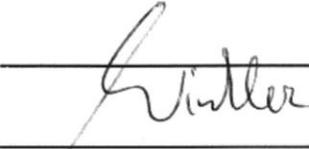

FLUGHANDBUCH
DA 40 D

Lufttüchtigkeitsgruppe : Normal, Utility
Angewandte Bauvorschrift : JAR-23
Werknummer : _____
Kennzeichen : _____
Dok. Nr. : 6.01.05
Ausgabedatum : 11. November 2002

Unterschrift : 
Behörde : 
Stempel : AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Zentrale
A-1030 Wien, Schnirchgasse 11
Anerkennungsdatum : 13. DEZ. 2002

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 Zulassungsverfahren (JAA JCVP).

Bewußt freigelassen.

VORWORT

Wir beglückwünschen Sie zu Ihrer neuen DIAMOND DA 40 D.

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 DA 40 D vertraut zu machen.

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

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

Sollten Sie Ihre DIAMOND DA 40 D gebraucht erworben haben, teilen Sie uns bitte Ihre Adresse mit, damit wir Sie mit den für den sicheren Betrieb des Flugzeugs notwendigen Publikationen versorgen können.

Dieses Flughandbuch wurde nach bestem Wissen und Gewissen übersetzt. In jedem Fall ist die Originalversion in englischer Sprache maßgeblich.

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 ZULASSUNG

Der Inhalt der anerkannten Abschnitte ist durch die EASA anerkannt. Alle anderen Inhalte sind durch DAI auf Basis der Berechtigung gemäß EASA DOA No. EASA.21J.052 in Übereinstimmung mit Part 21 anerkannt.

0.2 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.

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 Flugzeuges, 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 6 beinhaltet OÄM 40-039, folglich wird die Temporäre Revision TR-OÄM-40-039 durch die 'permanente' Revision 6 ersetzt.

Seite 0 - 2	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
-------------	------------	-------------	------------------

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite(n)	Datum der Revision	Anerkennungsvermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Einarbeitung	Unterschrift
1	OÄM 40-105 OÄM 40-106	alle	alle	03-Mär-2003	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	07-Mär-2003		
2	OÄM 40-096 OÄM 40-130	0, 1, 2, 4a, 5, 6, 7	0-3,4,5,6,7,8 1-2 2-1, 2-11, 2-19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26 4A-3 5-24 6-1, 6-5,6-8, 6-9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18 7-1, 7-26, 7-27, 7-28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44	30-Apr-2003	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	08-Mai-2003		
3	OÄM 40-099 OÄM 40-118 OÄM 40-132 OÄM 40-136 OÄM 40-137 OÄM 40-142 OÄM 40-143 OÄM 40-144 OÄM 40-145 OÄM 40-148 OÄM 40-149	0,1,2,3, 4a,4b,5, 6,7,9	0-3 bis 0-8, 1-13, 1-14, 2-1, 2-6, 2-8, 2-16 bis 2-28, 3-2, 3-22, 3-29, 3-31, 4a-1, 4a-14 bis 4a-23, 4b-5, 4b-12, 5-1, 5-6 bis 5-25, 6-3, 6-15 bis 6-20, 7-1, 7-9 bis 7-51, 9-1, 9-3 bis 9-6	26-Mai-2003	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	18-Jun-2003		

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite(n)	Datum der Revision	Anerkennungsvermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Einarbeitung	Unterschrift
4	nicht veröffentlicht							
5	MÄM 40- -101, -122, -123/e, -124, -133, -137, -144, -147, -151, -155, -169, -174, -176, -207, -210, -246/a, -253, -256/b, -336, -343, OÄM 40- -100/c, -124, -132/a, -136/a, -137/b, -142/a, -144/a, -144/b, -151, -151/a, -153, -153/a, -153/b, -157, -157/a, -158, -158/a, -159, -159/a, -165, -166, -169 thru -177, -180, -182, -183, -184/a, -185, -191, -193, -199,	alle	alle, außer Deckblatt	01 Jun 2008	Revision Nr. 5 des FHB Dok. Nr. 6.01.05 ist auf Basis der Berechtigung gemäß DOA No. EASA.21J.052 anerkannt			

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite(n)	Datum der Revision	Anerkennungsvermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Einarbeitung	Unterschrift
5	OÄM 40- -200, -204, -208, -214, -217, -224/a, -227/a, -234, -237, -239, -244, -245, -247, -250/a, -267, -268, -271, -275, -277, -278, -293, -294, -297, Korrekturen	alle	alle, außer Deckblatt	01 Jun 2008	Revision Nr. 5 des FHB Dok. Nr. 6.01.05 ist auf Basis der Berechtigung gemäß DOA No. EASA.21J.052 anerkannt	08-Jul-2008		
6	MÄM 40- -354, -356, -366, -378, -399, -401, -415, -428, -440, -529, -545, -567, -570, -580, -595, -602, -603, -644, OÄM 40- -247a, -272, -277a, -304, -326a, -327, Korrekturen	alle	alle, außer Deckblatt	31 Jul 2013	Revision Nr. 6 des FHB Dok. Nr. 6.01.05 ist auf Basis der Berechtigung gemäß DOA No. EASA.21J.052 anerkannt	22-Aug-2013		

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite(n)	Datum der Revision	Aner-kennungsvermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Einarbeitung	Unterschrift
7	MÄM 40-701 Korrekturen	0, 1, 3	0-5 bis 0-16, 1-3, 3-11 bis -14	27-Sep-2013	Revision Nr. 7 des FHB Dok. Nr. 6.01.05 ist auf Basis der Berechtigung gemäß DOA No. EASA.21J.052 anerkannt	27-Sep-2013		

0.3 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kap	Seite	Datum
0	0-0	15-Sep-2004
	0-0a	31-Jul-2013
	0-1	31-Jul-2013
	0-2	31-Jul-2013
	0-3	31-Jul-2013
	0-4	31-Jul-2013
	0-5	27-Sep-2013
	0-6	27-Sep-2013
	0-7	27-Sep-2013
	0-8	27-Sep-2013
	0-9	27-Sep-2013
	0-10	27-Sep-2013
	0-11	27-Sep-2013
	0-12	27-Sep-2013
	0-13	27-Sep-2013
	0-14	27-Sep-2013
	0-15	27-Sep-2013
	0-16	27-Sep-2013

Kap.	Seite	Datum
1	1-1	31-Jul-2013
	1-2	31-Jul-2013
	1-3	27-Sep-2013
	1-4	31-Jul-2013
	1-5	31-Jul-2013
	1-6	31-Jul-2013
	1-7	31-Jul-2013
	1-8	31-Jul-2013
	1-9	31-Jul-2013
	1-10	31-Jul-2013
	1-11	31-Jul-2013
	1-12	31-Jul-2013
	1-13	31-Jul-2013
	1-14	31-Jul-2013
	1-15	31-Jul-2013
	1-16	31-Jul-2013
	1-17	31-Jul-2013
	1-18	31-Jul-2013
	1-19	31-Jul-2013
	1-20	31-Jul-2013
	1-21	31-Jul-2013
	1-22	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
2	2-1	31-Jul-2013
	appr. 2-2	31-Jul-2013
	appr. 2-3	31-Jul-2013
	appr. 2-4	31-Jul-2013
	appr. 2-5	31-Jul-2013
	appr. 2-6	31-Jul-2013
	appr. 2-7	31-Jul-2013
	appr. 2-8	31-Jul-2013
	appr. 2-9	31-Jul-2013
	appr. 2-10	31-Jul-2013
	appr. 2-11	31-Jul-2013
	appr. 2-12	31-Jul-2013
	appr. 2-13	31-Jul-2013
	appr. 2-14	31-Jul-2013
	appr. 2-15	31-Jul-2013
	appr. 2-16	31-Jul-2013
	appr. 2-17	31-Jul-2013
	appr. 2-18	31-Jul-2013
	appr. 2-19	31-Jul-2013
	appr. 2-20	31-Jul-2013
	appr. 2-21	31-Jul-2013
	appr. 2-22	31-Jul-2013
	appr. 2-23	31-Jul-2013
	appr. 2-24	31-Jul-2013
	appr. 2-25	31-Jul-2013
	appr. 2-26	31-Jul-2013
	appr. 2-27	31-Jul-2013
	appr. 2-28	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
2	appr. 2-29	31-Jul-2013
	appr. 2-30	31-Jul-2013
	appr. 2-31	31-Jul-2013
	appr. 2-32	31-Jul-2013
	appr. 2-33	31-Jul-2013
	appr. 2-34	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
3	3-1	31-Jul-2013
	3-2	31-Jul-2013
	3-3	31-Jul-2013
	3-4	31-Jul-2013
	3-5	31-Jul-2013
	3-6	31-Jul-2013
	3-7	31-Jul-2013
	3-8	31-Jul-2013
	3-9	31-Jul-2013
	3-10	31-Jul-2013
	3-11	27-Sep-2013
	3-12	27-Sep-2013
	3-13	27-Sep-2013
	3-14	27-Sep-2013
	3-15	31-Jul-2013
	3-16	31-Jul-2013
	3-17	31-Jul-2013
	3-18	31-Jul-2013
	3-19	31-Jul-2013
	3-20	31-Jul-2013
	3-21	31-Jul-2013
	3-22	31-Jul-2013
	3-23	31-Jul-2013
	3-24	31-Jul-2013
	3-25	31-Jul-2013
	3-26	31-Jul-2013
	3-27	31-Jul-2013
	3-28	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
3	3-29	31-Jul-2013
	3-30	31-Jul-2013
	3-31	31-Jul-2013
	3-32	31-Jul-2013
	3-33	31-Jul-2013
	3-34	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
4A	4A-1	31-Jul-2013
	4A-2	31-Jul-2013
	4A-3	31-Jul-2013
	4A-4	31-Jul-2013
	4A-5	31-Jul-2013
	4A-6	31-Jul-2013
	4A-7	31-Jul-2013
	4A-8	31-Jul-2013
	4A-9	31-Jul-2013
	4A-10	31-Jul-2013
	4A-11	31-Jul-2013
	4A-12	31-Jul-2013
	4A-13	31-Jul-2013
	4A-14	31-Jul-2013
	4A-15	31-Jul-2013
	4A-16	31-Jul-2013
	4A-17	31-Jul-2013
	4A-18	31-Jul-2013
	4A-19	31-Jul-2013
	4A-20	31-Jul-2013
	4A-21	31-Jul-2013
	4A-22	31-Jul-2013
	4A-23	31-Jul-2013
	4A-24	31-Jul-2013
	4A-25	31-Jul-2013
	4A-26	31-Jul-2013
	4A-27	31-Jul-2013
	4A-28	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
4A	4A-29	31-Jul-2013
	4A-30	31-Jul-2013
4B	4B-1	31-Jul-2013
	4B-2	31-Jul-2013
	4B-3	31-Jul-2013
	4B-4	31-Jul-2013
	4B-5	31-Jul-2013
	4B-6	31-Jul-2013
	4B-7	31-Jul-2013
	4B-8	31-Jul-2013
	4B-9	31-Jul-2013
	4B-10	31-Jul-2013
	4B-11	31-Jul-2013
	4B-12	31-Jul-2013
	4B-13	31-Jul-2013
	4B-14	31-Jul-2013
	4B-15	31-Jul-2013
	4B-16	31-Jul-2013
	4B-17	31-Jul-2013
	4B-18	31-Jul-2013
	4B-19	31-Jul-2013
	4B-20	31-Jul-2013
	4B-21	31-Jul-2013
	4B-22	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
5	5-1	31-Jul-2013
	5-2	31-Jul-2013
	5-3	31-Jul-2013
	5-4	31-Jul-2013
	5-5	31-Jul-2013
	5-6	31-Jul-2013
	5-7	31-Jul-2013
	5-8	31-Jul-2013
	5-9	31-Jul-2013
	5-10	31-Jul-2013
	5-11	31-Jul-2013
	5-12	31-Jul-2013
	5-13	31-Jul-2013
	5-14	31-Jul-2013
	5-15	31-Jul-2013
	5-16	31-Jul-2013
	5-17	31-Jul-2013
	5-18	31-Jul-2013
	5-19	31-Jul-2013
	5-20	31-Jul-2013
	5-21	31-Jul-2013
	5-22	31-Jul-2013
	5-23	31-Jul-2013
	5-24	31-Jul-2013
	5-25	31-Jul-2013
	5-26	31-Jul-2013
	5-27	31-Jul-2013
	5-28	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
6	6-1	31-Jul-2013
	6-2	31-Jul-2013
	6-3	31-Jul-2013
	6-4	31-Jul-2013
	6-5	31-Jul-2013
	6-6	31-Jul-2013
	6-7	31-Jul-2013
	6-8	31-Jul-2013
	6-9	31-Jul-2013
	6-10	31-Jul-2013
	6-11	31-Jul-2013
	6-12	31-Jul-2013
	6-13	31-Jul-2013
	6-14	31-Jul-2013
	6-15	31-Jul-2013
	6-16	31-Jul-2013
	6-17	31-Jul-2013
	6-18	31-Jul-2013
	6-19	31-Jul-2013
	6-20	31-Jul-2013
	6-21	31-Jul-2013
	6-22	31-Jul-2013
	6-23	31-Jul-2013
	6-24	31-Jul-2013
	6-25	31-Jul-2013
	6-26	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
7	7-1	31-Jul-2013
	7-2	31-Jul-2013
	7-3	31-Jul-2013
	7-4	31-Jul-2013
	7-5	31-Jul-2013
	7-6	31-Jul-2013
	7-7	31-Jul-2013
	7-8	31-Jul-2013
	7-9	31-Jul-2013
	7-10	31-Jul-2013
	7-11	31-Jul-2013
	7-12	31-Jul-2013
	7-13	31-Jul-2013
	7-14	31-Jul-2013
	7-15	31-Jul-2013
	7-16	31-Jul-2013
	7-17	31-Jul-2013
	7-18	31-Jul-2013
	7-19	31-Jul-2013
	7-20	31-Jul-2013
	7-21	31-Jul-2013
	7-22	31-Jul-2013
	7-23	31-Jul-2013
	7-24	31-Jul-2013
	7-25	31-Jul-2013
	7-26	31-Jul-2013
	7-27	31-Jul-2013
	7-28	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
7	7-29	31-Jul-2013
	7-30	31-Jul-2013
	7-31	31-Jul-2013
	7-32	31-Jul-2013
	7-33	31-Jul-2013
	7-34	31-Jul-2013
	7-35	31-Jul-2013
	7-36	31-Jul-2013
	7-37	31-Jul-2013
	7-38	31-Jul-2013
	7-39	31-Jul-2013
	7-40	31-Jul-2013
	7-41	31-Jul-2013
	7-42	31-Jul-2013
	7-43	31-Jul-2013
	7-44	31-Jul-2013
	7-45	31-Jul-2013
	7-46	31-Jul-2013
	7-47	31-Jul-2013
	7-48	31-Jul-2013
	7-49	31-Jul-2013
	7-50	31-Jul-2013
	7-51	31-Jul-2013
	7-52	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
8	8-1	31-Jul-2013
	8-2	31-Jul-2013
	8-3	31-Jul-2013
	8-4	31-Jul-2013
	8-5	31-Jul-2013
	8-6	31-Jul-2013
	8-7	31-Jul-2013
	8-8	31-Jul-2013
	8-9	31-Jul-2013
	8-10	31-Jul-2013
	8-11	31-Jul-2013
	8-12	31-Jul-2013

Kap.	Seite	Datum
9	9-1	31-Jul-2013
	9-2	31-Jul-2013
	9-3	31-Jul-2013
	9-4	31-Jul-2013
	9-5	31-Jul-2013
	9-6	31-Jul-2013

Bewußt freigelassen.

0.4 INHALTSVERZEICHNIS

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

MASSE 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

Bewußt freigelassen.

KAPITEL 1

ALLGEMEINES

	Seite
1.1 EINFÜHRUNG	1-2
1.2 ZULASSUNGSBASIS	1-4
1.3 HINWEISSTELLEN	1-5
1.4 ABMESSUNGEN	1-6
1.5 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN	1-8
1.6 PHYSIKALISCHE EINHEITEN	1-17
1.6.1 UMRECHNUNGSFAKTOREN	1-17
1.6.2 UMRECHNUNGSTABELLE LITER / US-GALLONEN	1-19
1.7 DREISEITENANSICHT	1-20
1.8 QUELLENVERZEICHNIS	1-21
1.8.1 MOTOR UND MOTORINSTRUMENTE	1-21
1.8.2 PROPELLER	1-22

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. Darüber hinaus 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.

ANMERKUNG

Wenn das Garmin G1000-System installiert ist, unterscheiden sich die Warn-, Vorwarn- und Zustandsleuchten von jenen, die im Flughandbuch angeführt sind. Siehe auch Ergänzung A32, Integriertes Avionik System, G1000, Garmin, IFR-Betrieb (OÄM 40-193 und OÄM 40-278) bzw. Ergänzung A31, Integriertes Avionik System, G1000, Garmin, VFR-Betrieb (OÄM 40-224 und OÄM 40-268).

Änderung	Bezug	vorhanden	
Erhöhung der Kraftstofftemperaturgrenze	MÄM 40-106	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Verwendung von Diesel Kraftstoff	MÄM 40-129		
Modifiziertes HFW-Blatt	MÄM 40-123	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
TAE 125 Rev. 5 Motor	MÄM 40-124	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Kühlmittel G30	MÄM 40-147	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Generator mit externem Regler	MÄM 40-151	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Kraftstoffkühler	MÄM 40-169	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
TAE 125-02-99 Motor	MÄM 40-256	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
TAE 125-02-99 ZMS	MÄM 40-701	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
AED/CED in Kombination mit TAE 125-02-99-Motor	OÄM 40-293	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
DA 40 D Endschalldämpfer	OÄM 40-096	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Long Range Tank	OÄM 40-130	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Winterverschluß Frischlufteinlaß	OÄM 40-183	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Bugfahrwerksverankerung	OÄM 40-200	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
ELT Artex ME 406	OÄM 40-247	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Statische Druckaufnahme für Autopilot	OÄM 40-267	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Garmin G1000, VFR	OÄM 40-224	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Garmin G1000, VFR ohne A/P	OÄM 40-268	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Garmin G1000, IFR	OÄM 40-193	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Optionale Hauptbatterie	OÄM 40-272	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Garmin G1000, IFR ohne A/P	OÄM 40-278	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Notaxt	OÄM 40-326	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein

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

WICHTIGER HINWEIS

Die DA 40 D 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, einschließlich Amdt. 1, und zusätzlichen Anforderungen, wie in CRI A-01 festgelegt.

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. 8,06 m
Höhe	:	ca. 1,97 m

Tragwerk

Flügelprofil	:	Wortmann FX 63-137/20 - W4
Flügelfläche	:	ca. 13,54 m ²
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 m ²
------------------------------	---	--------------------------

Flügelklappen

Fläche (total, links + rechts)	:	ca. 1,56 m ²
--------------------------------	---	-------------------------

Höhenleitwerk

Fläche	:	ca. 2,34 m ²
Ruderfläche	:	ca. 0,665 m ²
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 : (a) 6,00-6; 6 PR, 120 mph
(b) 6,00-6; 8 PR, 120 mph
(c) 15 x 6.0-6; 6 PR, 160 mph (OÄM 40-124; nur
zugelassen in Verbindung mit MÄM 40-123,
Hauptfahrwerksblatt mit 18 mm Stärke)

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.
- KIAS: IAS, angezeigt in Knoten.
- IAS: Angezeigte Geschwindigkeit (Indicated Airspeed), die ein Fahrtmesser anzeigt.
- 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_C : Auslegungsgeschwindigkeit im Reiseflug (Design Cruising Speed). Diese Geschwindigkeit darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit Vorsicht überschritten werden.
- 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_{NO} : 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 15° Celsius, der Luftdruck in MSL beträgt 1.013,25 hPa, der Temperaturgradient bis zu der Höhe, in der die Temperatur -56,5 °C erreicht, ist -0,0065 °C/m und darüber 0 °C/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.

Dichtehöhe:

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

Angezeigte Druckhöhe:

Höhenmesseranzeige bei einer Einstellung der Druckskala auf 1.013,25 hPa.

Druckhöhe:

Höhe über MSL, die ein barometrischer Höhenmesser bei Standardeinstellung (1.013,25 hPa) anzeigt. Druckhöhe ist angezeigte Druckhöhe, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler.

In diesem Handbuch werden Höhenmesser-Instrumentenfehler als Null betrachtet.

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)

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.

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

Leermasse:

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

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.

Hebelarm:

Die horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Teiles.

Moment: Das Produkt aus der Masse eines Teiles und dessen Hebelarm.

Ausfliegbarer Kraftstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Nicht ausfliegbarer Kraftstoff:

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

Zuladung:

Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse.

(e) Motor

AED: Auxiliary Engine Display (Motorzusatzinstrument)

CED: Compact Engine Display (Motorhauptinstrument)

CT: Coolant Temperature (Kühlmitteltemperatur)

ECU: Engine Control Unit (Motorsteuereinheit)

FADEC: Full Authority Digital Engine Control (Motorsteuerung)

GT: Gearbox Temperature (Getriebetemperatur)

LOAD: Load (Motorleistung in Prozent der maximalen Dauerleistung)

OP: Oil Pressure (Öldruck im Schmiersystem des Motors)

OT: Oil Temperature (Öltemperatur im Schmiersystem des Motors)

RPM: Revolutions per minute (Drehgeschwindigkeit des Propellers)

Kraftstofftemperatur zum Anlassen:

Über dieser Kraftstofftemperatur darf der Motor angelassen werden.

Kraftstofftemperatur für Start:

Über dieser Kraftstofftemperatur darf Startleistung gesetzt werden.

(f) Bezeichnung der Sicherungen am Instrumentenbrett*ESSENTIAL BUS:*

ESS. AV.	Essential Avionic Bus
FLAPS	Flaps (Klappen)
HORIZON	Artificial Horizon (künstlicher Horizont)
ANNUN	Annunciator Panel
INST.1	Engine Instrument (Motorinstrument)
PITOT	Pitot Heating System (Pitotrohrheizung)
LANDING	Landing Light (Landescheinwerfer)
FLOOD	Flood Light (Flutlicht)
ESS. TIE	Bus Interconnection (Busverbindung)
MASTER CONTROL	Master Control (Avionik-Hauptschalter, Busverbindung, Avionik-Relais)

MAIN BUS (Hauptbus):

PWR	Power
MAIN TIE	Bus Interconnection (Busverbindung)
FAN/OAT	Fan/Outside Air Temperature (Lüfter/Außentemperaturanzeige)
T&B	Turn And Bank Indicator (Wendezeiger)
DG	Directional Gyro (Kurskreisel, Kreiselkompaß)
INST. LT	Instrument Lights (Instrumentenbeleuchtung)
TAXI/MAP	Taxi Light/Map Light (Rollscheinwerfer/Kartenlampe)

POSITION	Position Lights (Positionslichter)
STROBE	Strobe Lights (Zusammenstoßwarnlichter = ACL)
START	Starter
XFER PUMP	Fuel Transfer Pump (Kraftstoff-Transferpumpe)
AV. BUS	Avionics Bus (Avionikbus)
2. HORIZON	2nd Artificial Horizon (2ter künstlicher Horizont)

MAIN AV. BUS (Hauptbus Avionik):

GPS/NAV2	Global Positioning System and NAV Receiver No. 2 (GPS- und Navigations-Anlage Nr. 2)
COM2	COM Radio No. 2 (Funkgerät Nr. 2)
AUTO PILOT	Auto Pilot System (Autopilot)
ADF	Automatic Direction Finder (Radiokompaß)
DME	Distance Measuring Equipment (DME-Empfangsanlage)
Wx500	Stormscope
AUDIO	Audio Panel

ESSENTIAL AV. BUS:

COM1	COM Radio No. 1 (Funkgerät Nr. 1)
GPS/NAV1	Global Positioning System and NAV Receiver No. 1 (GPS- und Navigations-Anlage Nr. 1)
XPDR	Transponder

ECU BUS:

ECU ALT	ECU Alternate power relay (ECU-Notstromrelais)
ECU A	ECU A
ECU B	ECU B

(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 (Flugverkehrskontrolle)

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] Millimeter [m] Meter [km] Kilometer	[in] inches (Zoll) [ft] feet (Fuß) [NM] Nautische Meile	[mm] / 25,4 = [in] [m] / 0,3048 = [ft] [km] / 1,852 = [NM]
Volumen	[l] Liter	[US gal] US-Gallone [qts] US-Quart	[l] / 3,7854 = [US gal] [l] / 0,9464 = [qts]
Geschwindigkeit	[km/h] Kilometer pro Stunde [m/s] Meter pro Sekunde	[kts] knots (Knoten) [mph] miles per hour (Meilen pro Stunde) [fpm] 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	[lbf] pounds (Pfund)	[N] * 0,2248 = [lbf]
Druck	[hPa] Hectopascal [mbar] Millibar [bar] bar	[inHg] inches mercury column (inch Quecksilbersäule) [psi] 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]

