werden die vorhergehenden Daten überschrieben.

7.10 KRAFTSTOFFANLAGE



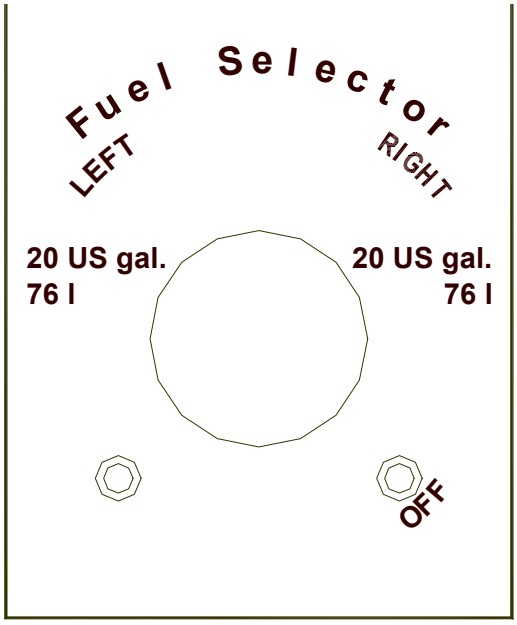
Kraftstoffpumpen

Das Kraftstoffsystem ist mit einer mechanischen und einer elektrischen Kraftstoffpumpe ausgestattet. Die mechanische Pumpe stellt die normale Kraftstoffversorgung sicher.

Die elektrische Kraftstoffpumpe ist als Hilfs- und Notpumpe gedacht, die normalerweise nicht läuft. Über den Schalter 'FUEL PUMP' in der Schalterleiste am Instrumentenbrett wird sie betätigt. Sie wird beim Anlassen überprüft und wird bei Start und Landung sowie beim Umschalten der Tanks zur Sicherheit eingeschaltet. Zur Sicherheit wird sie bei Abfall des Kraftstoffdrucks eingeschaltet.

Tankwahlschalter

Der Tankwahlschalter befindet sich in der Mittelkonsole. Er hat die Stellungen LEFT (linker Tank), RIGHT (rechter Tank) und OFF (zu). Die Stellung OFF ist durch Rechtsdrehung zu erreichen, dazu muß der Sicherungsknopf des Tankwahlschalters nach oben gezogen werden. Damit ist sichergestellt, daß die Stellung OFF nicht unabsichtlich geschaltet werden kann.



Tanks

Jeder der beiden Flügeltanks besteht aus zwei Aluminiumkammern, die durch ein elastisches Schlauchstück und zwei unabhängige Entlüftungsschläuche verbunden sind. Es gibt zwei separate Entlüftungen pro Tank. Die Schlauchenden befinden sich auf der Flügelunterseite, circa 2 Meter vom Flügelende entfernt. Eine Entlüftung wirkt als Kapillare zum Ausgleich von Luftdruck und als Sicherheit bei Ausfall der zweiten Entlüftung. Die zweite Entlüftung ist ein Rückschlagventil, das Luft in den Tank einströmen läßt und Strömung nach außen verhindert.

Ein grober Filter (Fingerfilter) befindet sich vor dem Ablauf. Zum Entwässern des Tanks sitzt an seiner tiefsten Stelle ein Ablaßventil. Ein weiteres Ablaßventil, der sogenannte “Gascolator”, sitzt an der tiefsten Stelle des Tanksystems. Das Ventil ist auf der Rumpfunterseite mittig und cirka 30 cm vor der Flügelvorderkante gelegen. Durch Betätigen können angesammeltes Wasser und Ablagerungen abgeschieden werden.

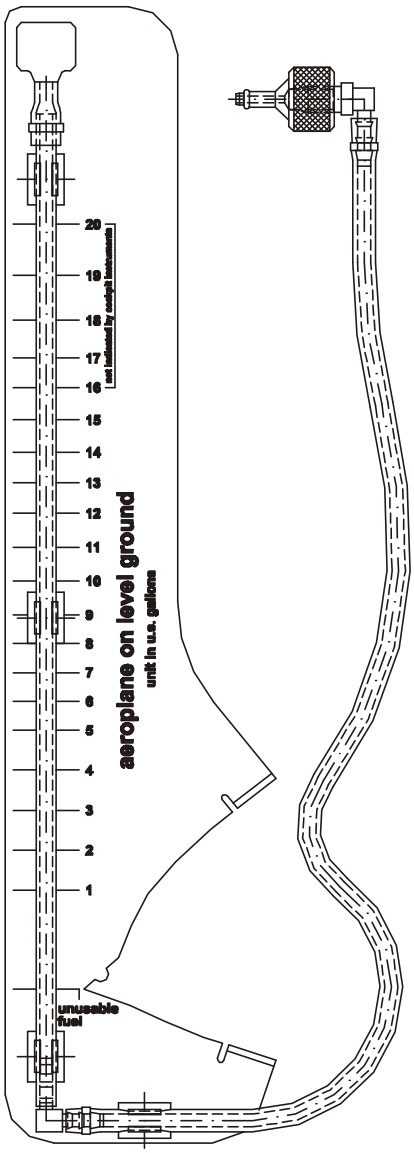
Zur Bestimmung der Kraftstoffmenge im Tank dient ein kapazitiver Sensor. Ist die Tankanzeige auf Null, befindet sich nur mehr der nicht ausfliegbare Kraftstoff im Tank. Die Gesamtfüllmenge eines jeden Tanks beträgt 20 US gal, die größte angezeigte Menge beträgt jedoch 15 US gal. Die Anzeige bis 15 US gal im Tank ist genau, bei einer Kraftstoffmenge im Tank von mehr als 15 US gal bleibt die Anzeige auf 15 US gal.

ANMERKUNG

Bei einer Anzeige von 15 US gal ist die tatsächliche Menge im Tank mit dem Kraftstoff-Kontrollmesser festzustellen. Wird auf diese Messung verzichtet, so ist die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht, 15 US gal.