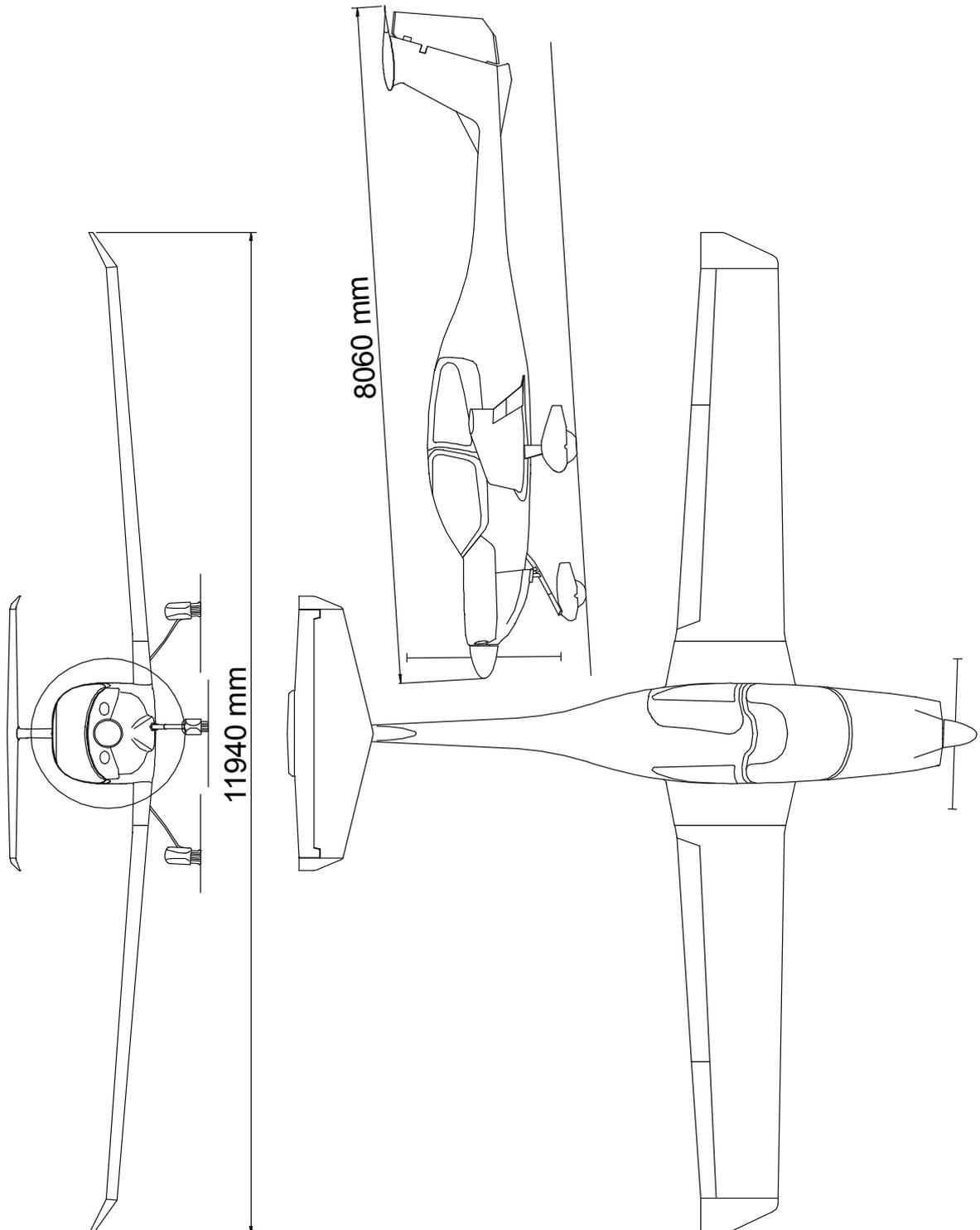
Größe	SI-Einheiten	US-Einheiten	Umrechnungen
elektrische Stromstärke	[A] Ampère		-
Ladungs- menge (Batterie- kapazität)	[Ah] Ampèrestunden		-
elektrische Spannung	[V] Volt		-
Zeit	[sec] Sekunden		-

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 UND MOTORINSTRUMENTE

Adresse: Thielert Aircraft Engines GmbH
Platanenstrasse 14
D-09350 LICHTENSTEIN
DEUTSCHLAND

Tel.: +49-37204-696-90
Fax: +49-37204-696-50
Internet: www.thielert.com

Unterlagen: TAE 125-01 Betriebs- und Wartungshandbuch
oder
TAE 125-02-99 Betriebs- und Wartungshandbuch
(wenn MÄM 40-256 durchgeführt wurde)

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

KAPITEL 2

BETRIEBSGRENZEN

	Seite
2.1 EINFÜHRUNG	2-3
2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT	2-4
2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN	2-5
2.4 TRIEBWERKSGRENZWERTE	2-6
2.5 MARKIERUNGEN DER MOTORINSTRUMENTE	2-9
2.6 WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN	2-11
2.7 MASSE (GEWICHT)	2-14
2.8 SCHWERPUNKT	2-15
2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER	2-16
2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE	2-18
2.11 BETRIEBSHÖHE	2-20
2.12 FLUGBESATZUNG	2-20
2.13 BETRIEBSARTEN	2-21
2.14 KRAFTSTOFF	2-25
2.15 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN	2-27
2.16 WEITERE BETRIEBSGRENZEN	2-33
2.16.1 TEMPERATUR	2-33
2.16.2 KRAFTSTOFFTEMPERATUR	2-33
2.16.3 TÜRSCHLOSS	2-34
2.16.4 ELEKTRONISCHE GERÄTE	2-34
2.16.5 RAUCHEN	2-34
2.16.6 EMERGENCY-SCHALTER	2-34
2.16.7 ECU BACKUP-BATTERIE	2-35
2.16.8 VERWENDUNG DER SONNENBLENDEN	2-35

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	Manöver- geschwindigkeit	108 KIAS über: 980 kg bis: 1150 kg 94 KIAS über: 780 kg bis: 980 kg	Über dieser Geschwindigkeit sind keine vollen oder abrupten Ruderausschläge zulässig.
V_{FE}	Höchste zulässige Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen	LDG: 91 KIAS T/O: 108 KIAS	Diese Geschwindigkeit darf mit gegebener Klappenstellung nicht überschritten werden.
V_{NO} = 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 Umständen 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 : Thielert Aircraft Engines
- b) Motorbezeichnung : TAE 125-01
oder
TAE 125-02-99 (wenn MÄM 40-256 durchgeführt wurde)
- c) Drehzahlgrenzen (angezeigt als Propellerdrehzahl)

	TAE 125-01	TAE 125-02-99 (MÄM 40-256 durchgeführt)
Maximum	2500 RPM	2300 RPM
Maximum overspeed	---	2500 RPM (max. 20 sec)

- d) Motorleistung
- Max. Startleistung : 99 kW (135 PS) bei 2300 RPM
- Max. Dauerleistung : 99 kW (135 PS) bei 2300 RPM
- e) Öldruck (angezeigte Werte sind auf die jeweilige Druckhöhe korrigiert)
- Minimum : 1,2 bar
- Maximum : 6,5 bar
- f) Ölmenge
- Minimum : 4,5 Liter
- Maximum : 6,0 Liter
- Maximaler Ölverbrauch : 0,1 Liter/h

g) Öltemperatur

	TAE 125-01	TAE 125-02-99 (MÄM 40-256 durchgeführt)
Minimum	-32 °C	-32 °C
Maximum	+140 °C	+140 °C

h) Getriebetemperatur

Maximum : 120 °C

i) Kühlmitteltemperatur

	TAE 125-01	TAE 125-02-99 (MÄM 40-256 durchgeführt)
Minimum	-32 °C	-32 °C
Maximum	+105 °C	+105 °C

j) Propellerhersteller : mt-Propeller

k) Propellerbezeichnung : MTV-6-A/187-129

l) Propellerdurchmesser : 187 cm

m) Propellerblattwinkel (0.75 R) : 12° bis 28°

n) Ölspezifikation : SHELL HELIX ULTRA 5W-30

SHELL HELIX ULTRA 5W-40

AERO SHELL OIL Diesel 10W-40

AERO SHELL OIL DIESEL ULTRA 5W-30

Seite 2 - 6	Revision 6 31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
-------------	---------------------------	------------------

- o) Kühlmittel: : DAI-G30-MIX (TAE 125-01 Motor) oder
 DAI-G48-MIX (TAE 125-02-99 Motor)
 Wasser gemäß TAE-125-OM-02-01 / Kühler-
 schutz (BASF Glysantin Protect Plus / G30
 (TAE 125-01 Motor) oder G48 (TAE 125-02-99
 Motor)) 1/1. Der Gefrierpunkt des Kühlmittels liegt
 bei -36 °C.

WICHTIGER HINWEIS

Die Verwendung von Wasser, das die Spezifikationen gemäß dem anzuwendenden TAE-Operation Manuals nicht erfüllt, kann zu Motorschäden führen.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Kühlmittelstand oder der Getriebeölstand zu niedrig ist, muß die Ursache festgestellt und das Problem von dazu berechtigtem Personal behoben werden.

- | p) Getriebeöl (Propellergetriebe) : SHELL EP 75W90 API GL-4
 | SHELL SPIRAX GSX 75W-80 GL-4
 | SHELL SPIRAX S4 G 75W-90
 | SHELL SPIRAX S6 GXME 75W-80

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Kühlmittelstand oder der Getriebeölstand zu niedrig ist, muß die Ursache festgestellt und das Problem von dazu berechtigtem Personal behoben werden.

- q) Maximale Wiederanlaßhöhe : 6500 ft (TAE 125-01 Motor)
 6000 ft (TAE 125-01 R5 Motor)
 8000 ft (TAE 125-02-99 Motor)

2.5 MARKIERUNGEN DER MOTORINSTRUMENTE

Die folgende Tabellen geben die Markierungen der Motorinstrumente und die Bedeutung der verwendeten Farben an.

Wenn der TAE 125-01 Motor eingebaut ist:

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
Drehzahl	--	--	bis 2400 RPM	2400 bis 2500 RPM	über 2500 RPM
Öldruck	unter 1,2 bar	1,2 bis 2,3 bar	2,3 bis 5,2 bar	5,2 bis 6,5 bar	über 6,5 bar
Öltemp.	unter -32 °C	-32 bis 50 °C	50 bis 125 °C	125 bis 140 °C	über 140 °C
Kühlmitteltemp.	unter -32 °C	-32 bis 60 °C	60 bis 96 °C	96 bis 105 °C	über 105 °C
Getriebe- temp.	--	--	bis 115 °C	115 bis 120 °C	über 120 °C
Leistung	--	--	0 - 100 %	--	--
Kraftstofftemp.	unter -30 °C	-30 bis 4 °C	5 bis 69 °C	70 bis 75 °C	über 75°C
Strom- stärke	--	--	bis 85 A	85 bis 90 A	über 90 A
Spannung	unter 11 V	11 bis 12,6 V	12,6 bis 15,0 V	15,0 bis 15,5 V	über 15,5 V
Kraftstoff- menge	unter 0,45 US gal	--	0,45 bis 14 US gal	--	--

Wenn der TAE 125-02-99 Motor und das Motoranzeigergerät AED/CED eingebaut sind (MÄM-40-256 & OÄM-40-293 durchgeführt):

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
Drehzahl	--	--	bis 2300 RPM	--	über 2300 RPM
Öldruck	unter 1,2 bar	1,2 bis 2,3 bar	2,3 bis 5,2 bar	5,2 bis 6,5 bar	über 6,5 bar
Öltemp.	unter -32 °C	-32 bis 50 °C	50 bis 125 °C	125 bis 140 °C	über 140 °C
Kühlmitteltemp.	unter -32 °C	-32 bis 60 °C	60 bis 96 °C	96 bis 105 °C	über 105 °C
Getriebe- temp.	--	--	bis 115 °C	115 bis 120 °C	über 120 °C
Leistung	--	--	0 - 100 %	--	--
Kraftstoff- temp.	unter -30 °C	-30 bis 4 °C	5 bis 69 °C	70 bis 75 °C	über 75°C
Strom- stärke	--	--	bis 85 A	85 bis 90 A	über 90 A
Spannung	unter 11 V	11 bis 12,6 V	12,6 bis 15,0 V	15,0 bis 15,5 V	über 15,5 V
Kraftstoff- menge	unter 0,45 US gal	--	0,45 bis 14 US gal	--	--

Von -30°C bis -6°C blinkt der untere gelbe Balken der Kraftstofftemperaturanzeige, von -5°C bis +4°C leuchtet der untere gelbe Balken der Kraftstofftemperaturanzeige durchgehend, wenn ein konventionelles Instrumentenbrett installiert ist.

2.6 WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN

Die folgenden Tabellen geben Farben und Bedeutung der Warn-, Vorwarn- und Zustandsleuchten des Annunciator Panels an.

ANMERKUNG

Die ECU BACKUP UNSAFE Warnleuchte befindet sich über dem Fahrtmesser am Instrumentenbrett.

ANMERKUNG

Abschnitt 7.10 beinhaltet eine detaillierte Beschreibung der Leuchten des Annunciator Panels.

Farbe und Bedeutung der Warnleuchten (rot)

Warnleuchte (rot)	Bedeutung	Anlaß
WARNING	Warnung	--
START	Starter	Betätigen des Starters oder Startermotor nach Anlassen nicht vom Motor getrennt ("hängengebliebener Starter")
DOOR	Türen	Kabinenhauben nicht vollständig geschlossen und verriegelt
TRIM FAIL	Trimmungsdefekt	Fehler im automatischen Trimmssystem des Autopiloten (falls installiert)
ECU BACKUP UNSAFE	ECU Backup-Batterie	Die ECU Backup-Batterie ist nur zu 70% oder weniger geladen.

Seite 2 - 10	Revision 6 31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	---------------------------	------------------

Farbe und Bedeutung der Vorwarnleuchten (gelb)

Vorwarn- leuchte (gelb)	Bedeutung	Anlaß
CAUTION	Vorwarnung	--
LOW VOLTS	Unterspannung	Elektrische Bordspannung unter 12,6 V ($\pm 0,2$ V)
ALTERNATOR	Generator	Generatordefekt
PITOT	Pitotrohr-Heizung	Pitotrohr-Heizung nicht eingeschaltet oder Fehler in Pitotrohr-Heizung
LOW FUEL	wenig Kraftstoffvorrat	Wenig Kraftstoff im MAIN-Tank
ENGINE	Motor	Motorgrenzwert überschritten
ECU A	ECU A	In der Motorsteuerungseinheit A (ECU A) ist eine Störung aufgetreten (bei geringfügigen Störungen ist ein einmaliges Rücksetzen möglich) oder Die Motorsteuerungseinheit A durchläuft im Rahmen der 'Vor dem Start'-Checkliste den Selbsttest.
ECU B	ECU B	In der Motorsteuerungseinheit B (ECU B) ist eine Störung aufgetreten (bei geringfügigen Störungen ist ein einmaliges Rücksetzen möglich) oder Die Motorsteuerungseinheit B durchläuft im Rahmen der 'Vor dem Start'-Checkliste den Selbsttest.

Farbe und Bedeutung der Zustandsleuchten (weiß)

Zustands- leuchte (weiß)	Bedeutung	Anlaß
FUEL TRANS	Transferpumpe	Transferpumpe ist aktiv / Kraftstofftransfer vom AUX-Tank zum MAIN-Tank
GLOW	Glühkerzen	Glühkerzen sind aktiv

2.7 MASSE (GEWICHT)

Maximale Abflugmasse Kat. Normal	:	1150 kg	
Maximale Abflugmasse Kat. Utility	:	980 kg	
Maximale Landemassee	:	1150 kg	falls Hauptfahrwerksblätter mit 18 mm Stärke eingebaut sind (wenn MÄM 40-123 durchgeführt wurde).
		1092 kg	andernfalls
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 Landemassee 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 Flugzeuglängsachse steht und sich in Flugrichtung vor dem Flugzeug befindet. Die Flugzeuglängsachse 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 lineare Interpolation

Hinterste Flugmassenschwerpunktlage:

Standard Tank: 2,59 m hinter BE

Long Range Tank: 2,55 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

ANMERKUNG

Die nachfolgenden Tabellen zeigen strukturelle Limits. Die Limits der Lastvielfachen für den TAE 125-01 Motor oder den TAE 125-02-99 Motor müssen ebenfalls beachtet werden. Siehe Betriebs- und Wartungshandbuch des Motors.

WICHTIGER HINWEIS

Negative Lastvielfache für längere Zeit sind zu vermeiden. Erhöhte negative Lastvielfache können zu Problemen mit Propellerverstellung und Motor führen.

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
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
Negativ	-1,76	-1	

WARNUNG

Ein Überschreiten der Höchstlastvielfachen führt zu einer Überlastung des Flugzeuges.

Dok. Nr. 6.01.05	Revision 6	31-Jul-2013	Seite 2 - 17
------------------	------------	-------------	--------------

2.11 BETRIEBSHÖHE

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

2.12 FLUGBESATZUNG

Mindestbesatzung : 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 :

- * Flüge nach Sichtflugregeln bei Tag (VFR)
- * Flüge nach Sichtflugregeln bei Nacht (NVFR)
- * 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 Mindestausrüstung angeführt, die gemäß JAR-23 und operationellen Forderungen notwendig ist. Zusätzliche Mindestausrüstung für die gewünschte Betriebsart kann auf nationaler Ebene gefordert sein und ist unter anderem abhängig von der Flugroute.

	für Sichtflüge bei Tag	für Sichtflüge bei Nacht zusätzlich	für IFR-Flüge zusätzlich
Flug- und Navigationsinstrumente	<ul style="list-style-type: none"> * Fahrtmesser * Höhenmesser * Magnetkompaß 	<ul style="list-style-type: none"> * Variometer (VSI) * künstl. Horizont (Attitude Gyro) * Wendezeiger * Kurskreisel (Directional Gyro) * Außenluftthermometer (OAT) * Uhr mit Stunden-, Minuten-, und Sekundenanzeige * UKW-Funkgerät (COM) * VOR-Empfangsanlage * Transponder (XPDR), Modus A und Modus C * 1 Kopfsprechhörer (Headset) (2 Headsets wenn PM 1000 eingebaut ist)	<ul style="list-style-type: none"> * zweites UKW-Funkgerät (COM) * VOR-LLZ-GP-Empfangsanlage * Markerempfangsanlage

	für Sichtflüge bei Tag	für Sichtflüge bei Nacht zusätzlich	für IFR-Flüge zusätzlich
Motor-instrumente	<ul style="list-style-type: none"> * Kraftstoffmenge * Öldruck * Öltemperatur * Kühlmitteltemperatur * Getriebe-temperatur * Leistung * Propellerdrehzahl * Kraftstofftemperatur im linken & rechten Tank * Motor-Vorwarnleuchte (am White Wire) 	<ul style="list-style-type: none"> * Ampèremeter * Voltmeter 	
Beleuchtung		<ul style="list-style-type: none"> * Positionslichter * Zusammenstoßwarnlichtanlage (ACL) * Landescheinwerfer * Instrumentenbeleuchtung * Innenraumbeleuchtung (Flood light) * Taschenlampe 	

	für Sichtflüge bei Tag	für Sichtflüge bei Nacht zusätzlich	für IFR-Flüge zusätzlich
weitere operationelle Mindestausrüstung	<ul style="list-style-type: none"> * Überziehwarnung * Kraftstoffkontrollmesser (siehe 7.9) * Sicherheitsgurte für jeden besetzten Sitz * Flughandbuch 	<ul style="list-style-type: none"> * Pitotrohr-Heizung * Alternate Static Valve 	<ul style="list-style-type: none"> * Notbatterie für künstlichen Horizont und Flutlicht * 'ECU BACKUP UNSAFE'-Warnleuchte

ANMERKUNG

Zugelassene Ausrüstung ist in Kapitel 6 angeführt.

2.14 KRAFTSTOFF

Kraftstoffarten:

- | JET Kraftstoffarten: JET A-1 (ASTM D 1655)
JET A (ASTM D 1655)
- | JP-8 (MIL-DTL-83133)
- | JET Fuel No. 3 (China, GB 6537-2006)
- | TS-1 (GOST 10227-86) (nur wenn MÄM 40-256 umgesetzt ist)
- | und Mischungen aus den oben angeführten Kraftstoffarten und
- | Diesel und TS-1.

- | Diesel: Diesel Fuel (EN590) und
Mischungen aus den oben angeführten Kraftstoffarten:
untenstehende WICHTIGE HINWEISE beachten.

WICHTIGER HINWEIS

Zusätzliche Kraftstofftemperaturgrenzen sind zu beachten, wenn das Flugzeug mit Diesel oder einer Mischung aus Diesel mit JET- Kraftstoffarten betrieben wird.

WICHTIGER HINWEIS

Beschränkungen für den Betrieb in den folgenden Ländern: Indonesien, Malaysia: Die Verwendung von Diesel ist nicht zugelassen.

ANMERKUNG

Stellen Sie sicher, dass nur einwandfreier Kraftstoff aus zuverlässiger Quelle verwendet wird.

Standardtank:

Gesamtfüllmenge : 2 x 15,0 US gal (2 x 56,8 Liter)

Ausfliegbarer Kraftstoff : 2 x 14,0 US gal (2 x 53,0 Liter)

Long Range-Tank:

Gesamtfüllmenge : 2 x 20,5 US gal (2 x 77,6 l)

ausfliegbarer Kraftstoff : 2 x 19,5 US gal (2 x 73,8 l)

Größte angezeigte Menge : 15 US gal (56,8 l) pro Tank

Größte erlaubte Differenz
zwischen rechtem und
linkem Tank : 9 US gal (ca. 34 l)**WICHTIGER HINWEIS**

Wenn eine Tankanzeige 15 US gal anzeigt, so ist für die Berechnung der Differenz zwischen rechtem und linkem Tank mit 19,5 US gal zu rechnen.

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.

**GPS IST NICHT FÜR SBAS -
OPERATIONEN ZUGELASSEN**

Wenn das KAP 140 Autopilot System installiert ist (OÄM 40-153 durchgeführt):

Betriebsgrenzen des KAP 140 Autopilot Systems:

Wenn "Alternate Static" offen ist, AP nicht verwenden.

AP und Trimmcheck vor jedem Flug durchführen (siehe FHB).

AP während des Starts und der Landung ausschalten.

Maximale Fluggeschwindigkeit für den AP: 165 KIAS

Minimale Fluggeschwindigkeit für den AP: 70 KIAS

AP Mindestflughöhen:

Reise-, Steig-, Sinkflug und Kurvenflug: 800 Fuss/Gnd

Landeanflug: 200 Fuss/Gnd

Wenn der Course Deviation Indicator (CDI) Nr. 2 auf der Co-Piloten Seite installiert ist (OÄM 40-214 oder OÄM 40-153 durchgeführt):

**NAV No. 2 ist nicht für
Präzisionsanflüge zugelassen.**

Auf dem Instrumentenbrett, unter der Kraftstoffvorratsanzeige:
Long Range Tank:

ausfliegbar: max. 2 x 19,5 US gal

- * max. Tankanzeige: 2 x 15 US gal
- * Gebrauch des max. Tankinhalts: siehe FHB
- * Differenz linker/rechter Tank: max. 9 US gal

Auf dem Instrumentenbrett, in der Nähe der Kraftstofftemperaturanzeige:

Diesel oder unbekannter Dieselanteil:

Gelb blinkend: Anlassen des Motors nicht erlaubt

Gelb ständig an
(LH Tank): Start nicht erlaubt

Neben jedem der beiden Tankfüllstutzen:

WARNUNG
ZUGELASSENE KRAFTSTOFFE:
JET A-1
oder siehe Flughandbuch

An älteren Werknummern kann auf dem Hinweisschild zusätzlich „DIESEL EN590“ angeführt sein.

Neben dem Essential Bus-Schalter:

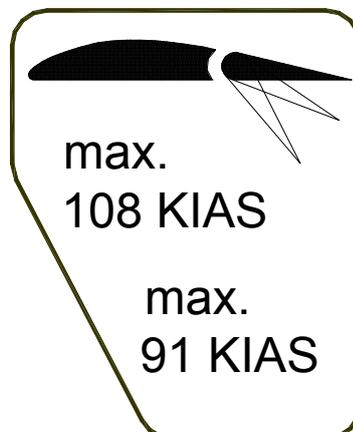
Ess. Bus NICHT für Normalverfahren (siehe FHB)

Am Deckel der Cowling für den Öleinfüllstutzen:

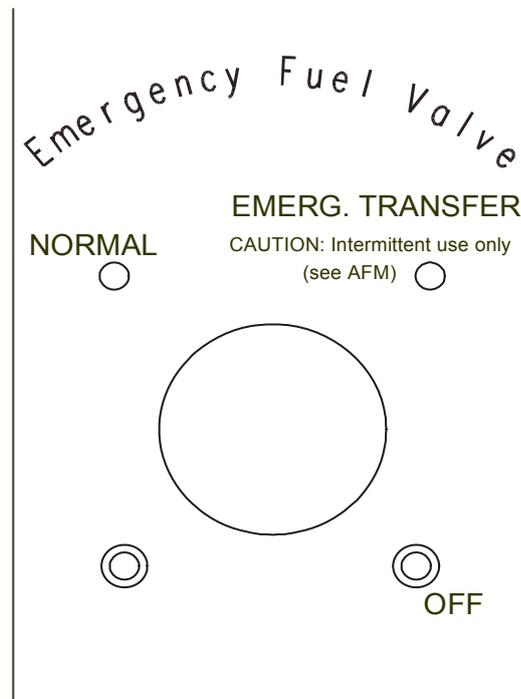
ÖL
Shell Helix Ultra
5W-30

oder siehe Flughandbuch

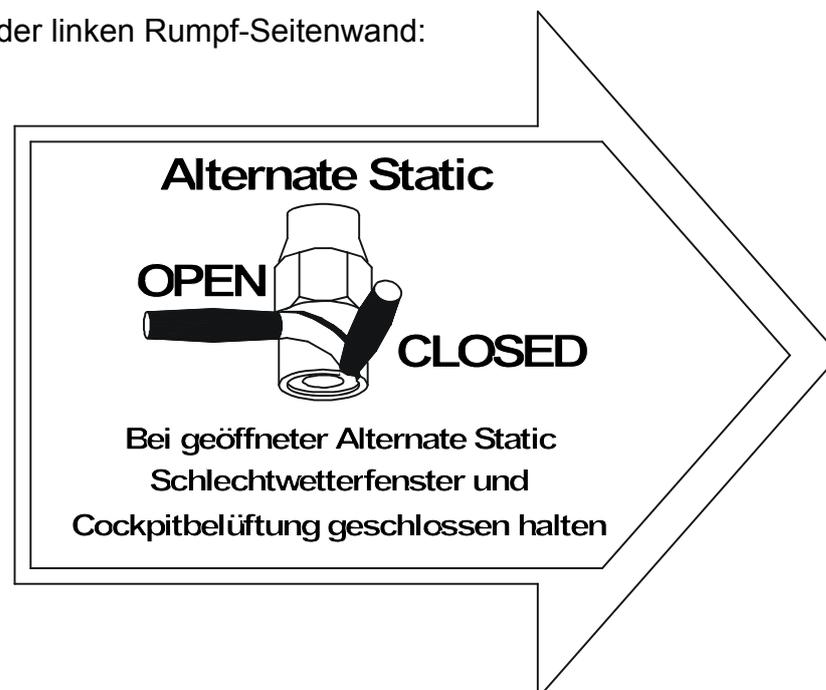
Neben dem Bedienhebel für die Klappen:



Am Tankwahlschalter:



Im Cockpit an der linken Rumpf-Seitenwand:



Beim Gepäckraum:



Neben dem Türschloß:

NOTAUSSTIEG:
Schloß während des
Fluges nicht absperren

2.16 WEITERE BETRIEBSGRENZEN

2.16.1 TEMPERATUR

- Das Flugzeug darf nur betrieben werden, wenn seine Temperatur vor dem Flug nicht weniger als -20 °C und nicht mehr als 54 °C beträgt.
- Wenn das Flugzeug ausgekühlt ist und seine Temperatur weniger als -20 °C beträgt, müssen vor dem Betrieb Motor und Cockpit durch eine externe Heizung vorgewärmt werden.

2.16.2 KRAFTSTOFFTEMPERATUR

■ JET Kraftstoffe und Mischungen daraus:

TAE 125-01 Motor: von -30 °C bis $+65\text{ °C}$

TAE 125-02-99 Motor

(MÄM 40-256 durchgeführt) : von -30 °C bis $+75\text{ °C}$

■ Diesel, Mischungen von Jet Kraftstoffen und Diesel oder bei unbekanntem Kraftstoffmischungen:

Kraftstofftemperatur zum Anlassen: min. -5 °C

Kraftstofftemperatur links für Start: min. $+5\text{ °C}$

Maximale Kraftstofftemperatur:

TAE 125-01 Motor: $+65\text{ °C}$

TAE 125-02-99 Motor

(MÄM 40-256 durchgeführt): $+75\text{ °C}$

2.16.3 TÜRSCHLOSS

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

2.16.4 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.

2.16.5 RAUCHEN

Das Rauchen im Flugzeug ist verboten.

2.16.6 EMERGENCY-SCHALTER

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

2.16.7 ECU BACKUP-BATTERIE

Die 'ECU BACKUP UNSAFE'-Leuchte (rot) zeigt eine unzureichende Ladung der Backup Batterie an. Die Durchführung eines Fluges nach Instrumentenflugregeln (IFR) ist nicht zulässig.

2.16.8 VERWENDUNG DER SONNENBLENDEN

Die Sonnenblenden (falls eingebaut, OÄM 40-327) dürfen nur im Reiseflug verwendet werden. In allen anderen Flugphasen müssen die Sonnenblenden in der obersten Stellung fixiert sein.

Bewußt freigelassen.

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 MOTORSTÖRUNGEN	3-5
3.2.1 MOTORSTÖRUNG AM BODEN	3-5
3.2.2 MOTORSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS	3-6
3.2.3 MOTORSTÖRUNG IM FLUG	3-8
3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER	3-11
3.2.5 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT STEHENDEM PROPELLER	3-13
3.2.6 DEFEKTES DREHZAHL-REGELSYSTEM	3-15
3.2.7 STÖRUNG DER KRAFTSTOFFTRANSFERPUMPE	3-19
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
3.5 NOTLANDUNGEN	3-26
3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR	3-26
3.5.2 LANDUNG MIT EINEM DEFEKTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK	3-27
3.5.3 LANDUNG MIT DEFEKTEN RADBREMSEN	3-28

3.6	BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS	3-29
3.7	ANDERE NOTFÄLLE	3-30
3.7.1	VEREISUNG	3-30
3.7.2	STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM	3-31
3.7.3	VERDACHT AUF KOHLENMONOXIDVERGIFTUNG IN DER KABINE	3-33
3.7.4	'DOOR'-WARNLEUCHE AN	3-34

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 MOTORSTÖRUNGEN

3.2.1 MOTORSTÖRUNG AM BODEN

1. Leistungshebel IDLE
2. Bremsen nach Bedarf

ANMERKUNG

Wenn nötig, muß der Motor abgestellt werden. Andernfalls muß der Grund für die Störung festgestellt werden, um die Motorleistung wiederherzustellen.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Öldruck im roten Bereich liegt, muß der Motor sofort abgestellt werden.

WARNUNG

Kann die Störung nicht behoben werden, darf das Flugzeug nicht geflogen werden.

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.2 MOTORSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS

(a) Startabbruch noch möglich (genügend Pistenlänge zur Verfügung)

geradeaus landen:

1. Leistungshebel IDLE

am Boden:

2. Bremsen nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

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

- Emergency fuel valve OFF
- ENGINE MASTER OFF
- ELECTRIC MASTER OFF

ENDE DER CHECKLISTE

(b) Startabbruch nicht mehr möglich

- | | |
|------------------------------|-------------------|
| 1. Fluggeschwindigkeit | 72 KIAS (1150 kg) |
| | 66 KIAS (1000 kg) |
| | 59 KIAS (850 kg) |

WARNUNG

Wenn eine Motorstörung während des Starts eintritt, wenn kein Startabbruch mehr möglich ist und noch keine sichere Höhe erreicht ist, soll eine Notlandung geradeaus durchgeführt werden. Es darf nicht versucht werden, zum Flugplatz umzukehren. Eine Umkehrkurve kann tödlich enden.

wenn es die Zeit erlaubt:

- | | |
|-------------------------|-----------|
| 2. Leistungshebel | check MAX |
| 3. ECU SWAP | ECU B |

WARNUNG

Läßt sich die Störung nicht sofort beheben, und gibt der Motor keine brauchbare Leistung mehr ab, so ist eine Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchzuführen.

ENDE DER CHECKLISTE

WARNUNG

Läßt sich die Störung nicht sofort beheben und gibt der Motor keine brauchbare Leistung mehr ab, so ist auf dem nächstgelegenen Flugplatz eine vorsorgliche Landung gemäß 4B.1 - VORSORGLICHE LANDUNG durchzuführen. Auf Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR gefaßt sein.

ENDE DER CHECKLISTE

(b) Leistungsverlust

ANMERKUNG

Solange eine Fluggeschwindigkeit von 60 KIAS nicht unterschritten wird und kein schwerwiegender mechanischer Defekt vorliegt, dreht sich der Propeller im Windmilling weiter.

1. Fluggeschwindigkeit 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
2. Leistungshebel MAX
3. Falls in Vereisungsbedingungen Alternate Air ON
4. Kraftstoffmenge MAIN-Tank check
5. Kraftstofftransferpumpe ON
6. Emergency fuel valve check NORMAL
7. ECU SWAP ECU B

FORTGESETZT

ECU zurücksetzen:

8. ENGINE MASTER OFF - ON

ANMERKUNG

Falls sich durch Umschalten auf die ECU B die Störung nicht beheben läßt, ist auf AUTOMATIC zurückzuschalten.

WARNUNG

Läßt sich die Störung nicht sofort beheben, auf Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR vorbereiten, danach versuchen, den Motor gemäß 3.2.4 - WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER wieder anzulassen.

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER

ANMERKUNG

Solange eine Fluggeschwindigkeit von 60 KIAS nicht unterschritten wird und kein schwerwiegender mechanischer Defekt vorliegt, dreht sich der Propeller im Windmilling weiter.

WICHTIGER HINWEIS

Die Höchstgeschwindigkeit für Windmilling ist 110 KIAS. Höhere Fluggeschwindigkeiten können eine Propeller-überdrehzahl bewirken.

ANMERKUNG

Das Wiederanlassen des Motors mit drehendem Propeller ist bei Fluggeschwindigkeiten zwischen 73 und 110 KIAS und Höhen unterhalb 6500 ft (TAE 125-01 Motor) oder 6000 ft (TAE 125-01 R5 Motor) oder 8000 ft (TAE 125-02-99 Motor) Druckhöhe möglich.

1. Geschwindigkeit für besten Gleitwinkel 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
2. Leistungshebel IDLE
3. Emergency fuel valve check NORMAL

FORTGESETZT

4. Alternate air OPEN
5. Kraftstofftransferpumpe ON
6. AVIONIC MASTER OFF
7. ELECTRIC MASTER ON
8. Fluggeschwindigkeit 73 bis 110 KIAS

ECU rücksetzen:

9. ENGINE MASTER OFF - ON

ANMERKUNG

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann:

- Gleitflugkonfiguration gemäß 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.

10. AVIONIC MASTER ON, falls erforderlich

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.5 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT STEHENDEM PROPELLER

WICHTIGER HINWEIS

Der Propeller eines TAE 125-02-99 Motors mit Zweimassenschwungrad (MÄM 40-701) installiert dreht sich nach einer Motorstörung im Windmilling weiter. Ein stehender Propeller deutet auf einen schwerwiegenden mechanischen Defekt hin und das Wiederanlassen soll nicht versucht werden.

ANMERKUNG

Das Wiederanlassen des Motors mit stehendem Propeller ist unterhalb von 6500 ft (TAE 125-01 Motor) oder 6000 ft (TAE 125-01 R5 Motor) oder 8000 ft (TAE 125-02-99 Motor) Druckhöhe möglich.

1. Geschwindigkeit für besten Gleitwinkel 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
2. ENGINE MASTER OFF
3. Leistungshebel IDLE
4. Emergency fuel valve check NORMAL
5. Alternate air OPEN
6. Kraftstofftransferpumpe ON
7. AVIONIC MASTER OFF
8. ELECTRIC MASTER ON
9. ENGINE MASTER ON

ANMERKUNG

Nur wenn der ENGINE MASTER aus- (OFF) und wieder eingeschaltet (ON) wird, kann das Vorglühen ausgelöst

FORTGESETZT

werden. Das Vorglühen muß kurz vor dem Wiederanlaßversuch ausgelöst werden.

10. ELECTRIC MASTER START (loslassen, wenn der Motor läuft)

ANMERKUNG

Durch Erhöhen der Fluggeschwindigkeit auf über 105 KIAS (TAE 125-01 Motor) oder 110 KIAS (TAE 125-02-99 Motor, MÄM 40-701 NOT installed) wird sich der Propeller im Windmilling zu drehen beginnen, und der Motor kann so gestartet werden. Dazu sollte der ELECTRIC MASTER auf ON gesetzt werden (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 gemäß 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.

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.6 DEFEKTES DREHZAHL-REGELSYSTEM

WICHTIGER HINWEIS

Bei Ausfall des Reglers ist die Drehzahl über den Leistungshebel zu regeln. Ein Überschreiten von 2500 RPM muß auf jeden Fall vermieden werden.

WICHTIGER HINWEIS

Der Leistungshebel sollte langsam bewegt werden, um Überdrehzahlen und rasche Drehzahländerungen zu vermeiden. Die leichten Holzpropellerblätter bewirken raschere Drehzahländerungen als Metallpropellerblätter.

WARNUNG

Durch eine Fehlfunktion der ECU können die Propellerblätter in der höchstmöglichen Steigung verbleiben. In diesem Fall ist die verringerte Motorleistung zu berücksichtigen.

(a) Schwankende Drehzahl

1. Leistungseinstellung ändern

wenn sich die Störung nicht beheben läßt:

2. ECU SWAP ECU B

ANMERKUNG

Falls sich die Störung nicht beheben läßt, auf AUTOMATIC zurückschalten und auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.

ENDE DER CHECKLISTE

(b) Propeller-Überdrehzahl**WICHTIGER HINWEIS**

Die verfügbare Steigleistung ist verringert.

ANMERKUNG

Andauernde Propellerüberdrehzahl deutet darauf hin, dass der defekte Regler die Propellerblätter am Anschlag für die kleinste Steigung hält.

ANMERKUNG

Der Propeller arbeitet nun wie ein Festpropeller. Die Drehzahl wird durch die Leistungseinstellung des Motors geregelt. Der Flug zum nächstgelegenen Flugplatz kann mit verringerter Leistungseinstellung und Geschwindigkeit fortgeführt werden. Steigen und Durchstarten sind weiterhin möglich.

- | | | |
|----|---------------------------|--|
| 1. | Leistungshebel | reduzieren, um 2300 RPM nicht zu überschreiten |
| 2. | Klappen | check UP |
| 3. | Fluggeschwindigkeit | 73 KIAS |
| 4. | Leistungshebel | nach Bedarf, 2300 RPM nicht überschreiten |
| 5. | ECU SWAP | ECU B |

ANMERKUNG

Die Steig / Sinkrate weiterhin mit dem Leistungshebel regeln und 2300 RPM nicht überschreiten.

FORTGESETZT

■ wenn sich die Störung nicht beheben läßt:

■ 6. ECU SWAP AUTOMATIC

■ 7. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

■ Falls eine bessere Steigleistung erforderlich ist:

■ 8. Klappen auf T/O setzen

■ 9. Fluggeschwindigkeit 66 KIAS

■ 10. Leistungshebel nach Bedarf, 2300 RPM nicht
überschreiten

ANMERKUNG

Wenn eine Situation mehr Motorleistung erfordert, darf die Propellerdrehzahl für maximal 10 Minuten auf 2500 RPM gesetzt werden. Wenn keine erhöhte Motorleistung mehr erforderlich ist, muß die Propellerdrehzahl mit dem Leistungshebel auf maximal 2300 RPM gesetzt werden.

Vor dem nächsten Flug muss eine spezielle Motor- und Propellerwartung durchgeführt werden.

ENDE DER CHECKLISTE

(c) Propeller-Unterdrehzahl**ANMERKUNG**

Die Propellerdrehzahl ist ständig geringer, als der derzeitigen Leistungseinstellung entsprechen würde. Das deutet darauf hin, dass der Regler die Propellerblätter am Anschlag für die größte Steigung hält.

1. Leistungshebel nach Bedarf
2. ECU SWAP ECU B

ANMERKUNG

Falls sich durch Umschalten auf die ECU B die Störung nicht beheben lässt, ist auf AUTOMATIC zurückzuschalten.

WARNUNG

Aufgrund dieses Problems wird die Propellerdrehzahl auf 1400 RPM oder weniger sinken. Leistung zum Steigen oder Durchstarten steht nicht zur Verfügung. Ein horizontaler Flug sollte, außer bei rauhem Wetter, möglich sein.

3. Sobald wie möglich landen.

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.7 STÖRUNG DER KRAFTSTOFFTRANSFERPUMPE

1. Emergency fuel valve EMERG. TRANSFER

WICHTIGER HINWEIS

In der Stellung EMERG. TRANSFER wird Kraftstoff durch das Emergency fuel valve mit Hilfe der vom Motor angetriebenen Kraftstoffpumpe vom AUX-Tank zum MAIN-Tank mit einem Volumenstrom von ungefähr 18 bis 21 US gal/h (70 bis 80 l/h) transportiert.

WARNUNG

Das Emergency fuel valve muß in die Stellung NORMAL zurückgestellt werden, bevor die Kraftstoffanzeige des AUX-Tanks Null anzeigt! Andernfalls wird der Motor im Flug stehenbleiben, sobald der AUX-Tank leer ist.

WARNUNG

Saugt die Kraftstoffpumpe Luft an (z.B. wenn das Emergency fuel valve nicht zurückgestellt wird und der AUX-Tank leer ist), ist vor dem nächsten Flug eine Kontrolle der Pumpe notwendig.

2. AUX-Tank Kraftstoffmenge beobachten
3. MAIN-Tank Kraftstoffmenge beobachten

ANMERKUNG

Die Kraftstoffmenge im AUX-Tank darf nicht weniger als 1 US gal sein, jene im MAIN-Tank darf nicht mehr als 15 US gal sein.

4. Emergency fuel valve NORMAL

ENDE DER CHECKLISTE

Dok. Nr. 6.01.05	Revision 6	31-Jul-2013	Seite 3 - 19
------------------	------------	-------------	--------------

3.3 RAUCH UND BRAND

3.3.1 RAUCH UND BRAND AM BODEN

(a) Motorbrand beim Anlassen am Boden

1. Emergency fuel valve OFF
2. Kraftstofftransferpumpe OFF
3. ENGINE MASTER OFF
4. ELECTRIC MASTER OFF

nach Stillstand:

5. Kabinenhaube öffnen
6. Flugzeug sofort verlassen

ENDE DER CHECKLISTE

(b) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden

1. ELECTRIC MASTER OFF

falls Motor läuft:

2. Leistungshebel IDLE
3. ENGINE MASTER OFF

sobald Motor steht:

4. Kabinenhaube öffnen
5. Flugzeug sofort verlassen

ENDE DER CHECKLISTE

3.3.2 RAUCH UND BRAND WÄHREND DES STARTS

(a) Wenn Startabbruch noch möglich ist

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

ENDE DER CHECKLISTE

(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 Motorstörung während des Starts eintritt, wenn kein Startabbruch mehr möglich ist und noch keine sichere Höhe erreicht ist, soll eine Notlandung geradeaus durchgeführt werden. Es darf nicht versucht werden, zum Flugplatz umzukehren. Eine Umkehrkurve kann tödlich enden.

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

FORTGESETZT

Dok. Nr. 6.01.05	Revision 6	31-Jul-2013	Seite 3 - 21
------------------	------------	-------------	--------------

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

4. Emergency fuel valve OFF
5. Kraftstofftransferpumpe OFF
6. Kabinenheizung OFF
7. ENGINE MASTER OFF
8. ELECTRIC MASTER OFF
9. Notfenster bei Bedarf öffnen
10. 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.

sobald das Flugzeug steht:

11. Kabinenhaube öffnen
12. Flugzeug sofort verlassen

ENDE DER CHECKLISTE

3.3.3 RAUCH UND BRAND IM FLUG

WARNUNG

Im Falle von Rauch oder Brand ist die Landung des Flugzeuges ohne Verzögerung vorzubereiten, während die Brand- und/oder Rauchbekämpfung durchgeführt wird. Wenn das vollständige Verlöschen des Brandes nicht optisch bestätigt werden kann, egal ob der Rauch abgezogen ist oder nicht, ist eine sofortige Landung auszuführen.

(a) Motorbrand im Flug

1. Kabinenheizung OFF
2. Geeignetes Notlandefeld wählen.

wenn Erreichen des Landefeldes sicher erscheint:

3. Emergency fuel valve OFF
4. Leistungshebel MAX
5. Notfenster bei Bedarf öffnen
6. 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.

sobald das Flugzeug steht:

7. Kabinenhaube öffnen
8. Flugzeug sofort verlassen

ENDE DER CHECKLISTE

Dok. Nr. 6.01.05	Revision 6	31-Jul-2013	Seite 3 - 23
------------------	------------	-------------	--------------

(b) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug

1. EMERGENCY-Schalter ON, falls vorhanden
2. AVIONIC MASTER OFF
3. ELECTRIC MASTER OFF
4. Kabinenheizung OFF
5. Notfenster bei Bedarf öffnen
6. Sofort Landung auf geeignetem Flugplatz durchführen.

WARNUNG

Das Ausschalten des ELECTRIC MASTER 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 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.

sobald das Flugzeug steht:

7. Kabinenhaube öffnen
8. Flugzeug sofort verlassen

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 3 - 24	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

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. Funk ATC informieren
6. Emergency fuel valve OFF
7. ENGINE MASTER check OFF

wenn gewähltes Landefeld sicher erreicht werden kann:

8. Klappen LDG
9. Sicherheitsgurte straffen

WICHTIGER HINWEIS

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

- ELECTRIC MASTER OFF

10. Aufsetzen mit geringstmöglicher Fluggeschwindigkeit

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 3 - 26	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

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.

ENDE DER CHECKLISTE

3.5.3 LANDUNG MIT DEFECTEN RADBREMSEN

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

WICHTIGER HINWEIS

Wenn genügend Zeit bleibt, kann das Brandrisiko für den Fall einer Kollision nach dem sicheren Aufsetzen wie folgt reduziert werden:

- Emergency fuel valve OFF
- ENGINE MASTER OFF
- ELECTRIC MASTER OFF

ENDE DER CHECKLISTE

3.6 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS

WICHTIGER HINWEIS

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

1. Leistungshebel IDLE
2. Seitenruder Vollausschlag gegen Trudelrichtung
3. Höhenruder 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 $v_{NE} = 178$ KIAS nicht überschreiten.

ENDE DER CHECKLISTE

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. Luftverteilerhebel DEFROST
5. Leistungshebel Leistung 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.

8. ATC informieren, falls sich ein Notfall ankündigt

WICHTIGER HINWEIS

Falls die Pitotrohr-Heizung ausfällt:

- Alternate static valve OPEN
- Notfenster schließen

ENDE DER CHECKLISTE

3.7.2 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

(a) Totaler Ausfall des elektrischen Systems

1. Sicherungen check ob alle OK (eingedrückt)
2. ESSENTIAL BUS ON

falls immer noch keine elektrische Leistung zur Verfügung steht:

3. EMERGENCY-Schalter ON, falls vorhanden
4. Wenn nötig Flutlicht (Flood Light) ON
5. Leistung setzen nach Leistungshebelstellung
und Motorgeräusch
6. Landung mit Klappen in der bestehenden Position vorbereiten. Siehe
4B.6 - STÖRUNGEN IM KLAPPENANTRIEB.
7. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

ENDE DER CHECKLISTE

(b) Anlasser

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

1. Leistungshebel IDLE
2. ENGINE MASTER OFF
3. ELECTRIC MASTER OFF

Jegliches Flugvorhaben abbrechen!

ENDE DER CHECKLISTE

(c) Spannung

Wenn eine Spannung im roten Bereich (über 15,5 V oder unter 11 V) angezeigt wird:

1. ESSENTIAL BUS ON
2. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

ENDE DER CHECKLISTE

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. Kabinenheizung OFF
2. Belüftung öffnen
3. Notfenster öffnen
4. Fluggeschwindigkeit unter 120 KIAS reduzieren
5. vordere Kabinenhaube entriegeln, aufdrücken und in der Stellung 'Kühlspalt' sichern.

ANMERKUNG

Die höchste nachgewiesene Geschwindigkeit zum Öffnen der vorderen Kabinenhaube im Flug ist 120 KIAS.

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.

ENDE DER CHECKLISTE

Dok. Nr. 6.01.05	Revision 6	31-Jul-2013	Seite 3 - 33
------------------	------------	-------------	--------------

3.7.4 'DOOR'-WARNLEUCHE AN

1. Geschwindigkeit sofort reduzieren
2. Haube Sichtprüfung ob zu
3. Hintere Kabinentür Sichtprüfung ob zu

WARNUNG

Die hintere Kabinentür während des Fluges niemals entriegeln. Sie könnte abgerissen werden.

4. Läßt sich die Haube bzw. hintere Kabinentür nicht wieder verriegeln, auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

Haube nicht verriegelt:

4. Geschwindigkeit unter 140 KIAS
5. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

Hintere Kabinentür nicht verriegelt:

4. Geschwindigkeit unter 140 KIAS
5. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

WARNUNG

Nicht versuchen, die hintere Kabinentüre während des Fluges zu verriegeln. Der Sicherheitshaken könnte aushaken und sich die Kabinentüre öffnen. Dabei wird die Kabinentüre oft abgerissen.

NOTE

Wenn die hintere Kabinentüre verloren wurde, kann das Flugzeug sicher bis zum nächsten geeigneten Flugplatz geflogen werden.

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 3 - 34	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

KAPITEL 4A

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

	Seite
4A.1 EINFÜHRUNG	4A-2
4A.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBS-VERFAHREN	4A-2
4A.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE	4A-3
4A.3.1 VORFLUGKONTROLLE	4A-3
4A.3.2 VOR DEM ANLASSEN DES MOTORS	4A-11
4A.3.3 ANLASSEN DES MOTORS	4A-13
4A.3.4 VOR DEM ROLLEN	4A-15
4A.3.5 ROLLEN	4A-16
4A.3.6 VOR DEM START	4A-17
4A.3.7 START	4A-21
4A.3.8 STEIGFLUG	4A-22
4A.3.9 REISEFLUG	4A-24
4A.3.10 KRAFTSTOFFTRANSFER	4A-25
4A.3.11 SINKFLUG	4A-26
4A.3.12 LANDEANFLUG	4A-27
4A.3.13 DURCHSTARTEN	4A-28
4A.3.14 NACH DER LANDUNG	4A-28
4A.3.15 ABSTELLEN DES MOTORS	4A-29
4A.3.16 NACHFLUGKONTROLLE	4A-29
4A.3.17 FLUG IM REGEN	4A-30
4A.3.18 BETANKEN	4A-30
4A.3.19 FLUG IN GROSSEN HÖHEN	4A-30

4A.1 EINFÜHRUNG

Kapitel 4A beinhaltet Checklisten und beschreibt Verfahren für den normalen Betrieb des Flugzeuges.

4A.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBS- VERFAHREN

Flugmasse	850 kg	1000 kg	1150 kg
Abhebegeschwindigkeit (Startstrecke, v_R) (Klappen T/O)	49 KIAS	55 KIAS	59 KIAS
Fluggeschwindigkeit für Startsteigflug (bestes Steigen v_V) (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) ELECTRIC MASTER OFF, Schlüssel abgezogen
- d) ENGINE MASTER check OFF
- e) ECU SWAP check AUTOMATIC
- f) Emergency fuel valve in NORMAL eingerastet
- g) Kabinenhauben, beide sauber, unbeschädigt, Verschlussmechanismus auf Funktion prüfen
- h) alle elektrischen Verbraucher OFF
- i) Sicherungen gedrückt (falls eine Sicherung gezogen war: Ursache feststellen)
- j) Leistungshebel Zustand, Freigängigkeit und Erreichen der Anschläge kontrollieren
- k) Leistungshebel IDLE
- l) ELECTRIC MASTER ON
- m) Kraftstoffmenge mit Kraftstoffkontrollmesser prüfen

ANMERKUNG

Wenn der 'Long Range Tank' eingebaut ist und 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.