Kraftstoff-Kontrollmesser

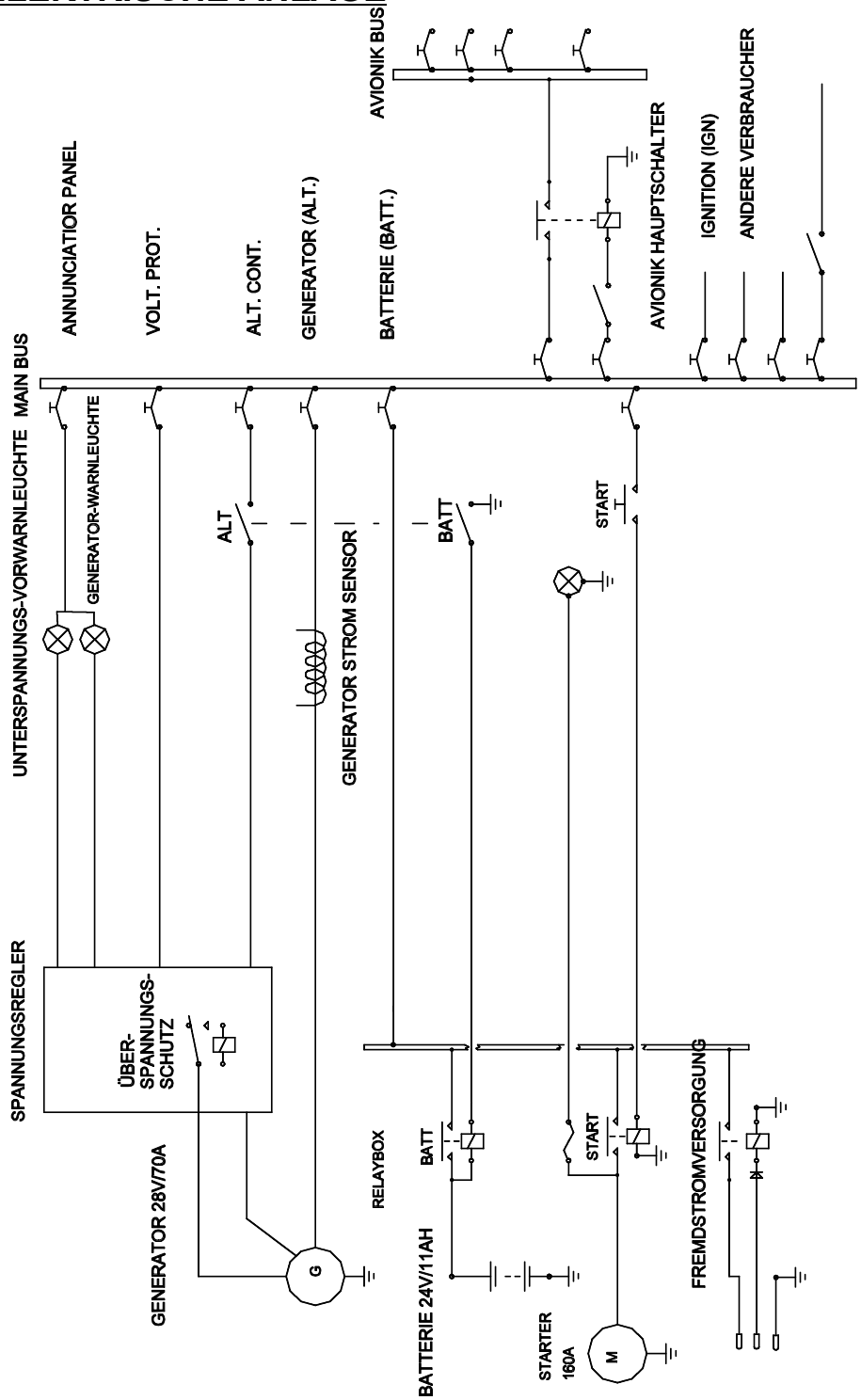
Der Kraftstoff-Kontrollmesser dient zur Kontrolle der Kraftstoffmenge im Tank im Rahmen der Vorflugkontrolle. Er funktioniert nach dem Prinzip der kommunizierenden Gefäße. Der Kraftstoff-Kontrollmesser hat eine Ausnehmung, die an das Profil des Flügels angepaßt ist; mit dieser wird er an die Dreiecksleiste an der Vorderkante des Flügels angesetzt. Die genaue Position ist durch eine Bohrung in der Dreiecksleiste gekennzeichnet. Dann wird das metallene Anschlußstück dicht an den Drain des Tanks gepreßt. Jetzt kann die Kraftstoffmenge im Tank am senkrechten Steigrohr abgelesen werden.