FORTGESETZT

- n) Positionslichter, Zusammenstoßwarnlichter . . . check
- o) ELECTRIC MASTER OFF
- p) Fremdkörperkontrolle durchgeführt
- q) Steuerung und Trimmung freigängig und korrekt
- r) Gepäck auf Sitzen verstaut und gesichert
- s) Notaxt (OÄM 40-326) verstaut und gesichert

ENDE DER CHECKLISTE

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.

FORTGESETZT

Seite 4A - 4	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

1. Linkes Hauptfahrwerk:

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

2. Linker Flügel:

- a) Gesamte Flügelfläche Sichtprüfung
- b) Fußauftritt Sichtprüfung
- c) Lufteinlaß auf Flügelunterseite Sichtprüfung
- d) Öffnungen auf Flügelunterseite auf Fremdkörper und Kraftstoffspuren kontrollieren (bei vollem Tank ist Überlaufen durch die Tankbelüftung möglich)
- e) Tankdrain ablassen, auf Wasser und Sediment kontrollieren (ablassen, bis kein Wasser mehr austritt)
- f) Überziehwarnung prüfen (an Bohrung saugen)
- g) Tankeinfüllstutzen Sichtprüfung, Kraftstoffkontrollmesser zur Bestimmung der Kraftstoffmenge verwenden
- h) Tankbelüftung auf Tragflächenunterseite Sichtprüfung
- i) Dreieckskanten am Flügel (2x) Sichtprüfung
- j) Pitot-Statiksonde sauber, Bohrungen offen

FORTGESETZT

Dok. Nr. 6.01.05	Revision 6	31-Jul-2013	Seite 4A - 5
------------------	------------	-------------	--------------

- j) Land-, Rollscheinwerfer Sichtprüfung
- k) Randbogen Sichtprüfung
- l) Positionslichter, Zusammenstoßwarnlicht Sichtprüfung
- m) Verzerrung 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
- s) Elektrostatische Ableiter Sichtprüfung

3. Rumpf, links:

- a) Kabinenhaube, linke Seite Sichtprüfung
- b) Hintere Kabinentür & Scheibe Sichtprüfung
- c) Rumpfschale Sichtprüfung
- d) Antennen Sichtprüfung
- e) Statische Druckaufnahme für Autopilot
(falls installiert) auf Verstopfung überprüfen

4. Leitwerk:

- a) Flossen und Ruder Sichtprüfung
- b) Lagerungen Sichtprüfung
- c) Trimmruder Sichtprüfung,
Sicherungen kontrollieren
- d) Trimmkante Seitenruder Sichtprüfung
- e) Verzerrung an der Finne kontrollieren, gelöst
- f) Schleifsporn und Finne Sichtprüfung
- g) Elektrostatische Ableiter Sichtprüfung

FORTGESETZT

Seite 4A - 6	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

5. Rumpf, rechts:

- a) Rumpfschale Sichtprüfung
- b) Scheibe, hinten Sichtprüfung
- c) Kabinenhaube, rechte Seite Sichtprüfung
- d) Statische Druckaufnahme für Autopilot
 (falls installiert) auf Verstopfung überprüfen

6. Rechte Tragfläche:

- a) Klappe und Anlenkung Sichtprüfung
- b) Klappenlager und Sicherungsstift Sichtprüfung
- c) Querruder und Anlenkung Sichtprüfung
- d) Querruder und Sicherungsstift Sichtprüfung
- e) Fremdkörper im Querruderpaddel Sichtprüfung
- f) Randbogen Sichtprüfung
- g) Positionslichter, Zusammenstoßwarnlicht ... Sichtprüfung
- h) Verzerrung kontrollieren, gelöst
- i) Gesamte Flügelfläche Sichtprüfung
- j) Dreieckskante am Flügel (2x) Sichtprüfung
- █ k) Tankbelüftung auf Tragflächenunterseite Sichtprüfung
- l) Tankeinfüllstutzen Sichtprüfung, Kraftstoffkontroll-
 messer zur Bestimmung der
 Kraftstoffmenge verwenden
- m) Öffnungen auf Flügelunterseite auf Fremdkörper und Kraftstoffspuren
 kontrollieren (bei vollem Tank ist
 Überlaufen durch die Tankbelüftung
 möglich)
- n) Tankdrain ablassen, auf Wasser und Sediment
 kontrollieren (ablassen, bis kein
 Wasser mehr austritt)

FORTGESETZT

- o) Abdeckblech für den Kraftstoffkühler Sichtprüfung
entfernen, wenn die Außen-
temperatur am Boden über
20 °C liegt.
montieren, wenn die Außen-
temperatur am Boden unter
20 °C liegt
- p) Fußauftritt Sichtprüfung
- q) Elektrostatische Ableiter Sichtprüfung

7. Rechtes Hauptfahrwerk:

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

FORTGESETZT

Seite 4A - 8	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

8. Rumpfvorderteil:

- a) Ölstand Meßstab kontrollieren (Deckel
in der oberen Cowling)

WICHTIGER HINWEIS

Die Überprüfung des Motorölstandes darf nicht innerhalb der ersten 5 Minuten nach dem Abstellen des Motors erfolgen. Das Motoröl sammelt sich langsam in der Ölwanne; nach 5 Minuten befinden sich 80%, nach 15 Minuten befinden sich 90% und nach 30 Minuten befinden sich 100% des Motoröls wieder in der Ölwanne.

Der Motor darf nicht mit Motoröl überfüllt werden.

- b) Getriebeölstand Sichtprüfung (Deckel in der unteren Cowling)
- c) Cowling Sichtprüfung
- d) Lufteinlässe (5 Stück) frei
- e) Propeller Sichtprüfung

WARNUNG

Bei eingeschaltetem ENGINE MASTER den Propeller niemals von Hand drehen! Ebenso niemals den Propeller kurz nach dem Betrieb drehen, selbst wenn der ENGINE MASTER ausgeschaltet ist (Restdruck im Einspritzsystem)! Verletzungsgefahr!

- f) Spinner samt Schrauben Sichtprüfung

FORTGESETZT

- g) Bugfahrwerkverkleidung Sichtprüfung
- h) Bugradstielverkleidung (falls eingebaut) Sichtprüfung
- i) Winterverschluß für Frischlufteinlaß
(falls eingebaut) Sichtprüfung
- j) Verzerrung am Bugfahrwerk (falls eingebaut) kontrollieren, gelöst
- k) Reifen und Rad Sichtprüfung,
Rutschmarken kontrollieren

- l) Abnutzung, Profiltiefe des Reifens kontrollieren
- m) Radverkleidung Sichtprüfung
- n) Schleppgabel entfernt
- o) Reifendruck (2,0 bar) überprüfen
- p) Unterlegskeile entfernen
- q) Auspuff Sichtprüfung

WARNUNG

Verbrennungsgefahr bei heißem Auspuff.

Unterseite:

- r) Antennen (wenn vorhanden) Sichtprüfung
- s) Gascolator ablassen, auf Wasser und Sediment
kontrollieren (ablassen, bis kein
Wasser mehr austritt)
- t) Entlüftungsrohre auf Verstopfung kontrollieren
- u) Rumpfunterseite auf übermäßige Verschmutzung vor
allem durch Öl, Kraftstoff und
sonstige Flüssigkeiten kontrollieren

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 4A - 10	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
---------------	------------	-------------	------------------

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. Kabinenhaube vorne Position 1 oder 2 ("Kühlspalt")

WICHTIGER HINWEIS

Bei der Bedienung der Kabinenhaube ist sicherzustellen, dass sich keine Fremdkörper zwischen Kabinenhaube und Auflagerahmen, z.B. Sicherheitsgurte, Kleidung, etc., befinden. Bei der Bedienung der Verriegelungshebels darf keine übermäßige Kraft aufgewendet werden.

ANMERKUNG

Ein leichter Druck auf die Kabinenhaube nach unten erleichtert das Bedienen des Verriegelungshebels.

7. Parkbremse setzen
8. Steuerung freigängig
9. Trimmung T/O
10. Leistungshebel check IDLE
11. Hebelreibung am Leistungshebel eingestellt
12. Alternate air check CLOSED
13. Alternate static valve check CLOSED
14. AVIONIC MASTER check OFF
15. ELECTRIC MASTER ON
16. Annunciator Panel / Motorinstrumente kontrollieren
17. 'Acknowledge'-Knopf drücken

FORTGESETZT

18. WATER LEVEL-Vorwarnleuchte check OFF
19. Kraftstofftemperatur check

WARNUNG

Den Propeller niemals von Hand drehen.

WARNUNG

Wenn Diesel oder eine Mischung aus Diesel mit JET-Kraftstoffarten verwendet wird, oder wenn die Kraftstoffart unbekannt ist, darf der Motor nicht angelassen werden, wenn die Anzeige der Kraftstofftemperatur links blinkt (unter -5 °C), oder das Garmin G1000 unter -5 °C anzeigt.

Ein Betrieb bei einer blinkenden Kraftstofftemperaturanzeige (unter -5 °C) oder einer Kraftstofftemperaturanzeige von unter -5 °C am Garmin G1000 ist nicht zulässig, da unter diesen Bedingungen ein sicherer Betrieb des Triebwerks nicht gewährleistet ist und der Motor stehenbleiben kann.

ANMERKUNG

Vergewissern Sie sich, welche Kraftstoffart verwendet wird (siehe Abschnitt 7.9.5). Wenn es nicht möglich ist, die Kraftstoffart zu ermitteln, gelten die Kraftstofftemperaturgrenzen für Diesel.

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 4A - 12	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
---------------	------------	-------------	------------------

4A.3.3 ANLASSEN DES MOTORS

1. Zusammenstoßwarnlicht (STROBE) ON
2. Leistungshebel check IDLE
3. ENGINE MASTER ON, warten, bis die GLOW-Anzeige
erlischt

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 sechs Anlaßversuchen den Starter für eine halbe Stunde abkühlen lassen.

4. ELECTRIC MASTER START
5. Öldruck check

WARNUNG

Wenn sich der Öldruck nicht innerhalb von 3 Sekunden nach dem Anlassen außerhalb des roten Bereichs befindet, ENGINE MASTER auf OFF stellen und das Problem untersuchen. Bei einem Kaltstart kann der Öldruck maximal 20 Sekunden lang 6,5 bar betragen.

FORTGESETZT

6. Aufwärmen IDLE, 2 Minuten lang
7. Aufwärmen 1400 RPM bis Öl- und
Kühlmitteltemperatur im grünen
Bereich sind
8. Annunciator Panel / Motorinstrumente check
9. 'Acknowledge'-Knopf drücken

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.4 VOR DEM ROLLEN

1. AVIONIC MASTER 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 (Flutlicht) ON, Funktion prüfen, nach Bedarf
6. Pitotrohr-Heizung ON, Funktion prüfen
7. Pitotrohr-Heizung OFF
8. Zusammenstoßwarnlicht (STROBE) check ON
9. Positionslichter, Lande- u. Rollscheinwerfer . 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.

10. Leerlaufdrehzahl check, 890 ± 20 RPM

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.5 ROLLEN

1. Parkbremse lösen
2. Bremsen beim Anrollen prüfen
3. Fluginstrumente und Avionik (insbeson-
dere 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

Beim Rollen ist ausgedehntes, durchgehendes Bremsen zu vermeiden um die Bremsen nicht zu überhitzen. Überhitzte Bremsen verlieren die Bremswirkung und können zu Schäden am Flugzeug führen.

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.6 VOR DEM START

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

WICHTIGER HINWEIS

Bei der Bedienung der Kabinenhaube ist sicherzustellen, dass sich keine Fremdkörper zwischen Kabinenhaube und Auflagerahmen, z.B. Sicherheitsgurte, Kleidung, etc., befinden. Bei der Bedienung der Verriegelungshebels darf keine übermäßige Kraft aufgewendet werden.

Ein leichter Druck auf die Kabinenhaube nach unten erleichtert das Bedienen des Verriegelungshebels.

6. Tür-Warnleuchte (DOOR) check, keine Anzeige
7. Motorinstrumente check im grünen Bereich
(Ausnahme: Öldruck darf bei Warmstart und Leistungshebel auf IDLE im gelben Bereich sein, und Kraftstofftemperatur darf im unteren gelben Bereich sein, wenn das Flugzeug mit JET- Kraftstoffarten betrieben wird)

FORTGESETZT

WARNUNG

Wenn das Flugzeug mit Diesel oder einer Mischung aus Diesel mit JET- Kraftstoffarten betrieben wird, oder wenn die Kraftstoffart unbekannt ist, muß die Kraftstofftemperatur links vor dem Start im grünen Bereich sein (über +5 °C).

WICHTIGER HINWEIS

Wenn das Flugzeug mit Diesel oder einer Mischung aus Diesel mit JET- Kraftstoffarten betrieben wird, oder wenn die Kraftstoffart unbekannt ist, ist ein sicherer Kraftstofftransfer erst möglich, wenn die Anzeige der Kraftstofftemperatur in beiden Kraftstofftanks im grünen Bereich liegt (über +5 °C).

- 8. Sicherungen check gedrückt
- 9. Klappen check T/O
- 10. Trimmung check T/O
- 11. Steuerung freigängig und korrekt/sinngemäß
- 12. Leistungshebel MAX für 10 Sekunden
- 13. Öldruck check grüner Bereich
- 14. RPM stabilisiert sich bei 2240 bis 2300 RPM
- 15. LOAD-Anzeige stabilisiert sich bei 90 bis 100 %

ANMERKUNG

Bei hohen Temperaturen und in großen Höhen können LOAD-Anzeigen unter 90 % auftreten.

FORTGESETZT

Seite 4A - 18	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
---------------	------------	-------------	------------------

- 16. Leistungshebel IDLE
- 17. ECU TEST gedrückt halten
- 18. Vorwarnleuchten (ECU A, ECU B, CAUTION) blinken
- 19. 'ECU BACKUP UNSAFE'-Leuchte blinkt, falls vorhanden

WARNUNG

Sollten die Vorwarnleuchten und die 'ECU BACKUP UNSAFE'-Leuchte nicht aufleuchten, liegt ein Fehler in der Testprozedur vor. Die Durchführung eines IFR-Fluges ist nicht zulässig.

- 20. Vorwarnleuchten (ECU B, CAUTION) blinken
- 21. Propellerdrehzahl durchläuft Zyklus
- 22. Vorwarnleuchten (ECU A, CAUTION) blinken
- 23. Propellerdrehzahl durchläuft Zyklus
- 24. Vorwarnleuchten erlöschen
- 25. 'ECU BACKUP UNSAFE'-Leuchte erlischt

WARNUNG

Sollte die 'ECU BACKUP UNSAFE'-Leuchte nach dem Test nicht erlöschen, hat die ECU Backup-Batterie nicht genug Leistung, um den Motor im Falle einer schweren Störung im elektrischen System mit Strom zu versorgen. Die Durchführung eines IFR-Fluges ist nicht zulässig.

Beim Umschalten von einer ECU zur anderen darf ein einmaliges leichtes Rütteln des Motors auftreten. Sollten längere Motoraussetzer auftreten oder sollte der Motor während des Tests stehenbleiben, ist jegliches Flugvorhaben abzuberechnen.

FORTGESETZT

26. ECU TEST loslassen

WICHTIGER HINWEIS

Die gesamte Testprozedur muß ohne Fehler ablaufen. Im Falle eines Fehlers muß das Flugvorhaben abgebrochen werden, auch wenn der Motor nach dem Test gleichmäßig zu laufen scheint.

27. ECU SWAP ECU B

28. Motor check, gleichmäßiger Lauf

29. ECU SWAP AUTOMATIC

ANMERKUNG

Beim Umschalten von einer ECU zur anderen darf ein einmaliges leichtes Rütteln des Motors auftreten.

30. Pitotrohr-Heizung ON, bei Bedarf

31. Landescheinwerfer ON, bei Bedarf

32. Parkbremse lösen

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.8 STEIGFLUG

Steigflug für beste Steigrate

1. Klappen T/O
2. Fluggeschwindigkeit 66 KIAS

ANMERKUNG

Bei geringerer Flugmasse können die Fluggeschwindigkeiten wie folgt reduziert werden:

- 1000 kg 60 KIAS
850 kg 54 KIAS

Hierbei sind aber die Motortemperaturen zu beobachten.

3. Leistungshebel MAX
4. Motorinstrumente im grünen Bereich
5. Trimmung nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

Wenn die Öltemperatur und/oder die Kühlmitteltemperatur während des Steigflugs den gelben Bereich erreichen, sollte der Flug mit einer um 5 kts erhöhten Fluggeschwindigkeit und 10 % reduzierten Leistung (geringere Steigrate) fortgesetzt werden, um die Motorkühlung zu verbessern.

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 4A - 22	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
---------------	------------	-------------	------------------

Reisesteigflug

1. Klappen UP
2. Fluggeschwindigkeit 73 KIAS (1150 kg)

ANMERKUNG

Bei geringerer Flugmasse können die Fluggeschwindigkeiten wie folgt reduziert werden:

1000 kg 68 KIAS

850 kg 60 KIAS

Hierbei sind aber die Motortemperaturen zu beobachten.

3. Leistungshebel MAX
4. Motorinstrumente im grünen Bereich
5. Trimmung nach Bedarf

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.9 REISEFLUG

1. Klappen UP
2. Leistungshebel Leistung nach Bedarf setzen
3. Trimmung nach Bedarf
4. Kraftstofftransfer nach Bedarf wiederholen (gemäß
4A.3.10-KRAFTSTOFFTRANSFER)

ANMERKUNG

Seitens des Motorherstellers wird eine Reiseleistung von
70 % empfohlen.

ANMERKUNG

Die korrekte Arbeitsweise der Transferpumpe muß durch
Überprüfen der Kraftstoffmengen kontrolliert werden.
(zunehmend im MAIN-Tank, abnehmend im AUX-Tank).

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.10 KRAFTSTOFFTRANSFER**WICHTIGER HINWEIS**

Während des normalen Betriebs wird nur aus dem MAIN-Tank Kraftstoff entnommen. Aus diesem Grund muß durch Einschalten der Kraftstofftransferpumpe Kraftstoff vom AUX- in den MAIN-Tank transportiert werden. Der Volumenstrom beträgt ungefähr 60 US gal/h (227 l/h).

1. FUEL TRANS ON

ANMERKUNG

Die Transferpumpe schaltet sich automatisch ab, bevor der MAIN-Tank überfüllt wird. Der Schalter FUEL TRANS bleibt dabei in seiner Position. Wird die Pumpe nicht ausgeschaltet, pumpt sie weiter, sobald das Kraftstoffniveau im MAIN-Tank wieder absinkt, aber nur solange sich Kraftstoff im AUX-Tank befindet. Die Kraftstofftransfer-Zustandsleuchte leuchtet nur, während die Pumpe läuft.

2. FUEL TRANS OFF, bei Bedarf

ANMERKUNG

Wenn die Kraftstofftransfer-Zustandsleuchte zu blinken beginnt, muß die Transferpumpe ausgeschaltet werden.

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.11 SINKFLUG

1. Leistungshebel nach Bedarf (unterhalb von 5000 ft)
oberhalb 5000 ft mindestens 30%

WICHTIGER HINWEIS

Während des Sinkflugs mit idle power über 5000 ft bei Außentemperaturen unter -10°C kann die Verbrennung im Motor unbemerkt aussetzen.

2. Leistungshebel Durch gelegentliches Vollgas geben die Motorfunktion prüfen

Wieder Anlassen gemäß Kapitel 3.2.3 - MOTORSTÖRUNG IM FLUG

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.12 LANDEANFLUG

1. Sicherheitsgurte check festgezogen
2. Fluggeschwindigkeit reduzieren zum Betätigen der Klappen (108 KIAS)
3. Klappen T/O
4. Trimmung nach Bedarf
5. Landescheinwerfer nach Bedarf

vor der Landung:

6. Leistungshebel nach Bedarf
7. Fluggeschwindigkeit reduzieren zum Betätigen der Klappen (91 KIAS)
8. Klappen LDG
9. Anfluggeschwindigkeit 71 KIAS (1150 kg)
67 KIAS (1092 kg)
63 KIAS (1000 kg)
58 KIAS (850 kg)

ANMERKUNG

Bei Flugzeugen mit einer maximalen Landemasse von 1092 kg ist eine Landung mit einer höheren Masse ein abnormales Betriebsverfahren. Siehe Abschnitte 2.7 und 4B.7.

ANMERKUNG

Höhere Anfluggeschwindigkeiten resultieren in einer deutlich längeren Landestrecke beim Abfangen.

WICHTIGER HINWEIS

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

ENDE DER CHECKLISTE

Dok. Nr. 6.01.05	Revision 6	31-Jul-2013	Seite 4A - 27
------------------	------------	-------------	---------------

4A.3.13 DURCHSTARTEN

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

ab einer sicheren Höhe:

4. Fluggeschwindigkeit 73 KIAS
5. Klappen UP

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.14 NACH DER LANDUNG

1. Leistungshebel IDLE
2. Bremsen nach Bedarf
3. Transponder OFF / STBY
4. Pitotrohr-Heizung OFF
5. Avionik nach Bedarf
6. Lichter nach Bedarf
7. Klappen UP

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.15 ABSTELLEN DES MOTORS

1. Parkbremse setzen
2. Leistungshebel IDLE für 2 Minuten
3. Motorinstrumente check
4. AVIONIC MASTER OFF
5. Elektrische Verbraucher OFF
6. ENGINE MASTER OFF
7. ELECTRIC MASTER OFF

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Abstellen muß der Motor mindestens 2 Minuten mit dem Leistungshebel auf IDLE laufen, um Schäden durch Überhitzung am Turbolader zu vermeiden.

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.16 NACHFLUGKONTROLLE

1. ENGINE MASTER OFF
2. ELECTRIC MASTER ON
3. AVIONIC MASTER ON
4. ELT prüfen, ob aktiviert:
121,5 MHz abhören
5. AVIONIC MASTER OFF
6. ELECTRIC MASTER OFF
7. Parkbremse lösen, Unterlegskeile verwenden
8. Flugzeug vertauen, falls länger
unbeaufsichtigt

ENDE DER CHECKLISTE

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. Die Erdungspunkte für elektrische Masse sind die blanken Stellen auf dem linken und rechten Fußauftritt.

ANMERKUNG

Wenn das Flugzeug mit Diesel betrieben wird, müssen zusätzliche Temperaturgrenzen beachtet werden.

Wenn JET-Kraftstoffarten verwendet werden, vergewissern Sie sich, daß kein Diesel in den Tanks verbleibt, weder im linken noch im rechten Tank (siehe Kraftstoffart im Abschnitt 7.9.5). Andernfalls müssen die Temperaturgrenzen für Betrieb mit Diesel beachtet werden.

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-5
4B.2.1 DREHZAHL RPM	4B-5
4B.2.2 KÜHLMITTELTEMPERATUR CT	4B-6
4B.2.3 ÖLTEMPERATUR OT	4B-8
4B.2.4 ÖLDRUCK OP	4B-9
4B.2.5 GETRIEBETEMPERATUR GT	4B-10
4B.2.6 KRAFTSTOFFTEMPERATUR FUEL TEMP	4B-10
4B.3 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM, ANGEZEIGT AM ANNUNCIATOR PANEL	4B-12
4B.3.1 VORWARNUNG FÜR NIEDRIGE SPANNUNG (LOW VOLTS)	4B-12
4B.3.2 STÖRUNG ECU A (ECU A)	4B-13
4B.3.3 STÖRUNG ECU B (ECU B)	4B-14
4B.3.4 GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR)	4B-15
4B.3.5 MOTORSTÖRUNG (ENGINE)	4B-16
4B.3.6 PITOTROHR-HEIZUNG (PITOT)	4B-17
4B.3.7 VORWARNUNG FÜR GERINGE KRAFTSTOFFMENGE (LOW FUEL)	4B-18
4B.4 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM, ANGEZEIGT AM MOTORZUSATZINSTRUMENT (AED 125)	4B-19
4B.4.1 VORWARNUNG FÜR HOHE STROMBELASTUNG (GENERATOR)	4B-19
4B.4.2 SPANNUNG (VOLT)	4B-20
4B.5 START AUF GRASPISTE MIT KURZER PISTENLÄNGE	4B-21
4B.6 STÖRUNGEN IM KLAPPENANTRIEB	4B-22
4B.7 LANDUNG MIT HOHER LANDEMASSE	4B-23

4B.1 VORSORGLICHE LANDUNG

ANMERKUNG

Eine derartige Landung ist nur dann erforderlich, wenn der begründete Verdacht besteht, dass aus Kraftstoffmangel oder aus Wettergründen oder durch 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

FORTGESETZT

Seite 4B - 2	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

4B.2 INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS

4B.2.1 DREHZAHL RPM

Zu hohe Drehzahl

1. Leistung reduzieren.
2. Drehzahl durch Verstellen des Leistungshebels im grünen Bereich halten.

ANMERKUNG

Eine Drehzahl im gelben Bereich ist kurzzeitig zulässig,
z.B. beim Durchstarten.

WICHTIGER HINWEIS

Sollte die verfügbare Leistung für einen sicheren Weiterflug
nicht ausreichend sein, so ist ein vorsorgliche Landung
gemäß 4B.1 - VORSORGLICHE LANDUNG auf dem nächst-
gelegenen Flugplatz durchzuführen.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.2.2 KÜHLMITTELTEMPERATUR CT

Zu hohe Kühlmitteltemperatur

- Vorwarnleuchte für Kühlmittelstand (WATER LEVEL) kontrollieren.

wenn aus :

im Steigflug:

- Leistung um 10 % reduzieren.
- Fluggeschwindigkeit um 10 KIAS erhöhen.
- Falls die Kühlmitteltemperatur innerhalb von 60 Sekunden nicht im grünen Bereich ist, Leistung soweit wie möglich reduzieren und Geschwindigkeit erhöhen.

im Reiseflug:

- Leistung reduzieren.
- Fluggeschwindigkeit erhöhen.
- Kontrollieren, ob Kühlmitteltemperatur im grünen Bereich.

WICHTIGER HINWEIS

Sollte die Kühlmitteltemperatur nicht in den grünen Bereich zurückkehren, so ist eine vorsorgliche Landung gemäß 4B.1 - VORSORGLICHE LANDUNG auf dem nächstgelegenen Flugplatz durchzuführen.

wenn ein:

- Leistung reduzieren.
- Mit Kühlmittelverlust rechnen.

FORTGESETZT

WARNUNG

Mit einem weiteren Anstieg der Kühlmitteltemperatur ist zu rechnen. Auf Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR vorbereiten.

ENDE DER CHECKLISTE

Zu niedrige Kühlmitteltemperatur

- Vorwarnleuchte für Kühlmittelstand (WATER LEVEL) kontrollieren.

ANMERKUNG

Während eines längeren Sinkfluges aus großen Höhen mit einer niedrigen Leistungseinstellung kann die Kühlmitteltemperatur sinken.

wenn ein:

- Leistung reduzieren.
- Mit Kühlmittelverlust rechnen.

WARNUNG

Mit einem weiteren Abfall der Kühlmitteltemperatur ist zu rechnen. Auf Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR vorbereiten.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.2.3 ÖLTEMPERATUR OTZu hohe Öltemperatur

- Öldruck kontrollieren.

falls Öldruck zu niedrig:

- Leistung reduzieren.
- Mit Ölverlust und Motorausfall rechnen. Auf Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR vorbereiten.

falls Öldruck im grünen Bereich:

- Leistung reduzieren.
- Fluggeschwindigkeit erhöhen.
- Öltemperatur beobachten (OT).

ENDE DER CHECKLISTEZu niedrige Öltemperatur

- Leistung erhöhen.
- Fluggeschwindigkeit verringern.
- Öltemperatur beobachten (OT).

ENDE DER CHECKLISTE

4B.2.4 ÖLDRUCK OP

Zu hoher Öldruck

- Öltemperatur kontrollieren.
- Kühlmitteltemperatur kontrollieren.

falls Temperaturen im grünen Bereich:

- Mit falscher Öldruckanzeige rechnen. Temperaturen weiter beobachten.

falls Temperaturen nicht im grünen Bereich:

- Leistung reduzieren.
- Mit Motorausfall rechnen. Auf Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR vorbereiten.

WICHTIGER HINWEIS

Bei einem Kaltstart kann der Öldruck maximal 20 Sekunden lang 6,5 bar betragen.

ENDE DER CHECKLISTE

Zu niedriger Öldruck

ANMERKUNG

Zeigt die Drehzahlanzeige bei Leistungshebelstellung IDLE weniger als 1500 RPM, so muß der Öldruck in den roten Bereich fallen, damit die Vorwarnleuchte aufleuchtet.

- Leistung reduzieren.
- Öltemperatur beobachten (OT).
- Mit Ölverlust und Motorausfall rechnen. Auf Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR vorbereiten.

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 4B - 8	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

4B.2.5 GETRIEBETEMPERATUR GTZu hohe Getriebetemperatur

- Leistung reduzieren.
- Fluggeschwindigkeit erhöhen.

ENDE DER CHECKLISTE**4B.2.6 KRAFTSTOFFTEMPERATUR FUEL TEMP**Zu hohe Kraftstofftemperatur

- Leistung reduzieren.
- Fluggeschwindigkeit erhöhen.

ANMERKUNG

Eine erhöhte Kraftstofftemperatur kann bei geringen Kraftstoffmengen im Haupttank auftreten. Durch Umpumpen vom Zusatztank in den Haupttank kann die Kraftstofftemperatur gesenkt werden.

ENDE DER CHECKLISTEZu niedrige Kraftstofftemperatur

- Leistung erhöhen.
- Fluggeschwindigkeit verringern.

Wenn der Kraftstoffkühler in Betrieb ist (Winterblech entfernt):

- geringere Flughöhe wählen, falls möglich.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.3 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM, ANGEZEIGT AM ANNUNCIATOR PANEL

4B.3.1 VORWARNUNG FÜR NIEDRIGE SPANNUNG (LOW VOLTS)

Diese Vorwarnung wird angezeigt, wenn die normale Bordspannung (14 V) unter 12,6 V fällt.

Mögliche Gründe dafür sind:

- Störung in der Stromversorgung.
- Zu niedrige Drehzahl.

(a) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung am Boden

1. Sicherungen check
2. Leistungshebel Drehzahl erhöhen
3. Wenn die Vorwarnleuchte nicht erlischt Flugvorhaben abbrechen

(b) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung im Flug

1. Sicherungen check
2. Elektrische Verbraucher OFF, falls nicht benötigt
3. Wenn die Vorwarnleuchte nicht erlischt gemäß 4B.3.4 - GENERATORAUSFALL verfahren

(c) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung beim Landen

- Verfahren wie in (a) nach der Landung.

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 4B - 10	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
---------------	------------	-------------	------------------

4B.3.2 STÖRUNG ECU A (ECU A)**(a) 'ECU A'-Vorwarnung am Boden**

- Flugvorhaben abbrechen.

(b) 'ECU A'-Vorwarnung im Flug**WICHTIGER HINWEIS**

Im Falle einer Störung in der elektronischen ECU (Engine Control Unit) 'A' schaltet das System automatisch auf ECU 'B' um.

1. Den Knopf 'ECU TEST' länger als 2 Sekunden drücken, um die Vorwarnung zu löschen.

Wenn die 'ECU A'-Vorwarnung wieder erscheint oder nicht gelöscht werden kann:

2. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.
3. Der Motor muß nach der Landung gewartet werden.

Wenn die 'ECU A'-Vorwarnung gelöscht werden kann:

2. Flug fortsetzen.
3. Der Motor muß nach der Landung gewartet werden.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.3.3 STÖRUNG ECU B (ECU B)

(a) 'ECU B'-Vorwarnung am Boden

- Flugvorhaben abbrechen.

(b) 'ECU B'-Vorwarnung im Flug

1. Den Knopf 'ECU TEST' länger als 2 Sekunden drücken, um die Vorwarnung zu löschen.

Wenn die 'ECU B'-Vorwarnung wieder erscheint oder nicht gelöscht werden kann:

2. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.
3. Der Motor muß nach der Landung gewartet werden.

Wenn die 'ECU B'-Vorwarnung gelöscht werden kann:

2. Flug fortsetzen.
3. Der Motor muß nach der Landung gewartet werden.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.3.4 GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR)

Eine Generatorstörung wird durch eine leuchtende oder blinkende Vorwarnleuchte (ALTERNATOR) am Annunciator Panel angezeigt. Die Batterien sind die letzte verbleibende Stromquelle für mindestens 30 Minuten.

1. Sicherungen check; wenn alle O.K.,
weiter mit Punkt 2
2. ESSENTIAL BUS ON
3. Elektrische Verbraucher alles OFF, was nicht benötigt wird
4. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen

WARNUNG

Die für den Betrieb des Motors absolut notwendige ECU benötigt elektrischen Strom. Es wird empfohlen, alle elektrischen Verbraucher auszuschalten und sobald wie möglich zu landen. Auf Motorausfall und Notlandung vorbereiten. Für den Fall eines schweren Fehlers im elektrischen System ist ein ECU-Backup-System installiert.

WICHTIGER HINWEIS

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, der sich auf der linken Seite des Instrumentenbretts befindet.

ENDE DER CHECKLISTE

Dok. Nr. 6.01.05	Revision 6	31-Jul-2013	Seite 4B - 13
------------------	------------	-------------	---------------

4B.3.5 MOTORSTÖRUNG (ENGINE)

1. Motorüberwachungsinstrument CED 125 . . . check
2. Motorüberwachungsinstrument AED 125 . . . check
3. 'Acknowledge'-Knopf drücken

ANMERKUNG

Ist eine Anzeige entweder auf dem CED 125 oder dem AED 125 am Ende des grünen Bereichs, kann die Anzeige für eine kurze Zeit in den gelben oder roten Bereich springen. Dadurch wird ebenfalls die ENGINE-Vorwarnleuchte ausgelöst.

ANMERKUNG

Ist eine Anzeige entweder auf dem CED 125 oder dem AED 125 außerhalb des grünen Bereichs, ist gemäß 4B.2 - INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS fortzufahren.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.3.6 PITOTROHR-HEIZUNG (PITOT)

1. Pitotrohr-Heizung check ON

ANMERKUNG

Die Pitotrohr-Vorwarnleuchte leuchtet auf, 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-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.

falls in Vereisungsbedingungen:

2. Ausfall des Pitot-Statik-Systems erwarten.
3. Alternate static valve OPEN
4. Vereisungsgebiet verlassen.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.3.7 VORWARNUNG FÜR GERINGE KRAFTSTOFFMENGE (LOW FUEL)

1. Kraftstofftransferpumpe ON
2. Kraftstoffmenge check

WICHTIGER HINWEIS

Sobald die Menge des ausfliegbaren Kraftstoffs im MAIN-Tank weniger als 3 US gal (+2/-1 US gal) beträgt, wird eine Vorwarnung angezeigt. Die Anzeige ist auf schiebefreien Flug justiert. In nicht schiebefrei geflogenen Kurven sowie in Kurven beim Rollen am Boden kann die Vorwarnleuchte aufleuchten.

falls die Anzeige nicht erlischt:

- Mit Kraftstoffverlust rechnen.
- Auf Notlandung vorbereiten.
- Verfahren gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR.

WARNUNG

Saugt die Kraftstoffpumpe Luft an (z.B. wenn das Emergency fuel valve nicht zurückgestellt wird und der AUX-Tank leer ist), ist vor dem nächsten Flug eine Kontrolle der Pumpe notwendig.

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 4B - 16	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
---------------	------------	-------------	------------------

4B.4 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM, ANGEZEIGT AM MOTORZUSATZINSTRUMENT (AED 125)

4B.4.1 VORWARNUNG FÜR HOHE STROMBELASTUNG (GENERATOR)

Diese Vorwarnung wird angezeigt, wenn der Stromverbrauch zu hoch ist.

Mögliche Gründe sind:

- Ein Fehler in der Verkabelung oder in einem Gerät.

1. Elektrische Verbraucher alles OFF, was nicht benötigt wird
(um den Stromverbrauch zu verringern)

läßt sich die Störung nicht beheben:

2. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.4.2 SPANNUNG (VOLT)

Zu niedrige Spannung

1. Sicherungen check
2. Elektrische Verbraucher OFF, falls nicht benötigt

falls am AED 125 weiterhin zu niedrige Spannung angezeigt wird:

3. Verfahren gemäß 4B.3.4 - GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR)

ENDE DER CHECKLISTE

Zu hohe Spannung

- Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.

ANMERKUNG

Wegen der erhöhten Spannungsanzeige bei kaltem Motor kann die ENGINE Caution auf dem konventionellen Instrumentenbrett während des Warmlaufens am Boden aufleuchten (siehe Spannungsanzeige in Abschnitt 7.10).

ENDE DER CHECKLISTE

4B.5 START AUF GRASPISTE MIT KURZER PISTENLÄNGE

1. Bremsen betätigen
2. Klappen T/O
3. Leistungshebel MAX
4. Höhenruder voll gezogen
5. Bremsen lösen
6. Richtung halten mit 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. Klappen UP, ab einer sicheren Höhe
10. Fluggeschwindigkeit 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
11. Landescheinwerfer nach Bedarf

ENDE DER CHECKLISTE

4B.6 STÖRUNGEN IM KLAPPENANTRIEB

Fehler in Positionsanzeige oder Funktion

- Positionskontrolle der Klappen per Sichtprüfung.
- Geschwindigkeit im weißen Bereich halten.
- Alle Klappenschalterstellungen durchtesten.

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.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.7 LANDUNG MIT HOHER LANDEMASSE**ANMERKUNG**

Dieser Abschnitt gilt nur für Flugzeuge mit einer maximalen Landemasse von 1092 kg. Bei Flugzeugen mit einer maximalen Landemasse von 1150 kg ist eine Landung mit einer Masse zwischen 1092 kg und 1150 kg ein normales Betriebsverfahren. Siehe Abschnitte 2.7 und 4A.3.12.

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.

ENDE DER CHECKLISTE

Bewußt freigelassen.

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 DIAGRAMM ZUR LEISTUNGSEINSTELLUNG	5-4
5.3.3 DRUCKHÖHE - DICHTEHÖHE	5-5
5.3.4 INTERNATIONALE STANDARDATMOSPHERE	5-6
5.3.5 ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN	5-7
5.3.6 WINDKOMponentEN	5-8
5.3.7 STARTSTRECKE	5-9
5.3.8 STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG	5-13
5.3.9 STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG	5-15
5.3.10 REISEFLUG (WAHRE FLUGGESCHWINDIGKEIT TAS) .	5-17
5.3.11 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'LDG'	5-18
5.3.12 LANDESTRECKE KLAPPEN 'UP'	5-22
5.3.13 STEIGGRADIENT BEIM DURCHSTARTEN	5-26
5.3.14 GLEITFLUG LEISTUNG	5-26
5.3.15 ANERKANNTE LÄRMWERTE	5-27

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 erfliegen und auf die Bedingungen der Standardatmosphäre (ISA = 15 °C 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.

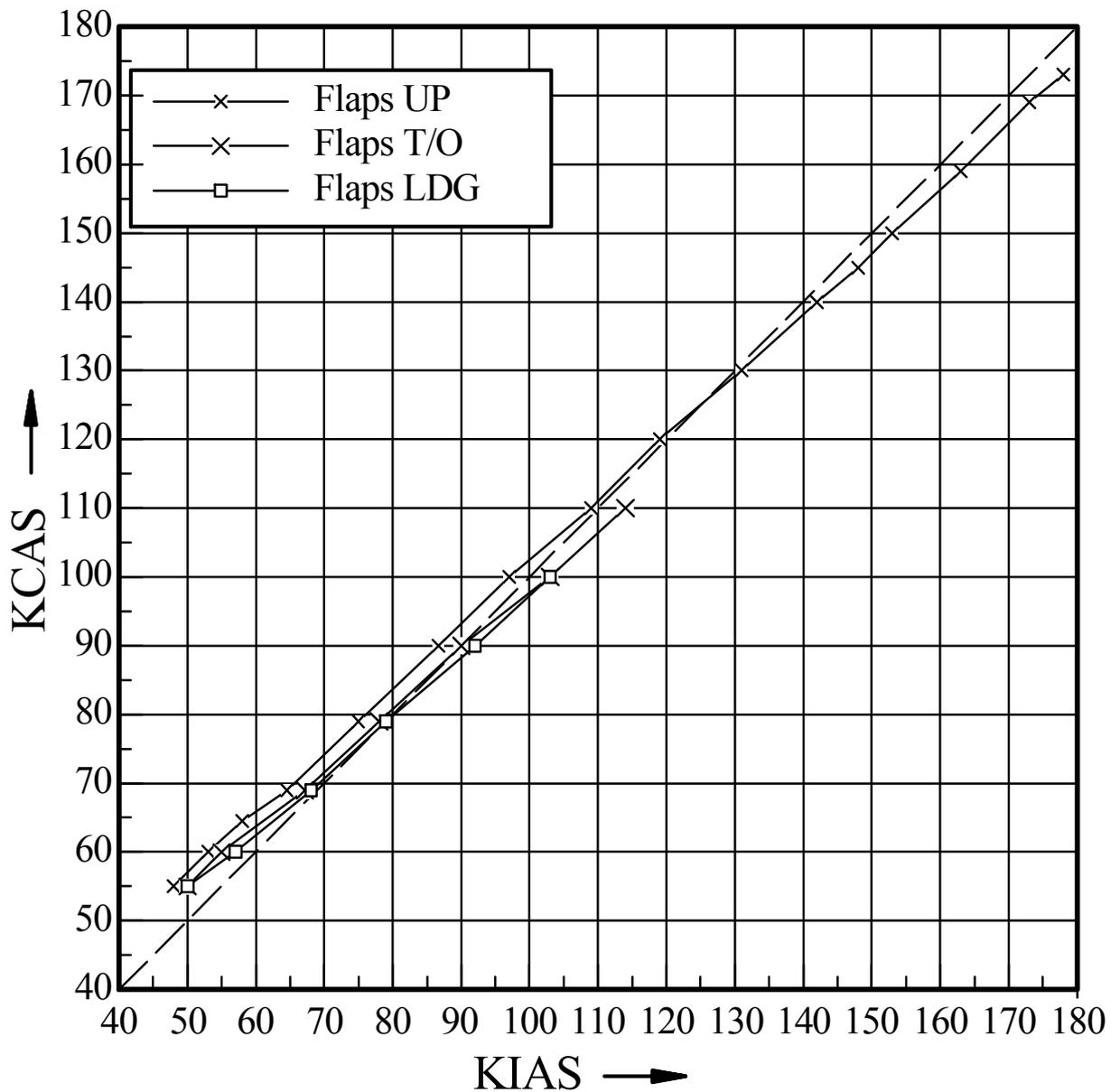
5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

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

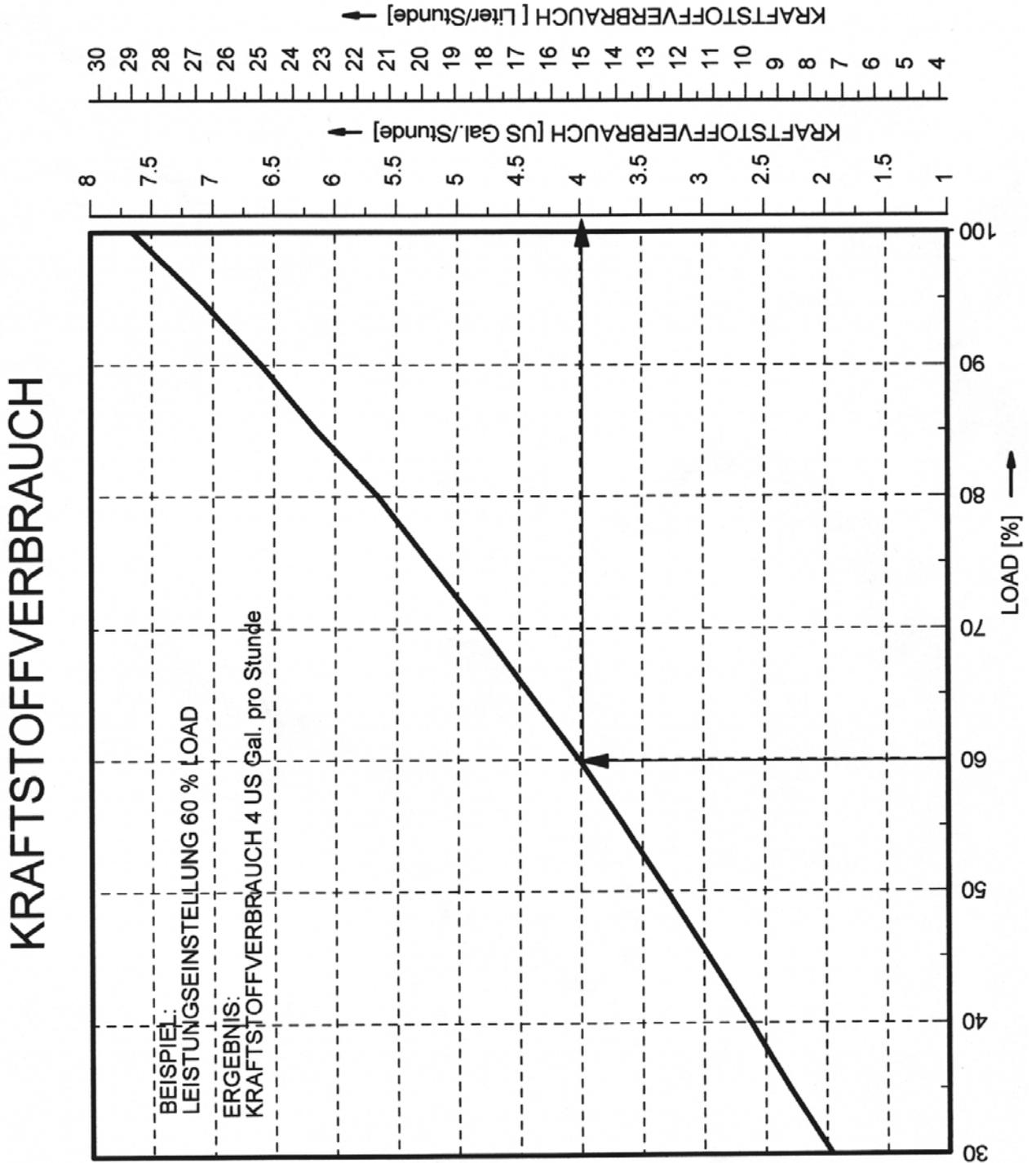
Die Installation der Hauptfahrwerks- oder Bugradstielverkleidung hat nur geringfügige Einflüsse auf die Flugleistungen der DA 40 D. Es treffen keine Änderungen auf die Leistungstabellen und -diagramme zu.

5.3 LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

5.3.1 FAHRTMESSERKORREKTUR

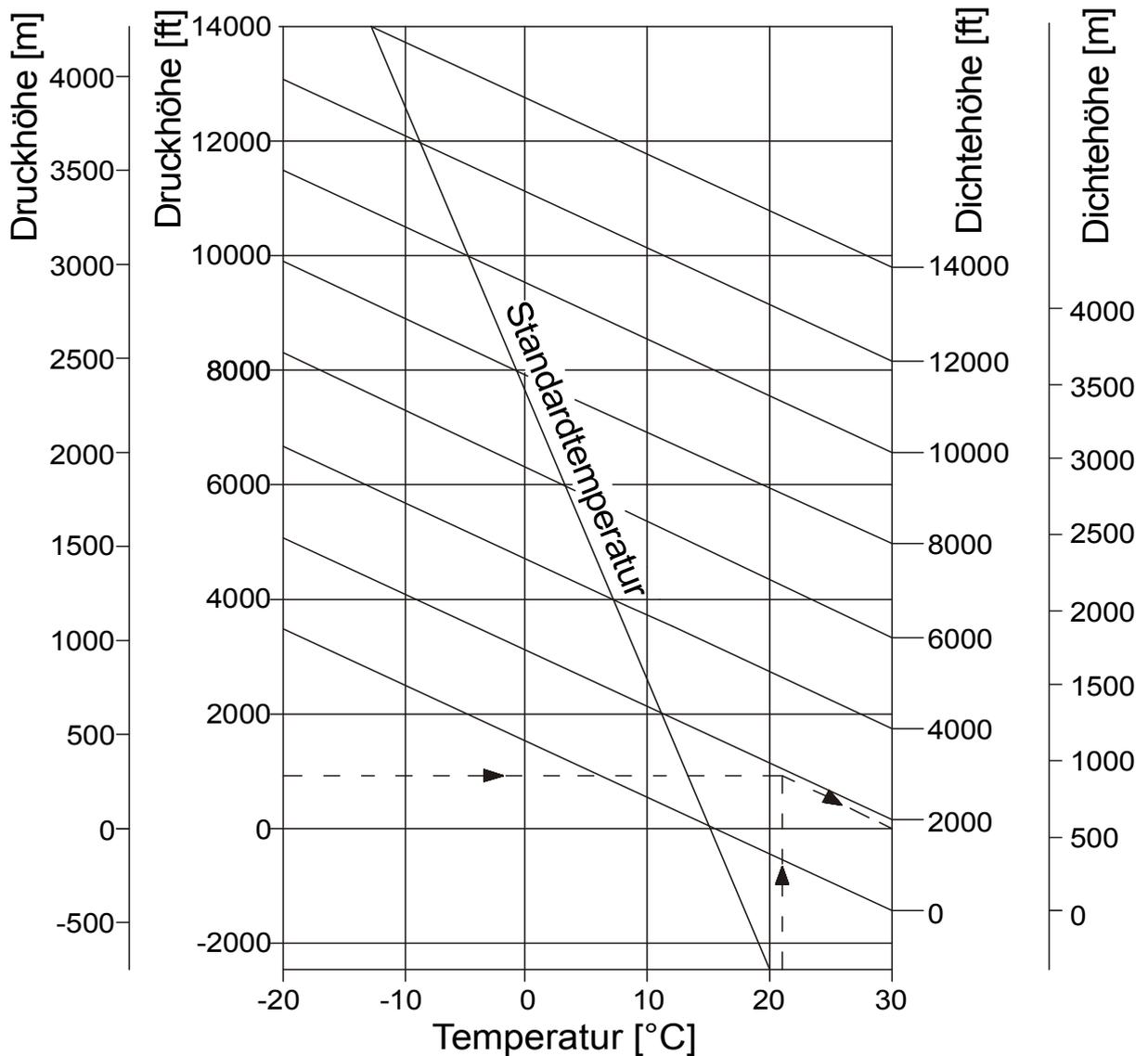


5.3.2 DIAGRAMM ZUR LEISTUNGSEINSTELLUNG



5.3.3 DRUCKHÖHE - DICHTEHÖHE

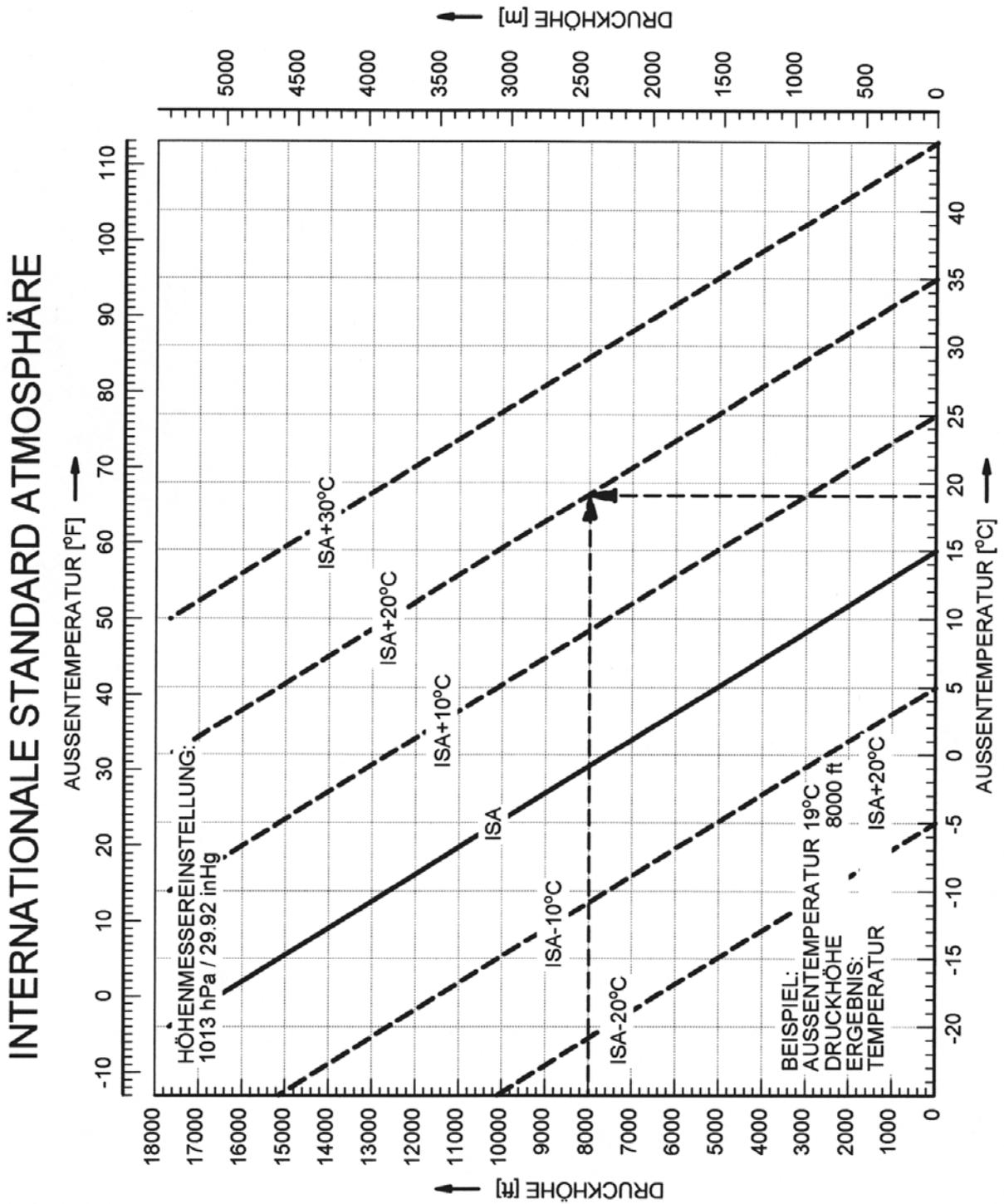
Umrechnung der Druckhöhe auf Dichtehöhe.