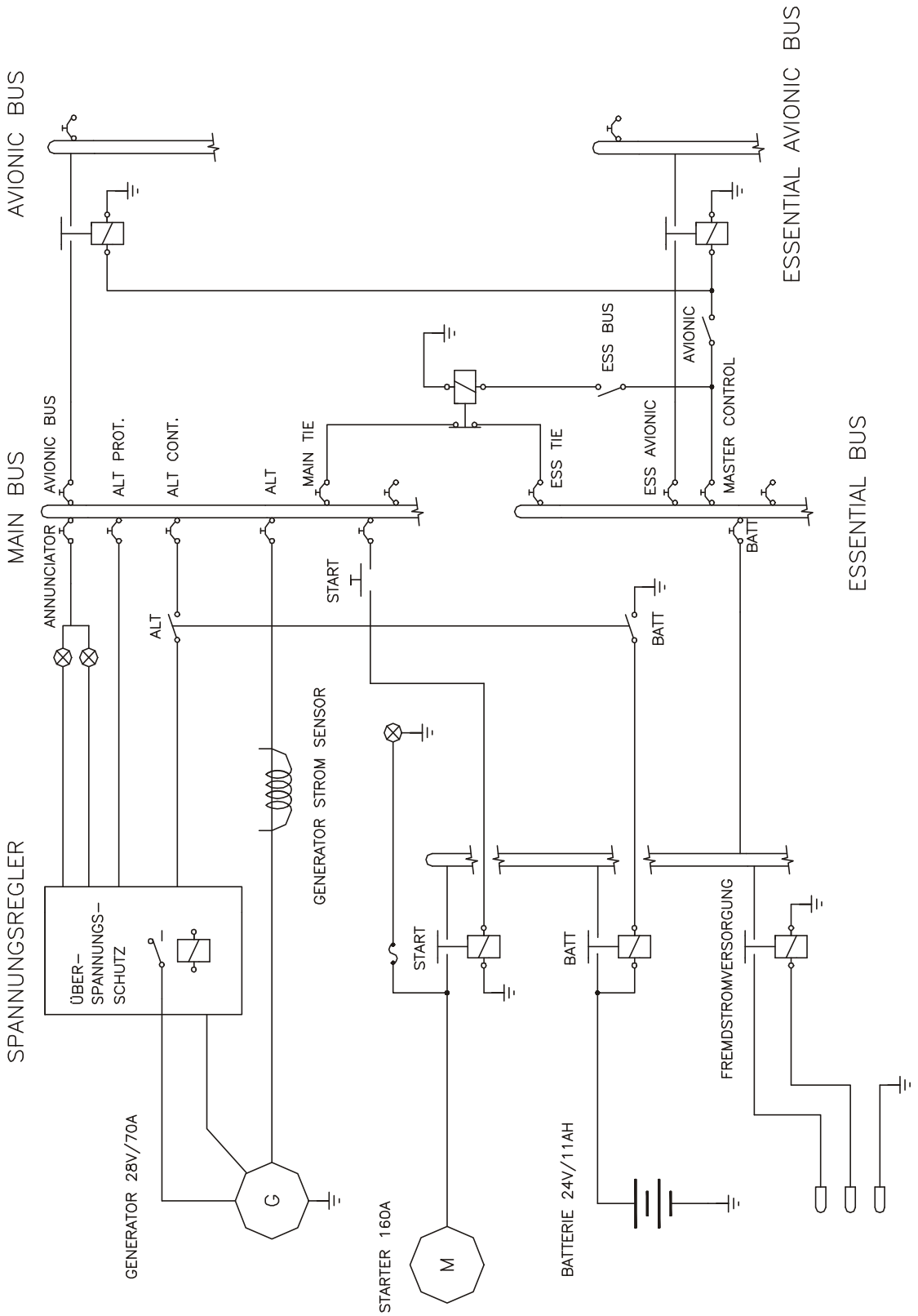
Für eine genaue Anzeige muß das Flugzeug auf horizontalem Untergrund stehen.

Der Aufbewahrungsort für den Kraftstoff-Kontrollmesser ist die Tasche auf der Rückseite des Pilotensitzes.

7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE



Vereinfachter Schaltplan für Werknummern ohne Essential Bus



Vereinfachter Schaltplan für Werknummern mit Essential Bus

7.11.1 ALLGEMEINES

Die DA 40 hat ein 28 Volt-Gleichstromsystem, welches eingeteilt werden kann in:

- Stromerzeuger
- Stromspeicher
- Stromverteilung
- Stromverbraucher

Stromerzeuger

Der 70 Ampère-Generator ist vorne an den Motor angebaut, wird über einen Keilriemen angetrieben und lädt die Batterie. Bei Ausfall des Generators speist die Batterie das Netz mit elektrischer Energie. Aufgrund des Vorhandenseins dieser zwei unabhängigen Stromversorger ist ein totaler Ausfall des elektrischen Systems extrem unwahrscheinlich.

Stromspeicher

Als Stromspeicher dient ein 11 Ampèrestunden-Bleiakku, welcher im Motorraum an der rechten Seite befestigt ist. Über die Hauptsicherung (70 Ampère) ist die Batterie mit dem Bordnetz verbunden.

' Zusätzlich ist in der IFR-Version als weitere Stromquelle für den künstlichen Horizont
' (Attitude Gyro) und das Flutlicht (Flood Light) eine nicht aufladbare Trockenbatterie
' eingebaut. Durch Umlegen des Emergency-Schalters werden die beiden oben genannten
' Geräte unabhängig von allen anderen elektrischen Verbrauchern für 1 Stunde und 30
' Minuten mit Strom versorgt. Diese Batterie wird im Rahmen der 100 Stunden-Kontrolle
' auf Funktion überprüft. Alle 2 Jahre oder nach Verwendung (gebrochenes Schaltersiegel)
' müssen die Zellen erneuert werden.

Stromverteilung

Die Stromverteilung erfolgt über den “Main Bus” und - falls vorhanden - den "Essential Bus".

Elektrischer Hauptschalter (ALT/BAT)

Der elektrische Hauptschalter ist geteilt in einen “Alt/Hauptschalter” links und einen “Batterie/Hauptschalter” rechts. Beide Schalter zusammen werden “Elektrischer Hauptschalter” genannt.

Elektrische Verbraucher

Die einzelnen Verbraucher (z.B. Funkgerät, elektrische Kraftstoffpumpe, Positionslichter, etc.) sind über Sicherungsautomaten mit dem Main Bus verbunden.

Bezeichnungen und Abkürzungen, die zur Kennzeichnung der Sicherungsautomaten verwendet werden, sind in Abschnitt 1.5 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN erläutert.

Zündung

' Die Basisversion der DA 40 ist mit dem elektrischen Start-Boost-System SlickSTART
' ausgestattet. Dieses System verbessert das Anlaßverhalten durch erhöhte Energiezufuhr
' zu den Zündkerzen während des Anlaßvorganges. Nach dem Anlassen des Motors wird
' die Zündung wieder vom konventionellen Magnetzündsystem kontrolliert.

' Als Option kann man die DA 40 statt mit dem SlickSTART- mit dem elektronischen
' LASAR- Zündsystem ausstatten. Dieses mißt Ansaugdruck und Drehzahl und verwendet diese Parameter, um den Zündzeitpunkt zu optimieren. Damit wird für ruhigen Lauf des Motors gesorgt und ein verbessertes Anlaßverhalten erzielt. Ist die elektronische Zündungssteuerung nicht in Betrieb, leuchtet die Zustandsleuchte für die Zündung auf, und die konventionelle Magnetzündung übernimmt die Zündungssteuerung. Auch bei Betrieb des Motors auf nur einem Magneten, zum Beispiel beim Magnetcheck, wird die Zündung nicht elektronisch gesteuert, und die Zustandsleuchte für die Zündung muß aufleuchten. Für das Wiederanlassen des Motors im Flug ohne betriebsbereite elektronische Zündungssteuerung sind Motordrehzahlen über 500 RPM nötig. Die Magnetzündung ist vom elektrischen Netz unabhängig. Dies gewährleistet sicheren Motorbetrieb auch bei Stromausfall.

Spannungsanzeige

Die Spannungsanzeige zeigt die Spannung am Main Bus. Wenn der Generator in Betrieb ist, wird die Spannung des Generators angezeigt, sonst die Spannung, die an der Batterie anliegt.

Ampèremeter

Das Ampèremeter zeigt die Stromstärke an, mit der der Generator belastet wird.

Lande- und Rollscheinwerfer

Lande- und Rollscheinwerfer sind in der linken Fläche eingebaut und werden über jeweils einen Schalter (LANDING, TAXI) in der Schalterleiste des Instrumentenbretts betätigt.

Positions- und Zusammenstoßwarnlichter

Kombinierte Positions- und Zusammenstoßwarnlichter sind an beiden Flügelspitzen montiert und werden über jeweils einen Schalter (POSITION, STROBE) in der Schalterleiste des Instrumentenbretts betätigt.

Flutlicht (Flood Light)

Oberhalb des Instrumentenbretts ist ein flächiger Lichtstrahler angebracht, der das Instrumentenbrett sowie alle Hebel, Schalter etc. beleuchtet. Mit einem Drehknopf (FLOOD) im linken Teil des Instrumentenbretts wird das Flutlicht eingeschaltet und seine Helligkeit eingestellt.

Instrumentenbeleuchtung

Mit einem Drehknopf (INSTRUMENT) im linken Teil des Instrumentenbretts wird die interne Beleuchtung der Instrumente eingeschaltet und ihre Helligkeit eingestellt.

Pitotrohr-Heizung

Das Pitotrohr, die Meßdüse für das Statik- und Staudrucksystem, ist elektrisch beheizt. Die Heizung wird über einen Schalter (PITOT) in der Schalterleiste des Instrumentenbretts aktiviert. Die Temperatur wird über einen Thermo-Schalter beim Pitotrohr automatisch kontantgehalten, als zusätzliche Absicherung ist eine Thermo-Sicherung eingebaut. Wird diese Thermo-Sicherung aktiviert, läßt sich die Pitotrohr-Heizung nicht mehr einschalten, und die Pitotrohr-Vorwarnung wird angezeigt. Das System ist einer Wartung zuzuführen.

ANMERKUNG

Die Vorwarnung für die Pitotrohr-Heizung wird auch immer dann angezeigt, wenn die Pitotrohr-Heizung ausgeschaltet ist.

7.11.2 DAI-ANNUNCIATOR PANEL (WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN)

Es gibt zwei Varianten des Annunciator Panels, die Variante "DAI" und die Variante "White Wire". Die Variante "DAI", welche nachstehend beschrieben wird, ist erkennbar an den quadratischen Leuchten.

Test des Annunciator Panels

Im Rahmen der Vorflugkontrolle müssen die Leuchten des Annunciator Panels durch Drücken des Testschalters überprüft werden. Damit wird sichergestellt, daß die Leuchten nicht ausgefallen sind. Es müssen alle Leuchten funktionieren.

Generator-Warnleuchte (ALT)

Die Generatorwarnleuchte spricht bei Generatorausfall an. Die einzige verbleibende Stromquelle ist die Batterie. Die Farbe ist rot.

' Das Verfahren beim Auftreten der Generator-Warnung ist in 3.7.2 STÖRUNGEN IM
' ELEKTRISCHEN SYSTEM angegeben.

Unterspannungs-Vorwarnleuchte (VOLT)

Diese Vorwarnleuchte spricht an, wenn die Bordspannung unter 24 Volt sinkt. Sie verlöscht wieder, wenn die Spannung 25 Volt übersteigt. Die Farbe ist gelb.

' Das Verfahren beim Auftreten der Unterspannungs-Vorwarnung ist in 4B.3 STÖRUNGEN
' IM ELEKTRISCHEN SYSTEM angegeben.

Kraftstoffdruck-Warnleuchte (FUEL PR)

Sobald der Kraftstoffdruck unter 14 psi fällt, leuchtet die Kraftstoffdruckwarnleuchte auf. Die Farbe ist rot.

Vorwarnleuchte für niedrige Kraftstoffmenge (L FUEL und R FUEL)

Jeder Tank hat seine eigene Vorwarnleuchte. Sie beginnt zu blinken, wenn die Kraftstoffmenge niedrig wird und leuchtet ständig auf, wenn die Menge an ausfliegbarem Kraftstoff im jeweiligen Tank weniger als 3 US gal (±1 US gal) beträgt. Die Anzeige ist für schiebefreien Flug justiert. In nicht schiebefrei geflogenen Kurven sowie in Kurven beim Rollen am Boden kann die Vorwarnleuchte aufleuchten. Die Farbe ist gelb.

Öldruck-Warnleuchte (OIL PR)

Die Öldruckwarnleuchte leuchtet auf, wenn der Öldruck unter 25 psi sinkt. Die Farbe ist rot.

' Das Verfahren beim Auftreten der Öldruck-Warnung ist in 3.2.3 TRIEBWERKSSTÖRUNG
' IM FLUG angegeben.

Tür-Warnleuchte (DOOR)

Die Tür-Warnleuchte leuchtet auf, wenn eine der beiden Kabinenhauben nicht geschlossen und verriegelt ist. Die Farbe ist rot.

Zustandsleuchte für die Zündung (IGN)

Diese Leuchte wird nur verwendet, wenn die elektronische Zündungssteuerung vorhanden ist.

Die Zustandsleuchte für die Zündung leuchtet auf, wenn die elektronische Zündungssteuerung nicht in Betrieb ist. In diesem Fall ist die herkömmliche Magnet-Zündung im Einsatz. Die Farbe ist weiß.

' Das Verfahren beim Aufleuchten der Zustandsleuchte für die Zündung ist in 4B.3
' STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM angegeben.