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

Ergebnis: Das Flugzeug befindet sich leistungstechnisch in 1800 ft.

5.3.4 INTERNATIONALE STANDARDATMOSPHERE



5.3.5 ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN

Masse: 980 kg

Fluggeschwindigkeiten in KIAS

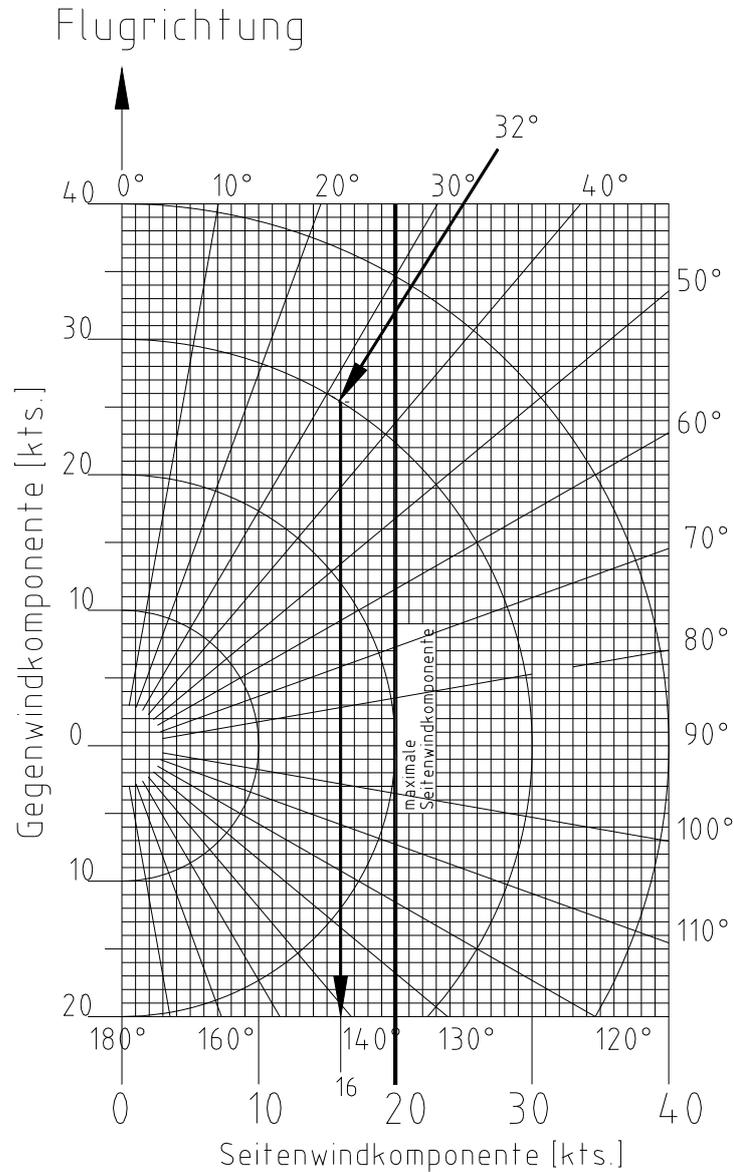
980 kg		Querneigung			
		0°	30°	45°	60°
Klappen	UP	47	52	58	73
	T/O	44	51	58	72
	LDG	42	49	57	71

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

5.3.6 WINDKOMPONENTEN



Beispiel: Flugrichtung : 360°
 Wind : 32°/30 kts
 Ergebnis: Seitenwindkomponente : 16 kts
 Maximale nachgewiesene Seitenwindkomponente : 20 kts

ANMERKUNG

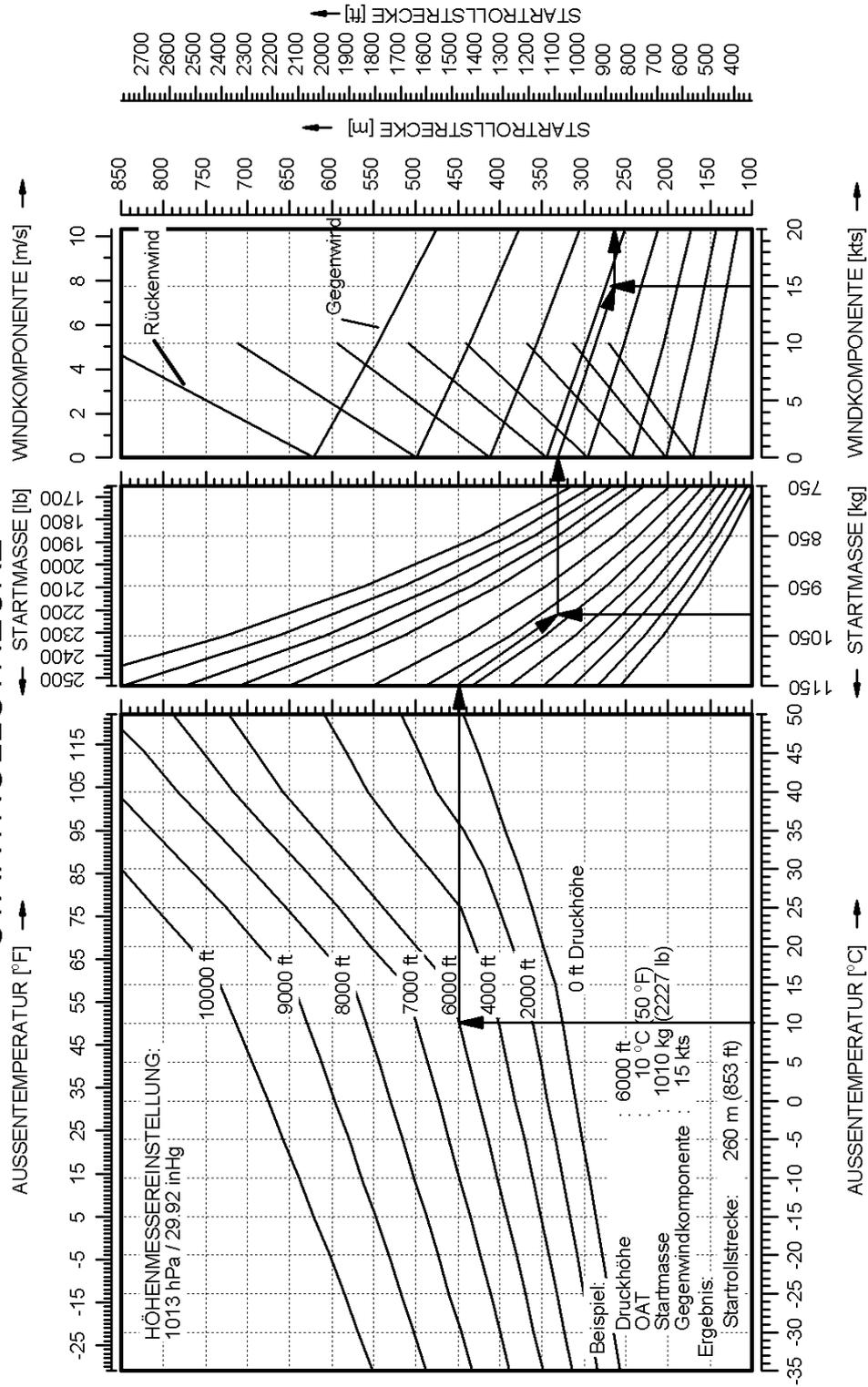
Für Starts von Graspisten mit trockenem, kurzgeschnittenem Gras müssen die nachfolgenden Korrekturen im Vergleich zum Start von Hartbelagpisten berücksichtigt werden:

- Grashöhe bis 5 cm: 10 % Verlängerung der Startrollstrecke.
- Grashöhe zwischen 5 und 10 cm: 15 % Verlängerung der Startrollstrecke.
- Grashöhe über 10 cm: mindestens 25 % Verlängerung der Startrollstrecke.

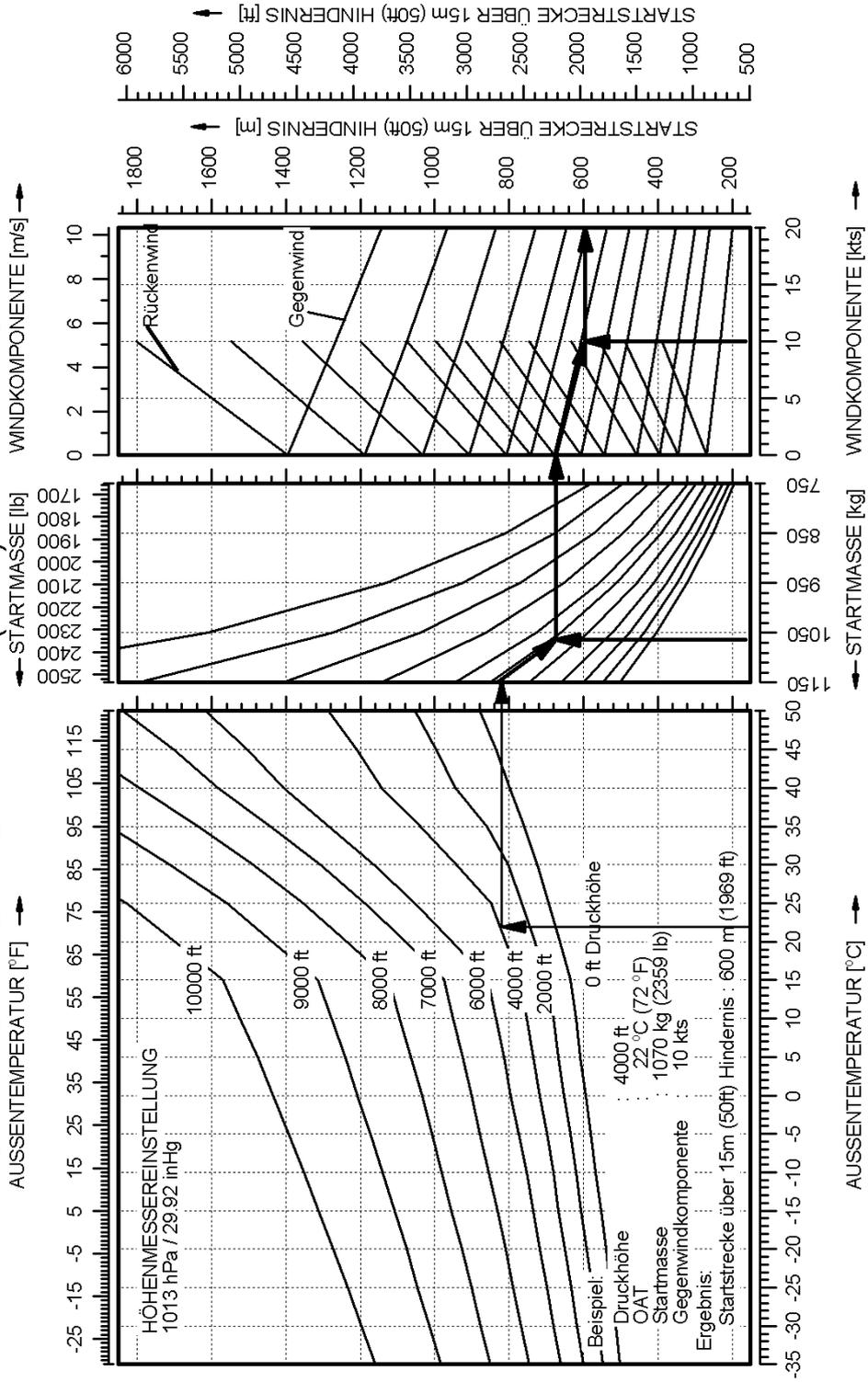
ANMERKUNG

Eine Steigung der Piste von 2 % (2 m pro 100 m) verlängert die Startstrecke um etwa 10 %. Der Einfluß auf die Startrollstrecke kann auch größer sein.

STARTROLLSTRECKE



STARTSTRECKE ÜBER 15m (50 ft) HINDERNIS



5.3.8 STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG

- Bedingungen:
- Leistungshebel MAX
 - Klappen T/O
 - Fluggeschwindigkeit 66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (1000 kg)
54 KIAS (850 kg)
 - Höhe 0 bis 8500 ft Druckhöhe

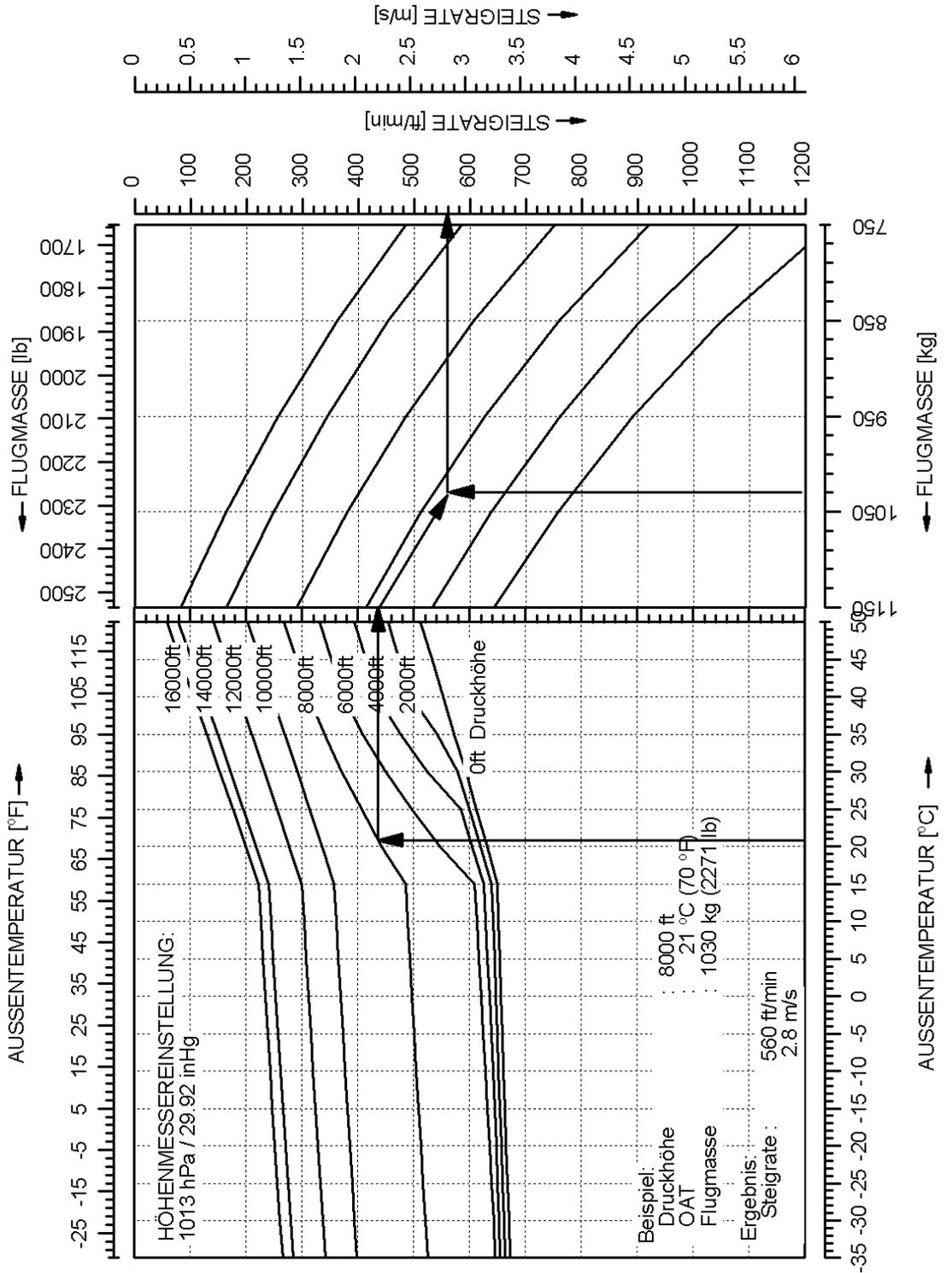
ANMERKUNG

Die Grafik auf der folgenden Seite zeigt die *Steigrate*. Der *Steiggradient* kann nicht direkt aus einer Grafik ermittelt werden, er kann aber mit folgenden Formeln berechnet werden:

$$\text{Steiggradient [\%]} = \frac{\text{Steigrate [fpm]}}{\text{TAS [KTAS]}} \cdot 0,95$$

$$\text{Steiggradient [\%]} = \frac{\text{Steigrate [m/s]}}{\text{TAS [KTAS]}} \cdot 190$$

STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG



5.3.9 STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG

- Bedingungen:
- Leistungshebel MAX
 - Klappen UP
 - Fluggeschwindigkeit 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
 - Höhe 0 bis 8500 ft Druckhöhe

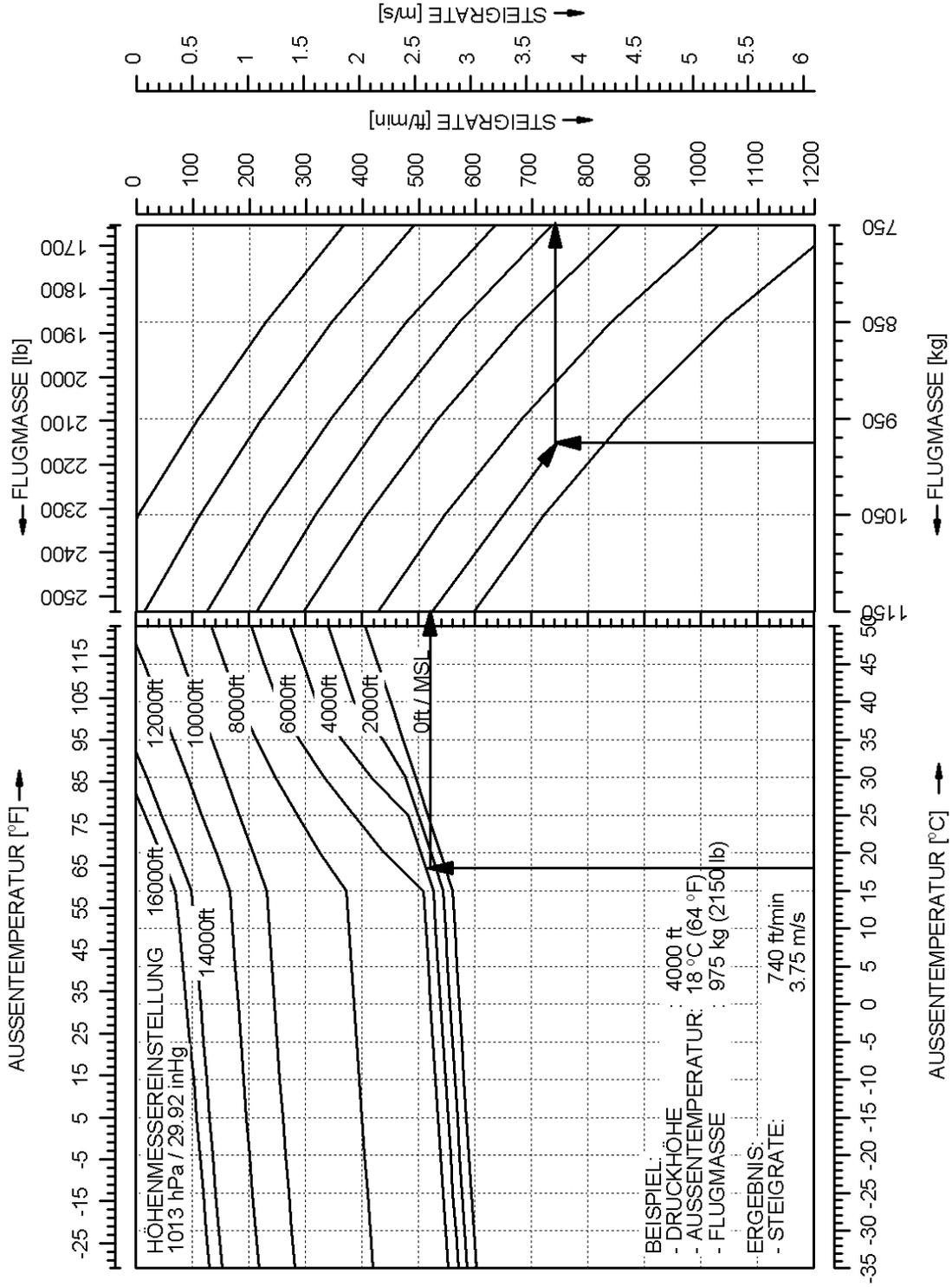
ANMERKUNG

Die Grafik auf der folgenden Seite zeigt die *Steigrate*. Der *Steiggradient* kann nicht direkt aus einer Grafik ermittelt werden, er kann aber mit folgenden Formeln berechnet werden:

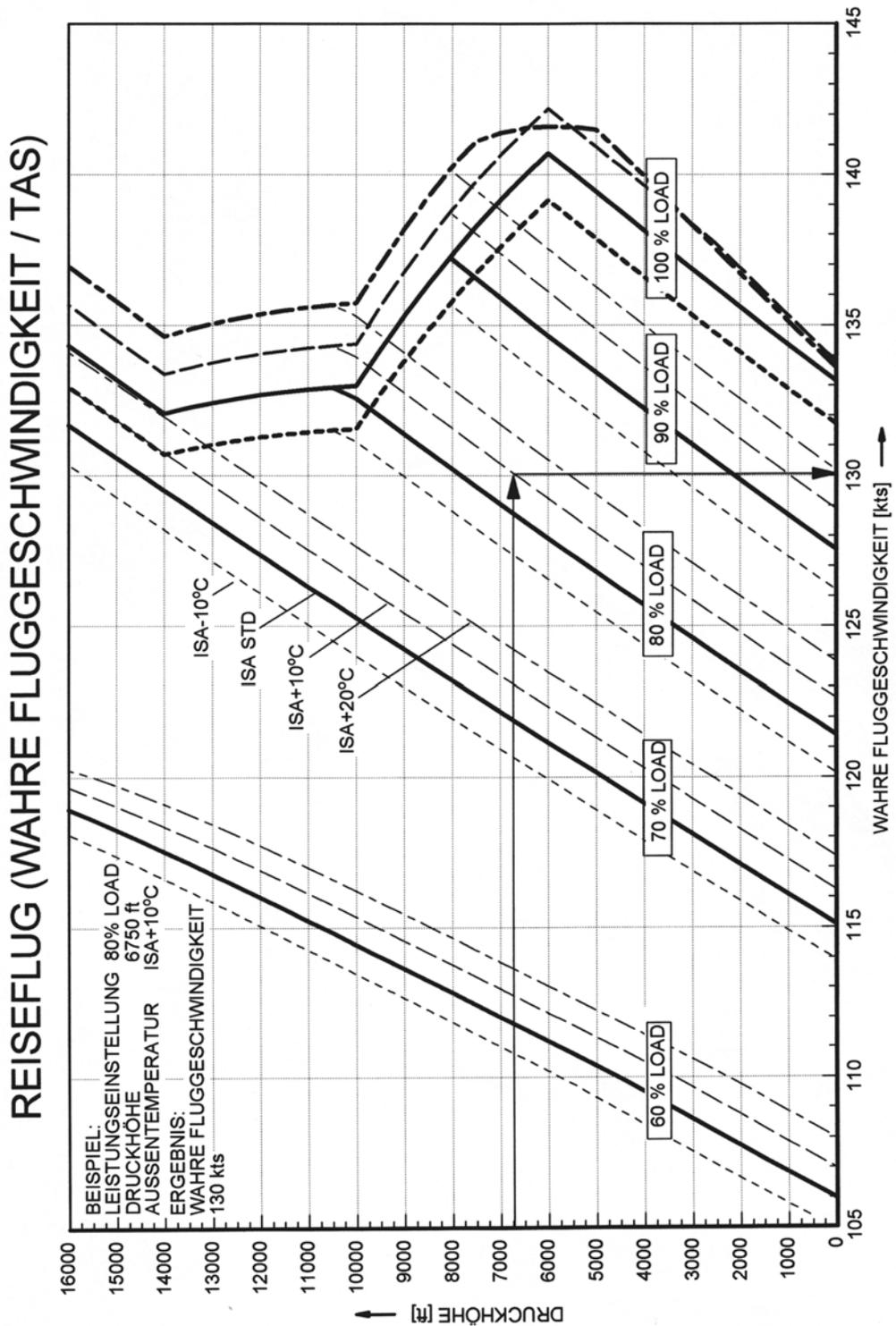
$$\text{Steiggradient [\%]} = \frac{\text{Steigrate [fpm]}}{\text{TAS [KTAS]}} \cdot 0,95$$

$$\text{Steiggradient [\%]} = \frac{\text{Steigrate [m/s]}}{\text{TAS [KTAS]}} \cdot 190$$

STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG



5.3.10 REISEFLUG (WAHRE FLUGGESCHWINDIGKEIT TAS)



5.3.11 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'LDG'

- Bedingungen:
- Leistungshebel IDLE
 - 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	744 m
Landerollstrecke	287 m

WARNUNG

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß einschließlich Seitenwinde) verlängern die Landestrecke.