Starter-Warnleuchte (START)

Die Starter-Warnleuchte leuchtet auf, wenn der Starter betätigt wird oder wenn die Verbindung vom Startermotor zum Motor nicht getrennt worden ist, was bei “hängengebliebenem Starter” der Fall ist. (Das Ritzel des Startermotors ist noch immer mit dem Zahnrad des Propellers im Eingriff). Die Farbe ist rot.

' Das Verfahren beim Auftreten der Starter-Warnung ist in 3.7.2 STÖRUNGEN IM
' ELEKTRISCHEN SYSTEM angegeben.

Pitotrohr-Vorwarnleuchte (PITOT)

Die Pitotrohr-Vorwarnleuchte leuchtet auf, wenn die Pitotrohr-Heizung nicht eingeschaltet ist oder wenn in der Pitotrohr-Heizung ein Fehler aufgetreten ist. Die Farbe ist gelb.

Bei längerem Betrieb der Pitotrohr-Heizung am Boden kann die Pitotrohr-Vorwarnleuchte ebenfalls aufleuchten. In diesem Fall zeigt sie ein Ansprechen des Temperaturschalters an, der eine Überhitzung des Pitotrohr-Heizsystems am Boden verhindert. Dies stellt eine normale Funktion des Systems dar. Nach einer Abkühlphase schaltet sich das Heizsystem automatisch wieder ein.

7.11.3 WHITE WIRE-ANNUNCIATOR PANEL (WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN)

Es gibt zwei Varianten des Annunciator Panels, die Variante "DAI" und die Variante "White Wire". Die Variante "White Wire", welche nachstehend beschrieben wird, ist erkennbar an der glatten Frontfläche und am "White Wire"-Schriftzug links oben am Display.

Test des Annunciator Panels

Im Rahmen der Vorflugkontrolle muß die Funktion des Annunciator Panels überprüft werden. Der Funktionstest wird nach dem Einschalten des Batterie-Hauptschalters automatisch eingeleitet. Alle Leuchten blinken, und kein Signalton ist hörbar. Durch Drücken der "Acknowledge"-Taste verlöschen die Leuchten, und ein kurzes akustisches Signal ertönt. Durch diesen Test wird festgestellt, ob der Mikroprozessor, die Leuchten und der Signaltongenerator funktionieren.

Ein Funktionstest kann auch durch den Piloten veranlaßt werden, indem dieser die "Acknowledge"-Taste für 2 Sekunden gedrückt hält. Alle Leuchten beginnen zu blinken, und ein dauerndes akustisches Signal ertönt.

Anzeige von Warnungen

Eine Warnung wird angezeigt durch Ertönen eines dauernden akustischen Signals im Intercomm-System, Blinken der roten WARNING-Leuchte und Blinken der roten Warnleuchte für das betroffene System.

Durch Drücken der "Acknowledge"-Taste, welche nun grün leuchtet, verstummt das akustische Signal, und die WARNING-Leuchte verlischt. Die Warnleuchte für das betroffene System wechselt von Blinken auf ständiges Leuchten.

Anzeige von Vorwarnungen

Eine Vorwarnung wird angezeigt durch Ertönen eines kurzen akustischen Signals im Intercomm-System, Blinken der gelben CAUTION-Leuchte und Blinken der gelben Vorwarnleuchte für das betroffene System.

Durch Drücken der "Acknowledge"-Taste, welche nun grün leuchtet, verlischt die CAUTION-Leuchte. Die Vorwarnleuchte für das betroffene System wechselt von Blinken auf ständiges Leuchten.

Die Vorwarnung für geringe Kraftstoffmenge (LOW FUEL) hat eine etwas abweichende (erweiterte) Funktionsweise, welche unten beschrieben ist.

Generator-Warnung (ALTERNATOR)

Die Generator-Warnung wird bei Generatorausfall angezeigt. Die einzige verbleibende Stromquelle ist die Batterie.

' Das Verfahren beim Auftreten der Generator-Warnung ist in 3.7.2 STÖRUNGEN IM
' ELEKTRISCHEN SYSTEM angegeben.

Unterspannungs-Vorwarnung (LOW VOLTS)

Die Unterspannungs-Vorwarnung wird angezeigt, wenn die Bordspannung unter 24 Volt sinkt. Die Vorwarnung wird aufgehoben, sobald die Spannung wieder 25 Volt übersteigt.

' Das Verfahren beim Auftreten der Unterspannungs-Vorwarnung ist in 4B.3 STÖRUNGEN
' IM ELEKTRISCHEN SYSTEM angegeben.

Kraftstoffdruck-Warnung (FUEL PRESS)

Sobald der Kraftstoffdruck unter 14 psi fällt, wird die Kraftstoffdruck-Warnung angezeigt.

Vorwarnung für niedrige Kraftstoffmenge (LOW FUEL)

Sobald die Menge an ausfliegbarem Kraftstoff *in einem Tank* weniger als 3 US gal (±1 US gal) beträgt, wird eine Vorwarnung auf übliche Weise angezeigt (kurzer Signalton, blinkende CAUTION-Leuchte, blinkende LOW FUEL-Vorwarnleuchte). Auch das Bestätigen der Vorwarnung erfolgt wie üblich ("Acknowledge"; CAUTION-Leuchte verlischt, LOW FUEL-Vorwarnleuchte leuchtet ständig).

Sobald die Menge an ausfliegbarem Kraftstoff auch *im zweiten Tank* weniger als 3 US gal (±1 US gal) beträgt, wird eine Vorwarnung auf abweichende Art angezeigt, und zwar durch Ertönen eines *ständigen* akustischen Signals im Intercomm-System, Blinken der gelben CAUTION-Leuchte und Blinken der gelben LOW FUEL-Vorwarnleuchte.

Durch Drücken der "Acknowledge"-Taste, welche nun grün leuchtet, verstummt das akustische Signal, und die CAUTION-Leuchte verlischt. Die LOW FUEL-Vorwarnleuchte blinkt weiterhin.

Das System ist für schiebefreien Flug justiert. In nicht schiebefrei geflogenen Kurven sowie in Kurven beim Rollen am Boden kann die Vorwarnung ausgelöst werden.

Öldruck-Warnung (OIL PRESS)

Die Öldruck-Warnung wird anzgezeigt, wenn der Öldruck unter 25 psi sinkt.

' Das Verfahren beim Auftreten der Öldruck-Warnung ist in 3.2.3 TRIEBWERKSSTÖRUNG
' IM FLUG angegeben.

Tür-Warnung (DOORS)

Die Tür-Warnung wird angezeigt, wenn eine der beiden Kabinenhauben nicht geschlossen und verriegelt ist.

Zündungs-Zustandsleuchte (IGNITION)

Diese Leuchte wird nur verwendet, wenn die elektronische Zündungssteuerung vorhanden ist.

Die Zustandsleuchte für die Zündung leuchtet auf, wenn die elektronische Zündungssteuerung nicht in Betrieb ist. In diesem Fall ist die herkömmliche Magnet-Zündung im Einsatz. Die Farbe ist weiß.

Die WARNING-Leuchte, die CAUTION-Leuchte und das akustische Signal werden *nicht* aktiviert.

' Das Verfahren beim Aufleuchten der Zustandsleuchte für die Zündung ist in 4B.3
' STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM angegeben.

Starter-Warnung (START)

Die Starter-Warnung wird angezeigt, wenn die Verbindung vom Startermotor zum Motor nicht getrennt worden ist, was bei “hängengebliebenem Starter” der Fall ist. (Das Ritzel des Startermotors ist noch immer mit dem Zahnrad des Propellers im Eingriff).

Die START-Warnleuchte leuchtet außerdem ständig, solange der Starter betätigt wird, allerdings werden in diesem Fall die WARNING-Leuchte und das akustische Signal nicht aktiviert.

' Das Verfahren beim Auftreten der Starter-Warnung ist in 3.7.2 STÖRUNGEN IM
' ELEKTRISCHEN SYSTEM angegeben.

Pitotrohr-Vorwarnung (PITOT)

Die Pitotrohr-Vorwarnung wird angezeigt, wenn die Pitotrohr-Heizung nicht eingeschaltet ist oder wenn in der Pitotrohr-Heizung ein Fehler aufgetreten ist.

Bei längerem Betrieb der Pitotrohr-Heizung am Boden kann die Pitotrohr-Vorwarnung ebenfalls aktiviert werden. In diesem Fall zeigt sie ein Ansprechen des Temperaturschalters an, der eine Überhitzung des Pitotrohr-Heizsystems am Boden verhindert. Dies stellt eine normale Funktion des Systems dar. Nach einer Abkühlphase schaltet sich das Heizsystem automatisch wieder ein.

Trimmungs-Warnung (TRIM FAIL)

Das White Wire-Annunciator Panel ist für den Einbau eines Autopiloten in die DA 40 vorbereitet. Diese Warnleuchte zeigt bei installiertem und funktionsbereitem Autopiloten eine Fehlfunktion im automatischen Trimmsystem des Autopiloten an. Weitere Einzelheiten: siehe Flughandbuch-Ergänzung für den Autopiloten (falls vorhanden).

Nicht verwendete Leuchten

Das White Wire-Annunciator Panel hat zwei derzeit nicht verwendete Leuchten für etwaige zukünftige Verwendung.

7.12 STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM

Der Gesamtdruck wird an der Anströmkante einer Meßdüse unter dem linken Flügel gemessen. Der statische Druck wird mit zwei Bohrungen an derselben Düse an deren Unterkante und deren Hinterkante gemessen. Zum Schutz gegen Schmutz und Feuchtigkeit befinden sich Filter im System, welche von der Wurzelrippe her zugänglich sind. Die Meßdüse (Pitotrohr) ist elektrisch beheizt.

Zusätzlich ist bei einem Teil der Werknummern ein Alternate Static-Ventil an der Unterseite des Instrumentenbretts eingebaut. Damit kann bei ausgefallenem Statik- und Staudrucksystem der statische Druck im Inneren der Kabine als Statikdruck-Quelle verwendet werden.

7.13 ÜBERZIEHWARNUNG

Das Unterschreiten einer Geschwindigkeit, die etwa der 1,1-fachen Überziehgeschwindigkeit entspricht, wird durch ein Horn signalisiert, das sich im Instrumentenbrett befindet. Das Horn wird umso lauter, je näher man der Überziehgeschwindigkeit kommt. Sog an einer Bohrung in der linken Tragflügelnase aktiviert das Horn über eine Schlauchleitung. Die Bohrung für die Überziehwarnung im linken Flügel ist durch einen roten Ring markiert.

7.14 AVIONIK

Im Mittelteil des Instrumentenbretts befinden sich die Funk- und Navigationsgeräte. An beiden Steuerknüppeln ist eine Sendetaste für den Funk angebracht. Es gibt Anschlußmöglichkeiten für vier Kopfhörer-Mikrophone (Headsets) zwischen den vorderen Sitzen.

KAPITEL 8
HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Seite

8.1 EINFÜHRUNG 8-2
8.2 WARTUNGSINTERVALLE FÜR DAS FLUGZEUG 8-2
8.3 ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG 8-3
8.4 HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT 8-3
8.4.1 RANGIEREN AM BODEN OHNE SCHLEPPGABEL 8-3
8.4.2 RANGIEREN AM BODEN MIT SCHLEPPGABEL 8-4
8.4.3 PARKEN 8-6
8.4.4 VERANKERN 8-8
8.4.5 HOCHHEBEN 8-8
8.4.6 AUSRICHTEN 8-8
8.4.7 STRASSENTRANSPORT 8-9
8.5 REINIGUNG UND PFLEGE 8-10
8.5.1 LACKOBERFLÄCHEN 8-10
8.5.2 KABINENHAUBEN 8-11
8.5.3 PROPELLER 8-11
8.5.4 MOTOR 8-11
8.5.5 INNENRAUM 8-11

8.1 EINFÜHRUNG

In Kapitel 8 werden vom Hersteller Verfahren zur korrekten Handhabung am Boden sowie zur Pflege beschrieben. Darüberhinaus werden im Wartungshandbuch (Airplane Maintenance Manual, Dok. Nr. 6.02.01) bestimmte Prüf- und Wartungsbestimmungen aufgezeigt, die eingehalten werden müssen, wenn das Flugzeug die einem neuen Gerät entsprechende Leistung und Zuverlässigkeit erbringen soll.