WICHTIGER HINWEIS

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

Seite 5 - 18	Revision 6 31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	---------------------------	------------------

WICHTIGER HINWEIS

Die Angaben in der folgenden ANMERKUNG sind Richtwerte. Auf nassem Boden oder Graspisten mit nassem Gras kann sich die Startrollstrecke signifikant verlängern. In jedem Fall ist der Pilot für die Durchführbarkeit eines sicheren Starts unter den gegebenen Verhältnissen verantwortlich.

ANMERKUNG

Für Landungen auf Graspisten mit trockenem, kurzgeschnittenem Gras müssen die nachfolgenden Korrekturen im Vergleich zum Start von Hartbelagpisten berücksichtigt werden:

- Grashöhe bis 5 cm: 10 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe zwischen 5 und 10 cm: 15 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe über 10 cm: mindestens 25 % Verlängerung der Landerollstrecke.

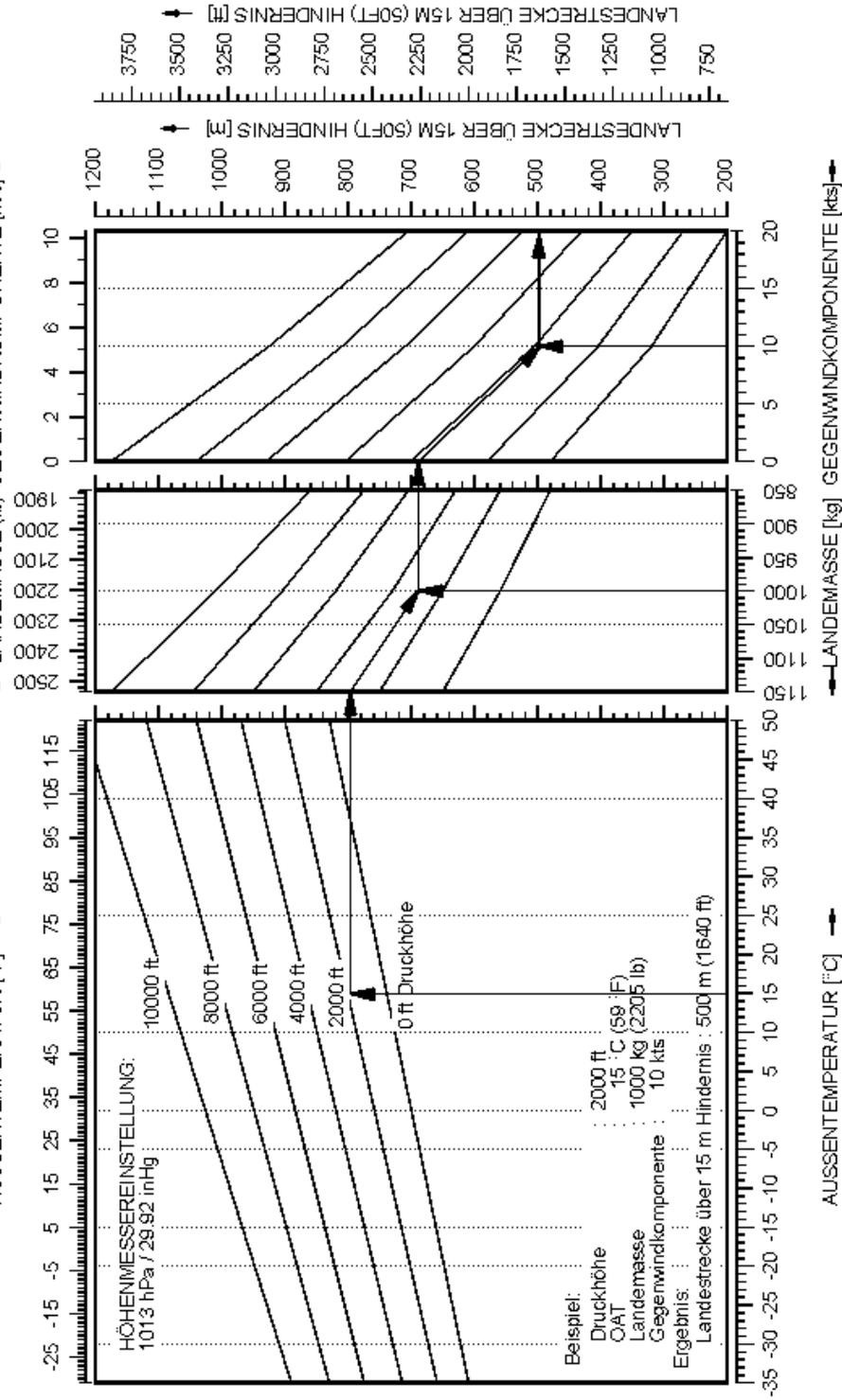
ANMERKUNG

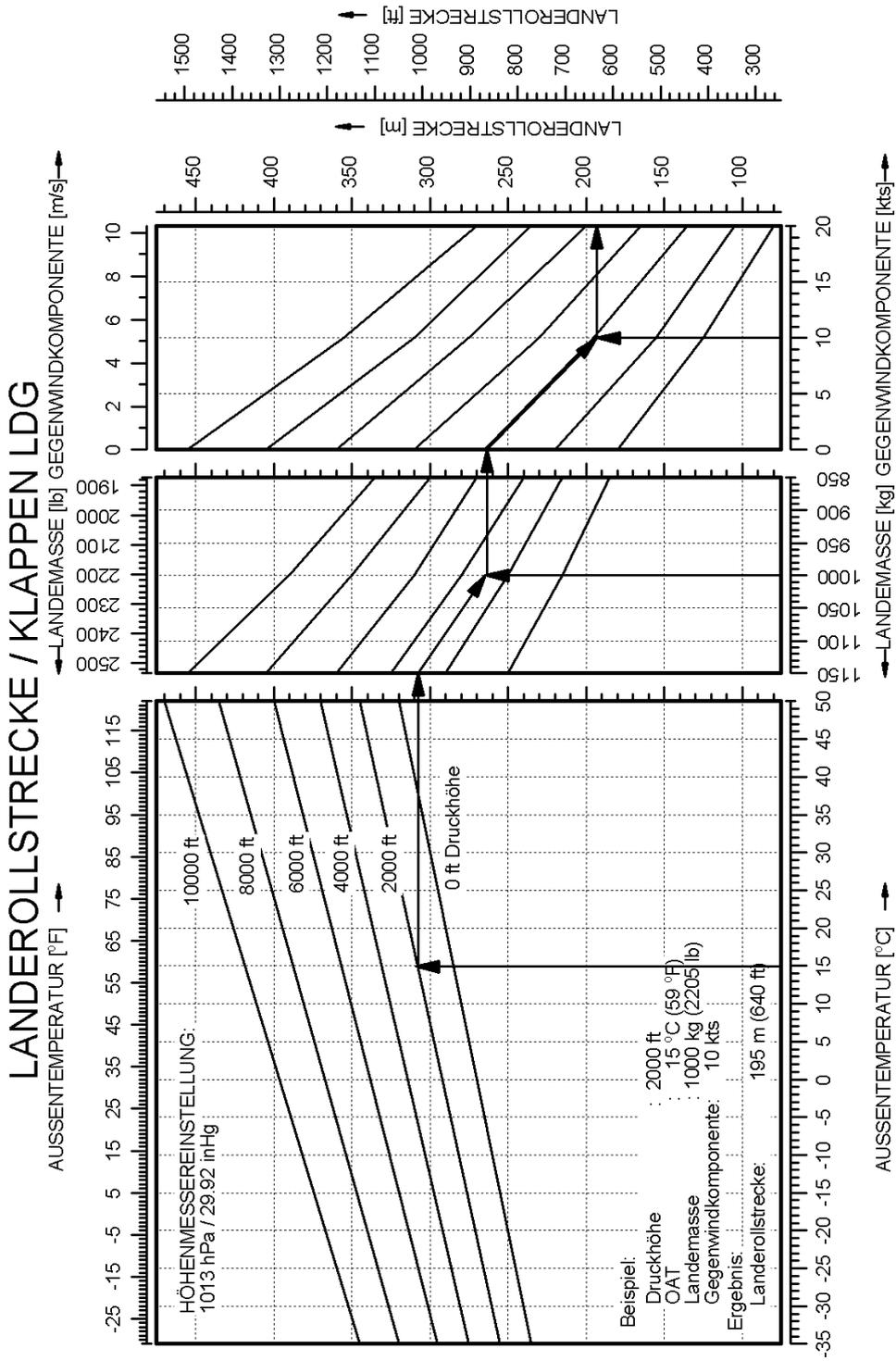
Ein Gefälle von 2 % (2 m auf 100 m) bewirkt eine Verlängerung der Landestrecke von ca. 10 %. Die Auswirkung auf die Landerollstrecke kann größer sein.

ANMERKUNG

Höhere Anfluggeschwindigkeiten bewirken eine deutlich längere Landestrecke beim Abfangen.

LANDESTRECKE ÜBER 15 M (50 ft) HINDERNIS / KLAPPEN LDG





5.3.12 LANDESTRECKE KLAPPEN 'UP'

- Bedingungen:
- Leistungshebel IDLE
 - Klappen 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 (2535 lb)	
Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis	916 m
Landerollstrecke	304 m

WARNUNG

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß einschließlich Seitenwinde) verlängern die Landestrecke.

WICHTIGER HINWEIS

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

Seite 5 - 22	Revision 6 31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	---------------------------	------------------

WICHTIGER HINWEIS

Die Angaben in der folgenden ANMERKUNG sind Richtwerte. Auf nassem Boden oder Graspisten mit nassem Gras kann sich die Landerollstrecke signifikant verlängern. In jedem Fall ist der Pilot für die Durchführbarkeit einer sicheren Landung unter den gegebenen Verhältnissen verantwortlich.

ANMERKUNG

Für Landungen auf Graspisten mit trockenem, kurzgeschnittenem Gras müssen die nachfolgenden Korrekturen im Vergleich zur Landung auf Hartbelagpisten berücksichtigt werden:

- Grashöhe bis 5 cm: 5 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe zwischen 5 und 10 cm: 15 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe über 10 cm: mindestens 25 % Verlängerung der Landerollstrecke.

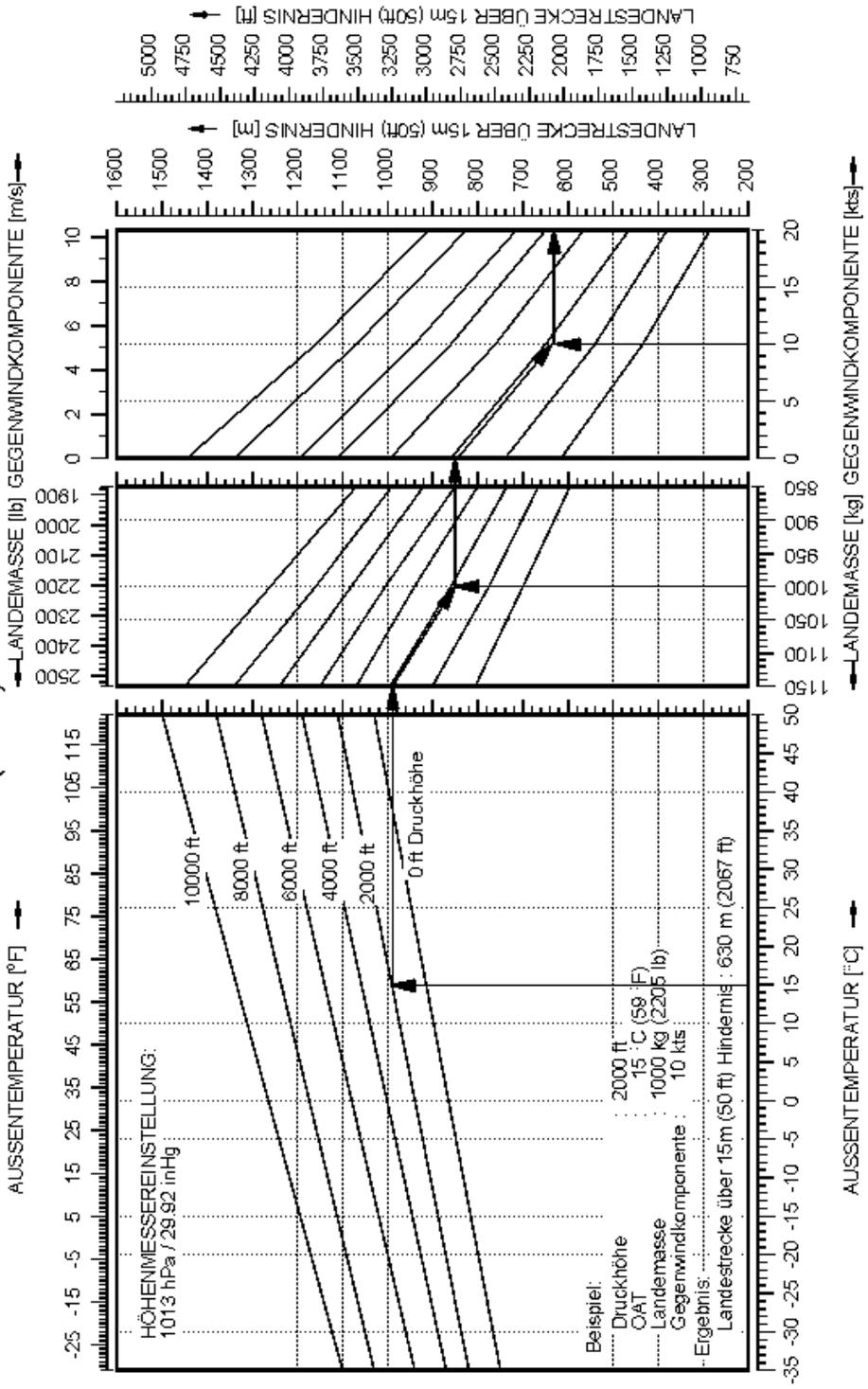
ANMERKUNG

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

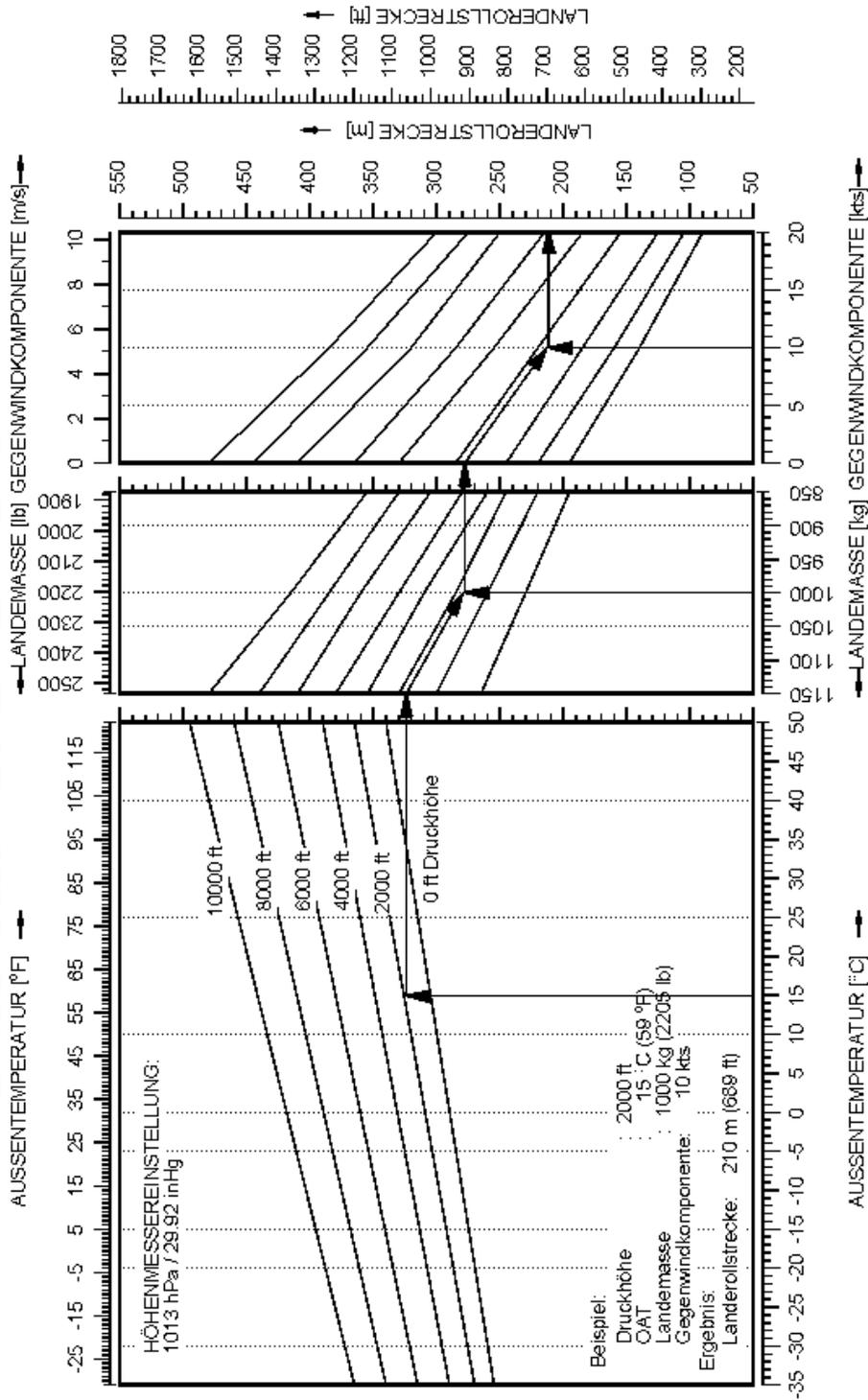
ANMERKUNG

Höhere Anfluggeschwindigkeiten bewirken eine deutlich längere Landestrecke beim Abfangen.

LANDESTRECKE ÜBER 15m (50 ft) HINDERNIS / KLAPPEN UP



LANDEROLLSTRECKE / KLAPPEN UP



5.3.13 STEIGGRADIENT BEIM DURCHSTARTEN

Die DA 40 D erreicht einen konstanten Steiggradienten von 4,86 % (entsprechend einem Winkel von 2,8°) unter folgenden Bedingungen:

- Masse maximale Flugmasse (1150 kg)
- Leistungshebel MAX
- Klappen LDG
- Fluggeschwindigkeit 70 KIAS
- ISA, MSL

5.3.14 GLEITFLUG LEISTUNG

Die nachstehende Tabelle zeigt die Gleitzahl und die resultierende maximale horizontale Strecke in NM bei Windstille bei einem Höhenverlust von 1000 ft / 305 m.

	Glide ratio	Maximum horizontal distance per 1000 ft altitude loss
Windmilling Propeller	8,8	1,45 NM (2,68 km)
Stehender Propeller	10,3	1,70 NM (3,14 km)

- Fluggeschwindigkeit 73 KIAS (1150 kg, 2535 lb)
68 KIAS (1000 kg, 2205 lb)
60 KIAS (850 kg, 1874 lb)

5.3.15 ANERKANNTE LÄRMWERTE

Wenn Motor TAE 125-01 eingebaut ist:

Mit Endrohr:

gemäß ICAO Annex 16 Kapitel X 78,7 dB(A)

gemäß JAR-36 Subpart C 78,7 dB(A)

Mit Endschalldämpfer:

gemäß ICAO Annex 16 Kapitel X 69,5 dB(A)

gemäß JAR-36 Subpart C 69,5 dB(A)

Wenn Motor TAE 125-02-99 eingebaut ist (MÄM 40-256 durchgeführt):

gemäß ICAO Annex 16 Kapitel X 73,0 dB(A)

gemäß JAR-36 Subpart C 73,0 dB(A)

Bewußt freigelassen.

KAPITEL 6

MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNG

	Seite
6.1 EINFÜHRUNG	6-2
6.2 BEZUGSEBENE	6-3
6.3 MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT	6-3
6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE	6-4
6.4.1 HEBELARME	6-7
6.4.2 BELADUNGSDIAGRAMM	6-8
6.4.3 BERECHNUNG DES BELADUNGSZUSTANDES	6-9
6.4.4 ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH	6-11
6.4.5 ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT	6-13
6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS ..	6-15

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 Kraftstoffverbrauch zu berücksichtigen. Die zulässigen Schwerpunktlagen im Flug sind in Kapitel 2 festgelegt.

In diesem Kapitel ist das Verfahren zur Bestimmung der aktuellen Flugmassenschwerpunktlage angeführt. Darüber hinaus 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 Leermassenschwerpunktlage 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 Leermassenmoment 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 Seitenrunderfinne. 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, Motoröl (6,0 l), Kühlflüssigkeit (6,0 l), Getriebeöl (0,9 l) und nicht ausfliegbarem Kraftstoff (2 US gal, entsprechend ca. 7,6 l).

6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE

Die nachfolgenden Angaben ermöglichen es Ihnen, Ihre DA 40 D 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 D" überschriebenen Spalten der Tabelle 6.4.3 - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES eintragen.
2. Den Tankinhalt an den Tankanzeigen ablesen. Wenn eine Tankanzeige 15 US gal anzeigt, können beim Long Range Tank bis zu 19,5 US gal im Tank sein. Die genaue Menge muß in diesem Fall mit dem Kraftstoffkontrollmesser bestimmt werden.
3. Durch Multiplikation der einzelnen Massen mit den angegebenen Hebelarmen 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 5 für den Zustand mit ausgeflogenen Tanks und Reihe 7 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:

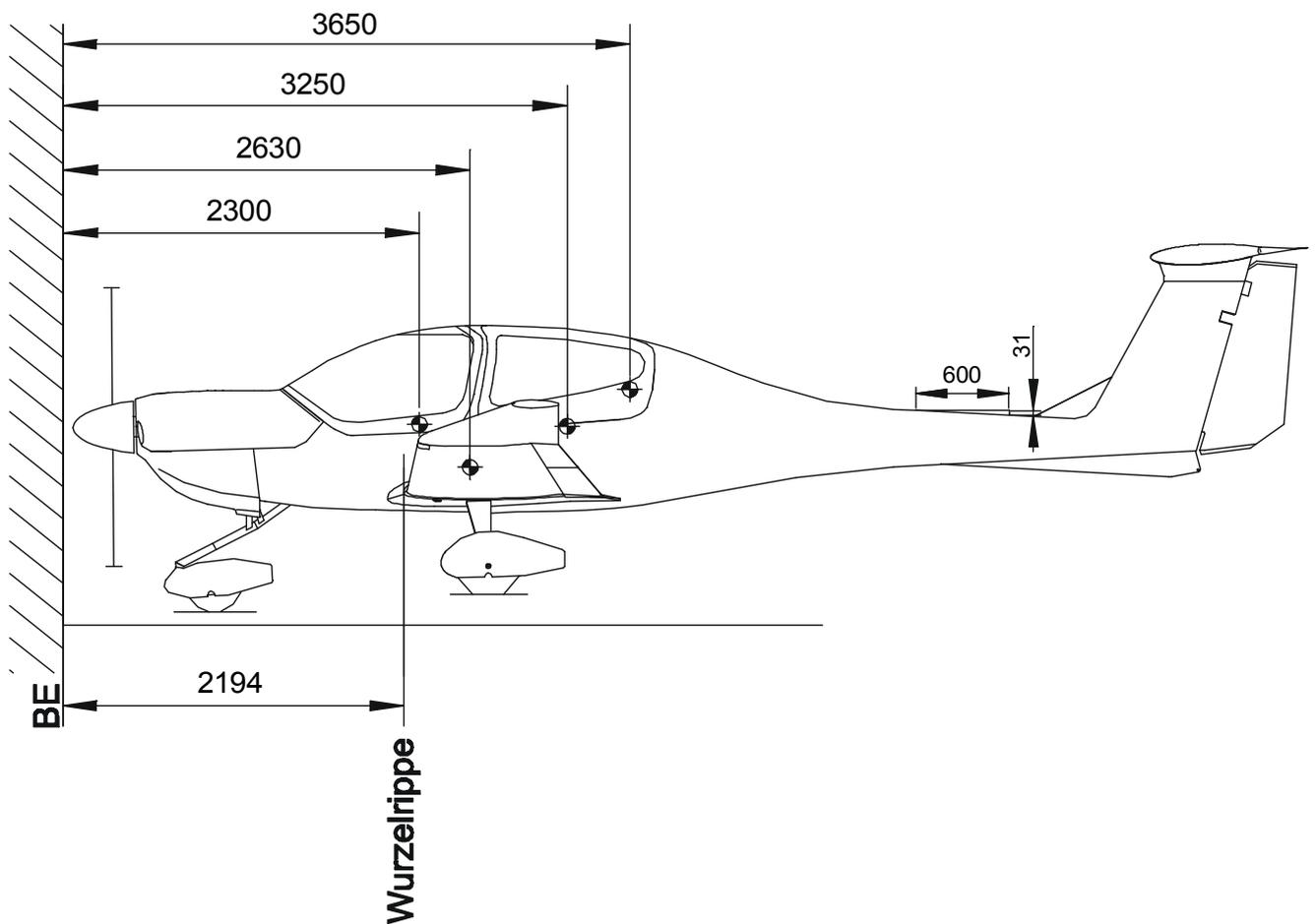
Zur Ermittlung der Momente wird Diagramm 6.4.2 - BELADUNGSDIAGRAMM herangezogen. Die Massen und Momente der einzelnen Positionen werden addiert. Anschließend wird im Diagramm 6.4.5 - ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT kontrolliert, ob das zur Gesamtmasse gehörende Gesamt-Moment im zulässigen Bereich liegt.