8.2 WARTUNGSINTERVALLE FÜR DAS FLUGZEUG

Für die Wartungsarbeiten an Motor und Propeller sind Betriebshandbuch, Service Instructions, Service Letters und Service Bulletins der Firmen Textron Lycoming und mt-Propeller in der jeweils gültigen Ausgabe zu verwenden. Für die zellenseitigen Wartungen sind die jeweiligen letztgültigen Checklisten/Handbücher des Herstellers zu verwenden.

WICHTIGER HINWEIS

Außerplanmäßige Wartungen sind erforderlich nach:

- harten Landungen
- gewaltsamem Propellerstopp
- Motorbrand
- Blitzschlag
- Auftreten von sonstigen Funktionsstörungen und Schäden

Außerplanmäßige Wartungen sind im Wartungshandbuch (Airplane Maintenance Manual, Dok. Nr. 6.02.01; Section 05-50) beschrieben.

8.3 ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG

Änderungen und Reparaturen am Flugzeug dürfen nur gemäß Wartungshandbuch (Airplane Maintenance Manual, Dok. Nr. 6.02.01) und nur von befugten Personen durchgeführt werden.

8.4 HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT

8.4.1 RANGIEREN AM BODEN OHNE SCHLEPPGABEL

Wird vorwärts rangiert, läuft das Bugrad nach, gesteuert wird lediglich durch entsprechendes Ziehen am Propeller nahe der Propellernabe. Zum Rückwärts-Rangieren muß das Flugzeug am Heck so weit zu Boden gedrückt werden, bis das Bugrad frei ist. Auf diese Weise kann das Flugzeug auch auf der Stelle gedreht werden.

8.4.2 RANGIEREN AM BODEN MIT SCHLEPPGABEL

Zum Schieben oder Ziehen des Flugzeuges am Boden wird empfohlen, die vom Hersteller angebotene Schleppgabel zu verwenden. Die Schleppgabel wird auseinandergebogen und wie unten abgebildet in die dafür vorgesehenen Bohrungen in der Bugradverkleidung eingehängt. Der Feststellknopf muß vollständig arretiert sein.

WARNUNG

Die Schleppgabel muß vor dem Anlassen des Motors entfernt werden.

WICHTIGER HINWEIS

Die Schleppgabel darf nur zum Schleppen am Boden von Hand verwendet werden. Nach dem Rangieren muß sie wieder entfernt werden.

ANMERKUNG

Beim Rückwärtsrangieren des Flugzeuges mit eingehängter Schleppgabel muß dieselbe festgehalten werden, um ein abruptes seitliches Ausschlagen des Bugrades zu verhindern.

8.4.3 PARKEN

Bei kurzzeitigem Parken sollen das Flugzeug gegen den Wind ausgerichtet, die Parkbremse angezogen und die Klappen eingefahren werden. Bei längerem, unbeaufsichtigtem Parken und bei unvorhersehbaren Windverhältnissen ist das Flugzeug zusätzlich zu verankern oder zu hangarieren. Die Hangarierung ist zu empfehlen.

Rudersperre

Der Hersteller bietet eine Rudersperre an, mit welcher die Hauptsteuerung blockiert werden kann. Es wird empfohlen, die Rudersperre beim Parken im Freien einzusetzen, da die Ruder sonst bei starkem Wind von hinten gegen die Anschläge schlagen können. Das kann zu unnötigem Verschleiß oder Beschädigungen führen.

WARNUNG

Die Rudersperre muß vor dem Flug entfernt werden.

Die Rudersperre wird wie folgt eingesetzt:

1. Seitenruderpedale in die hinterste Position bringen.
2. Rudersperre an den Pedalen einhängen.
3. Knüppel einhängen, mit den Bändern einmal umwickeln.
4. Verschlüsse einhängen und Bänder festziehen.

Der Ausbau erfolgt in umgekehrter Reihenfolge.

8.4.4 VERANKERN

Am Flugzeugheck ist am Sporn eine Bohrung, die zum Verankern benutzt werden kann. An den Flügelenden können zum Verankern Einschraubösen (M8) angebracht werden.

8.4.5 HOCHHEBEN

Die DA 40 kann an Aufbockpunkten unter der linken und rechten rumpfseitigen Wurzelrippe und dem Hecksporn aufgebockt werden.

8.4.6 AUSRICHTEN

Zum Ausrichten wird an der Rumpfröhre kurz vor dem Seitenleitwerk nach unten gedrückt, bis das Bugrad frei ist. Dadurch läßt sich die DA 40 auf der Stelle drehen. Nach Erreichen der richtigen Position läßt man das Bugrad wieder zu Boden.

8.4.7 STRASSENTRANSPORT

Zum Straßentransport des Motorflugzeugs empfiehlt sich ein offener Anhänger. Die Bauteile müssen weich aufliegen und gegen Verrutschen gesichert sein.

1. Rumpf:

Der Rumpf steht auf dem Haupt- und dem Bugfahrwerk. Es muß gewährleistet sein, daß sich der Rumpf weder nach vorne oder hinten, noch nach oben bewegen kann. Es sollte außerdem beachtet werden, daß der Propeller genügend Freiraum besitzt und nicht durch Rumpfbewegungen beim Fahren beschädigt werden kann.

2. Flügel:

Die Flügel werden zum Straßentransport vom Rumpf getrennt. Um Beschädigungen zu vermeiden, muß der Flügel im Wurzelrippenbereich auf einer mindestens 400 mm breiten, gepolsterten Schablone senkrecht auf der Profilnase gelagert werden, und ebenso am Außenflügel, ca. 3 m hinter der Wurzelrippe beginnend, auf einer mindestens 300 mm breiten gepolsterten Schablone.

Der Flügel ist gegen Verrutschen nach hinten abzusichern.

3. Höhenleitwerk:

Höhenleitwerk flach auf den Boden legen und mit Bändern niederhalten oder senkrecht auf die Leitwerksnase in profilförmige Schablonen stellen. Auch hier sollten alle Auflagen mit Filz oder Moosgummi gepolstert sein.

8.5 REINIGUNG UND PFLEGE

WICHTIGER HINWEIS

Das Flugzeug ist in sauberem Zustand zu betreiben. Die helle Oberfläche vermeidet Erwärmung.

WICHTIGER HINWEIS

Starke Verschmutzung verschlechtert die Flugleistungen.

8.5.1 LACKOBERFLÄCHEN

Die gesamte Oberfläche des Motorflugzeugs ist mit witterungsbeständigem weißem Zweikomponentenlack lackiert. Trotzdem sollte das Flugzeug gegen Nässe und Feuchtigkeit geschützt werden. Ein längeres Abstellen im Freien ist auf jeden Fall zu vermeiden. Eingedrungenes Wasser ist durch trockenes Lagern und öfteres Wenden der abgerüsteten Bauteile zu entfernen.

Schmutz, Fliegenreste usw. können mit klarem Wasser, in hartnäckigen Fällen auch mit einem milden Reinigungsmittel abgewaschen werden. Starke Verschmutzungen können mit Autopolitur entfernt werden. Am besten sollte das Flugzeug jedoch nach jedem Flugtag gewaschen werden, damit der Schmutz nicht zu fest antrocknet.

An der Rumpfunterseite können Verschmutzungen wie Ölnebel u.ä. mit Kaltreiniger entfernt werden. Es ist jedoch zuvor zu überprüfen, ob nicht evtl. der Lack angegriffen % wird. Für die Lackpflege sind handelsübliche Autolackpflegemittel ohne Silikonzusätze zu verwenden.

8.5.2 KABINENHAUBEN

Das Reinigen der Acrylglashauben und der Fenster geschieht zweckmäßigerweise mit Plexiklar oder einem ähnlichen Reinigungsmittel für Acrylglas, notfalls mit lauwarmen Wasser. Zum Nachwischen nur reines weiches Rehleder oder Handschuhstoff verwenden. Niemals trocken auf Acrylglas reiben.

8.5.3 PROPELLER

Beschädigungen und Störungen im Betrieb sind durch fachmännisches Personal zu untersuchen.

Oberfläche

Vom Hersteller wird PU-Lack oder Acryllack verwendet, der gegen fast alle Lösungsmittel beständig ist. Die Blätter können mit üblichen Auto-Reinigungs- und Schutzmitteln behandelt werden. Wichtig ist, daß das Eindringen von Feuchtigkeit in den Holzkern mit allen Mitteln verhindert wird. Im Zweifel ist ein Prüfer mit entsprechender Berechtigung hinzuzuziehen.

8.5.4 MOTOR

Wird im Rahmen der Wartung erledigt.

8.5.5 INNENRAUM

Der Innenraum sollte bei Verschmutzung mit einem Staubsauger ausgesaugt werden. Ebenso sind lose Gegenstände (Kugelschreiber, Taschen etc.) wegzuräumen oder festzuzurren.

Die Anzeigeinstrumente können mit einem trockenen, weichen Tuch gesäubert werden, Kunststoffoberflächen mit einem befeuchteten Lappen ohne Reiniger.

KAPITEL 9
ERGÄNZUNGEN

Seite

9.1 ALLGEMEINES 9-2
9.2 VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN 9-3
% 9.3 NACHTRÄGE 9-6

9.1 ALLGEMEINES

Kapitel 9 enthält Informationen, die zusätzliche Ausrüstung (Optionen) der DA 40 betreffen.

% Wenn nicht anders angegeben, sind die in den Ergänzungen angegebenen Verfahren
% zusätzlich zu den Verfahren im Hauptteil des Flughandbuchs anzuwenden.

Im Verzeichnis der Ergänzungen dieses Abschnitts sind alle zugelassenen Ergänzungen aufgeführt.

% Das Handbuch enthält genau jene Ergänzungen, welche die tatsächlich eingebaute
% Ausrüstung nach Ausrüstungsverzeichnis, Abschnitt 6.5, betreffen.

9.2 VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN

Flugzeug-Werknr.:	Kennz.:	Datum:

	Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
					JA	NEIN
%	A1	COMM/NAV, KX 125 Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
%	A2	Intercomm-Anlage, Model PM 1000 II PS Engineering, Inc.	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
	A3	Transponder, KT 76A Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
	A4	GPS, KLN 89B Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
%	A5	Course Deviation Indicator, KI 208 Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
% %	A6	GPS, KLN 94, VFR-Betrieb Bendix/King	2	09-Sep-2001	**9**	**9**
% %	A7	Audio Amplifier / Intercom / Marker Beacon Receiver, KMA 28 Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
% % %	A8	VHF Communication/Navigation Transceivers, KX 155A und KX 165A Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**

Flugzeug-Werknr.: Kennz.: Datum:

	Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
					JA	NEIN
%	A9	Automatic Direction Finder, KR 87 Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
%	A10	Distance Measuring Equipment, KN 62A Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
%	A11	Compass System, KCS 55A Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
	A12	Transponder, KT 76C Bendix/King	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
% % %	A13	Autopilot-System, KAP 140 Bendix/King	0	01-Mar-2001	**9**	**9**
% %	A14	GPS, KLN 94, IFR Operation Bendix/King	2	09-Sep-2001	**9**	**9**
	A15	GPS Annunciation Control Unit, MD 41 Mid-Continent	1	20-Apr-2001	**9**	**9**

Flugzeug-Werknr.: Kennz.: Datum:

	Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
					JA	NEIN
% %	E1	Digitale Uhr, LC-2 AstroTech	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
	E2	Attitude Indicator, AIM 1100-28L(0F) BF Goodrich	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
	E3	Attitude Indicator, AIM 1100-28LK(0F) DIA BF Goodrich	1	20-Apr-2001	**9**	**9**
%	S1	Emergency Locator Transmitter, Model E-01 ACK	1	20-Apr-2001	**9**	**9**

%

9.3 NACHTRÄGE

Derzeit sind keine Nachträge vorgesehen.