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

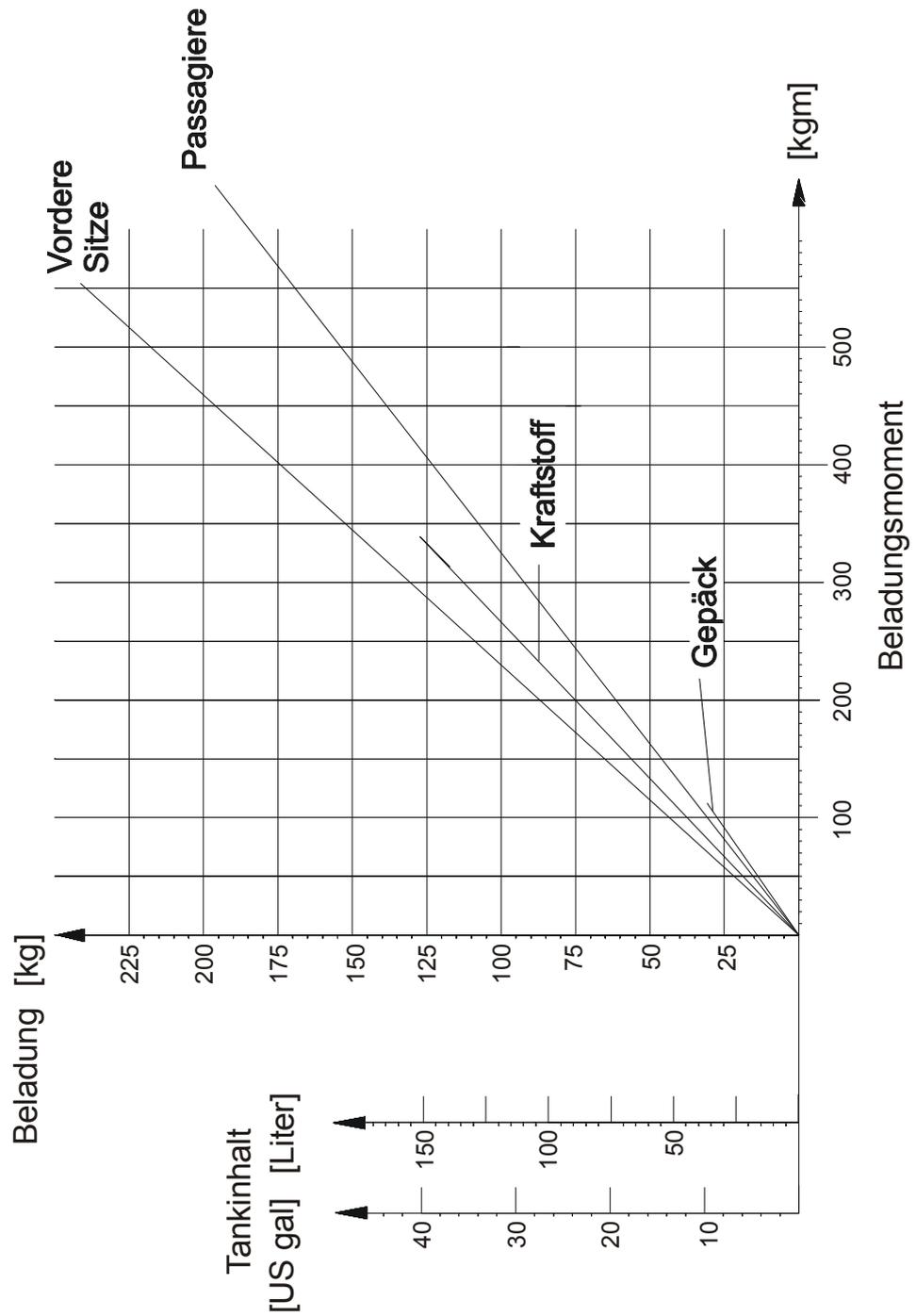
6.4.1 HEBELARME

Die wichtigsten Hebelarme, angegeben in Meter hinter BE:

- 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 BELADUNGSZUSTANDES

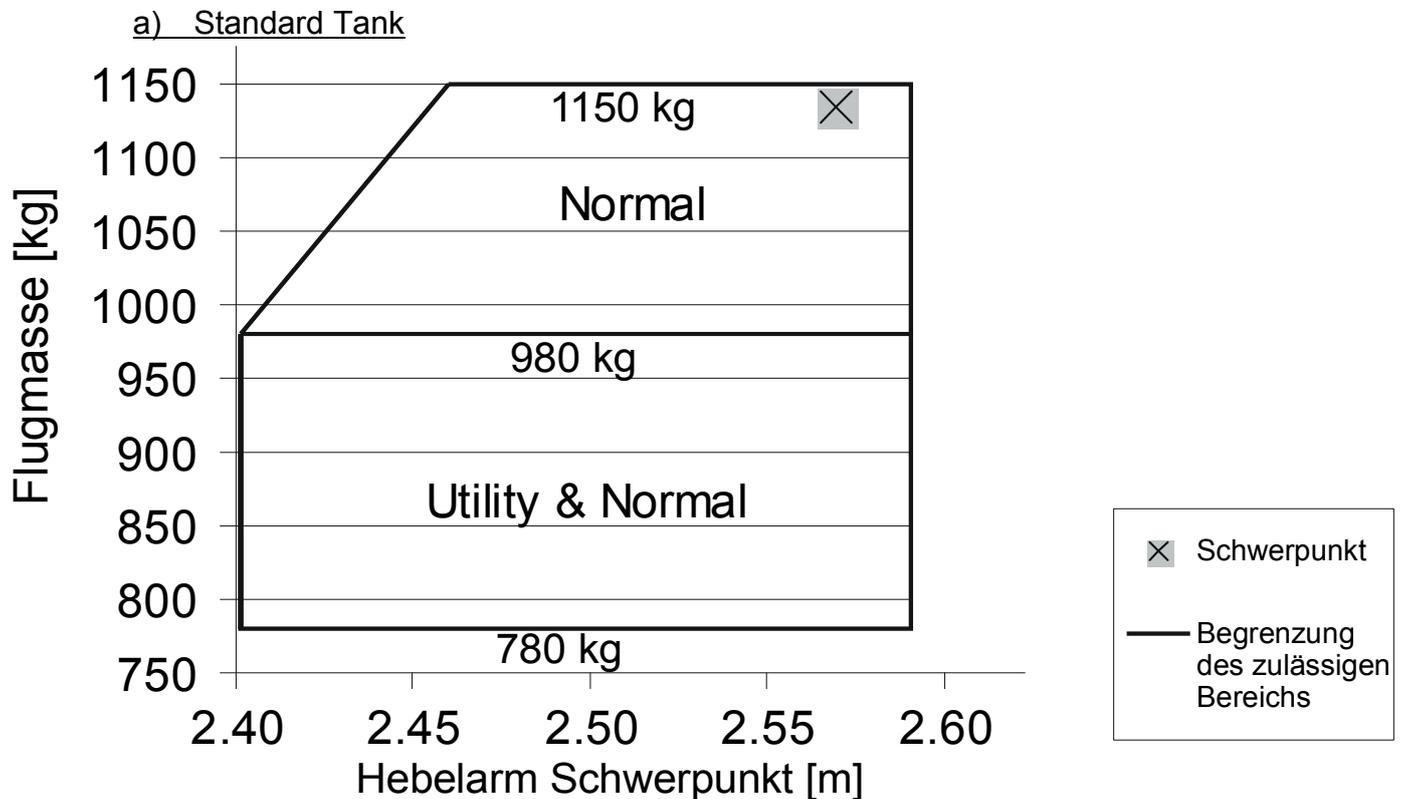
a) Standard Tank

BERECHNUNG DES BELADUNGSZUSTANDES	DA 40 D (Beispiel)		Ihre DA 40 D	
	Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1. Leermasse (aus Massen- und Schwerpunktbericht)	735	1820		
2. Vordere Sitze Hebelarm: 2,30 m	150	345		
3. Hintere Sitze Hebelarm: 3,25 m	150	487,5		
4. Gepäck Hebelarm: 3,65 m	0	0		
5. Gesamtmasse und Gesamt-Moment bei leergeflogenem Kraftstofftank (Summe von 1.-4.)	1035	2652,5		
6. Mitgeführter ausfliegbarer Kraftstoff (0,84 kg/l) Hebelarm: 2,63 m	100,8	265,10		
7. Gesamtmasse und -moment bei gefüllten Kraftstofftanks (Summe 5. und 6.)	1135,8	2917,60		
<p>8. Das Gesamtmoment aus Zeilen 5 und 7 (2652,5 bzw. 2917,6 kgm) ist durch die entsprechende Gesamtmasse (1035 bzw. 1135,8 kg) zu dividieren und im Diagramm in 6.4.4 - ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH aufzusuchen.</p> <p>Da Hebelarm des Schwerpunkts (2,562 m bzw. 2,569 m) und Masse in unserem Beispiel in den zulässigen Bereich fallen, ist der Beladezustand erlaubt.</p>				

b) Long Range Tank

BERECHNUNG DES BELADUNGSZUSTANDES	DA 40 D (Beispiel)		Ihre DA 40 D	
	Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1. Leermasse (aus Massen- und Schwerpunktbericht)	735	1820		
2. Vordere Sitze Hebelarm: 2,30 m	150	345		
3. Hintere Sitze Hebelarm: 3,25 m	80	260		
4. Gepäck Hebelarm: 3,65 m	0	0		
5. Gesamtmasse und Gesamt- Moment bei leergeflogenen Kraftstofftank (Summe von 1.-4.)	965	2425		
6. Mitgeführter ausfliegbarer Kraftstoff (0,84 kg/l) Hebelarm: 2,63 m	100,8	265,10		
7. Gesamtmasse und -moment bei gefüllten Kraftstofftanks (Summe 5. und 6.)	1065,8	2690,10		
<p>8. Das Gesamtmoment aus Zeilen 5 und 7 (2425 bzw. 2690,10 kgm) ist durch die entsprechende Gesamtmasse (965 bzw. 1065,8 kg) zu dividieren und im Diagramm in 6.4.4 - ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH aufzusuchen.</p> <p>Da Hebelarm des Schwerpunkts (2,513 m bzw. 2,524 m) und Masse in unserem Beispiel in den zulässigen Bereich fallen, ist der Beladezustand erlaubt.</p>				

6.4.4 ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH



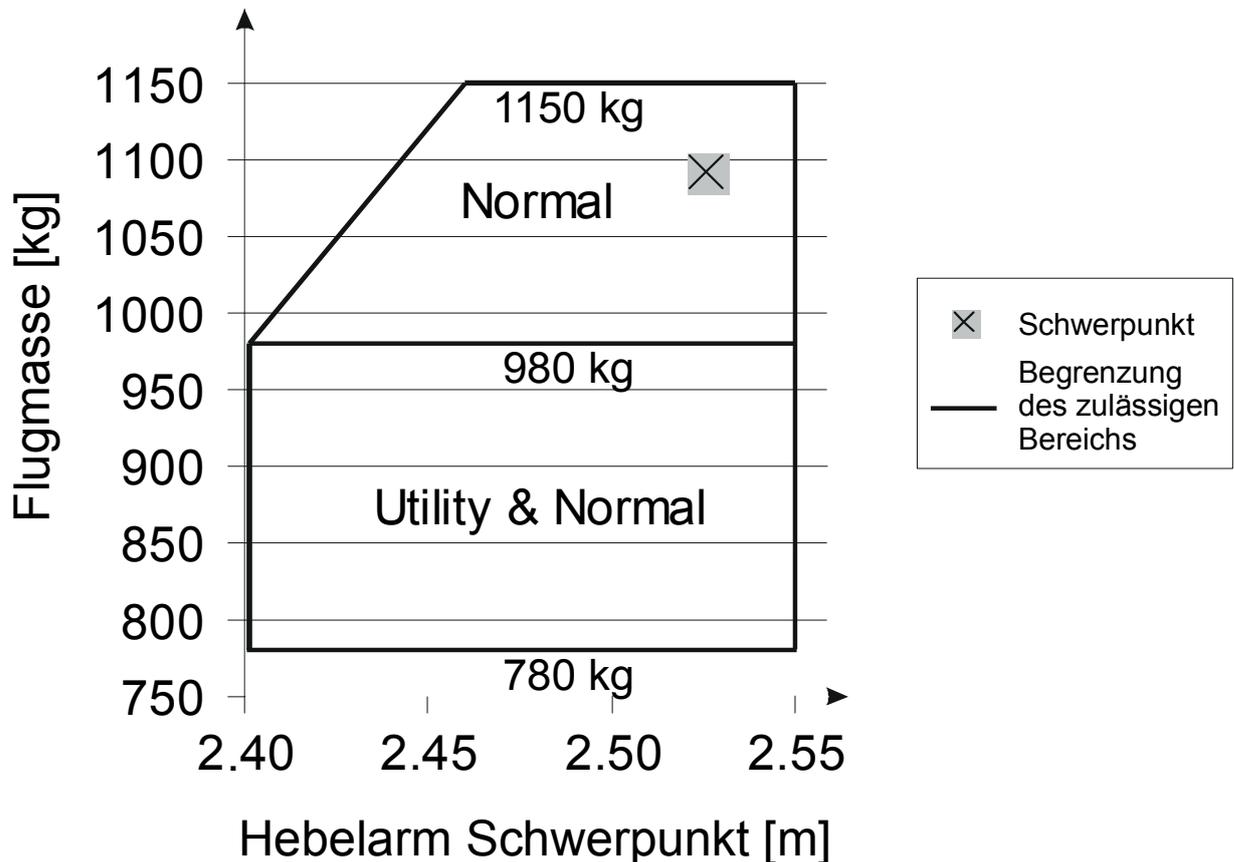
Der angegebene Schwerpunkt im Diagramm ist jener aus dem Beispiel in Tabelle 6.4.3(a) - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES, Zeile 7 (Zustand vor dem Start).

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 lineare Interpolation

Hinterste Flugmassenschwerpunktlage: 2,59 m hinter BE

(b) Long Range Tank



Der angegebene Schwerpunkt im Diagramm ist jener aus dem Beispiel in Tabelle 6.4.3 (b) - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES, Zeile 7 (Zustand vor dem Start).

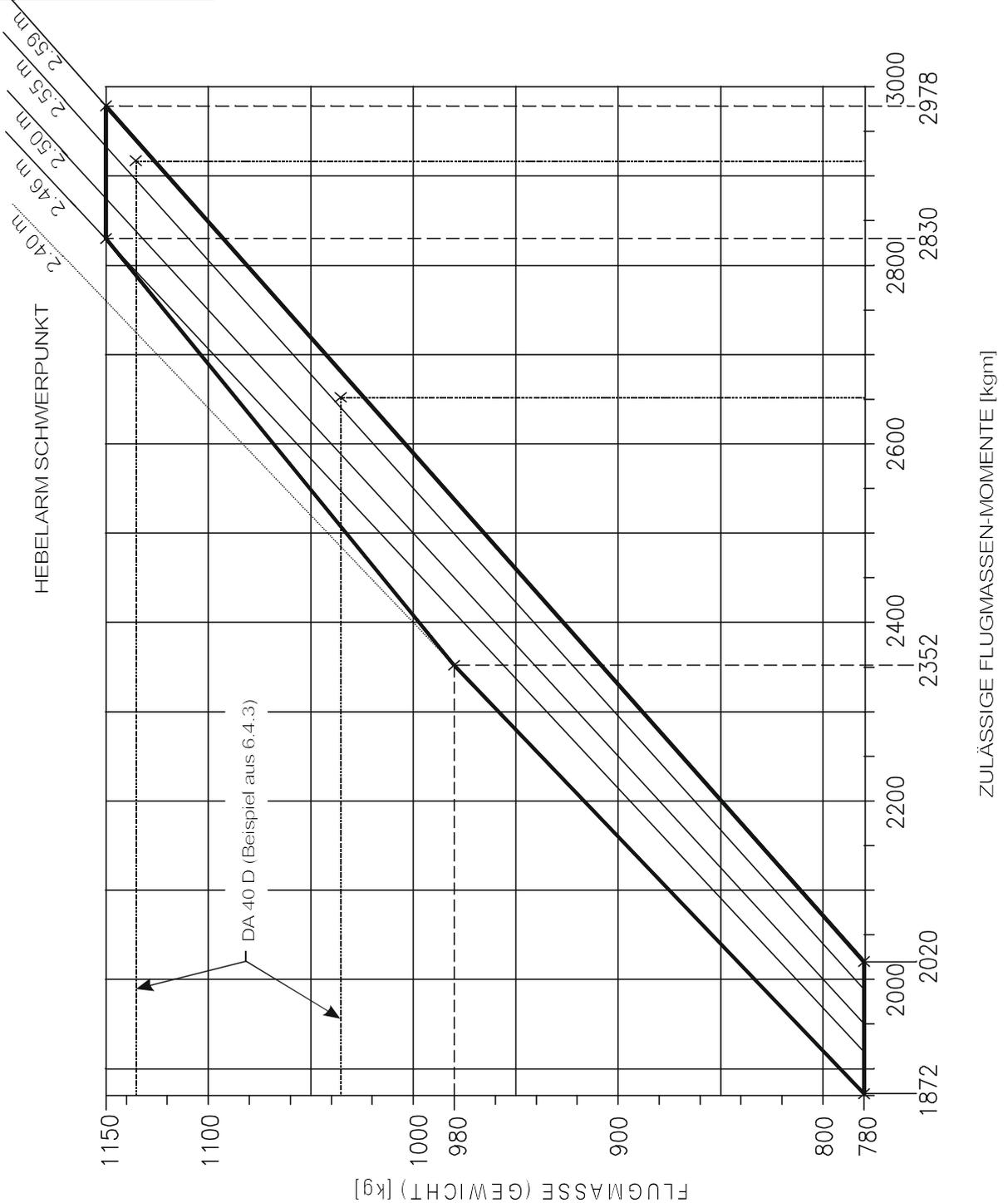
Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage: 2,40 m hinter BE (780 kg bis 980 kg)
 2,46 m hinter BE (bei 1150 kg)
 dazwischen lineare Interpolation

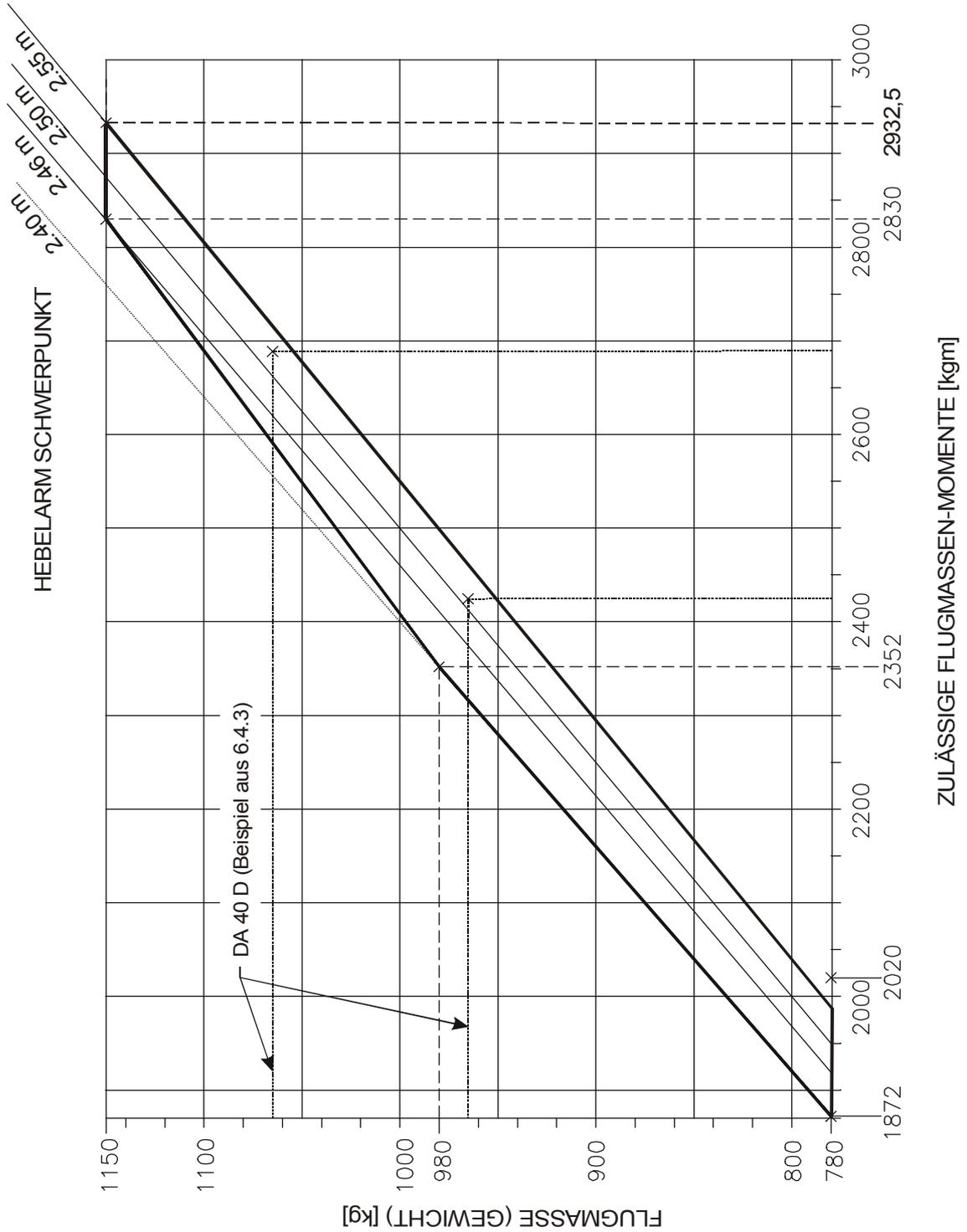
Hinterste Flugmassenschwerpunktlage: 2,55 m hinter BE

6.4.5 ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT

(a) Standard Tank



(b) Long Range Tank



6.5 AUSRÜSTUNGLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS

In der folgenden *Ausrüstungsliste* sind die für die DA 40 D 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.

ANMERKUNG

Die unten angeführte Ausrüstung darf nicht in jeder beliebigen Kombination eingebaut werden. Der Flugzeughersteller muß kontaktiert werden, bevor Ausrüstung aus- oder eingebaut wird, mit Ausnahme des Austausches eines Geräts durch ein identisches Gerät.

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
<i>AVIONICS COOLING</i>					
Avionics cooling fan	ACF314	ACF314	Sandia Aerospace		
Avionics cooling fan	SAFE 328	305-467-00	Sandia Aerospace		
PFD cooling fan	SAFE 128	305-468-00	Sandia Aerospace		
MFD cooling fan	SAFE 128	305-468-00	Sandia Aerospace		
Avionics cooling fan	Cyclon 21-3 Port	CRB6457	Lone Star Aviation		
<i>COMMUNICATION</i>					
COMM 1 antenna	DMC63-1/A		DM		
COMM 2 antenna	DMC63-2		DM		
COMM #1	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
COMM #1	GNS 530	011-00550-10	Garmin		
COMM #2	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
Audio panel / Marker / ICS	GMA 340	011-00401-10	Garmin		
ICS	PM1000 II	11922	PS Engineering		
Headset, pilot	Echelon 100		Telex		
Headset, copilot	Echelon 100		Telex		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
Headset, RH pax	Echelon 100		Telex		
Headset, LH 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(prior MSB40-018)	Bendix/King		
Flight computer	KC 140	065-00176-7702 (prior MSB40-018)	Bendix/King		
Flight computer	KC 140	065-00176-5403 (post MSB40-018)	Bendix/King		
Flight computer	KC 140	065-00176-7703 (post MSB40-018)	Bendix/King		
Flight computer	KC 140	065-00176-7904	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	Diamond		
CWS switch		031-00514-0000	Bendix/King		
AP-Disc switch		031-00428-0000	Bendix/King		
Trim switch assy		200-09187-0000	Bendix/King		
ELECTRICAL POWER					
Main battery	G-35		Gill		
Optional main battery	CB-35AXC	CB-35AXC	Concorde		
ECU backup battery	SLA Battery	LC-RA1212P()1	Panasonic		
Alternator excitation battery	SLA Battery	LC-R121R3P()	Panasonic		
External power connector			Diamond		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
Voltage converter	RB-125	RB125-BP31	KGS Electronics		
Emergency battery (28 pcs.)	MN 1500 AA		Duracell		
Emergency battery		D4D-2560-93-00	Diamond		
ECU backup battery tester		DAI-9024-00-01	Diamond		
DC/AC inverter	MD 26	MD 26-14	Mid Continent		
Voltage converter	RB-125		KGS Electronics		
<i>EQUIPMENT</i>					
Safety belts, pilot		5-01-1C0701-LH	Schroth		
Safety belts, co-pilot		5-01-1C5701-RH	Schroth		
Safety belts, RH pax		5-01-1B0701-RH	Schroth		
Safety belts, LH pax		5-01-1B5701-LH	Schroth		
ELT unit		E-01	ACK		
ELT remote unit		E0105	ACK		
ELT antenna		E0109	ACK		
ELT unit	JE2-NG	JE2-1978-1NG	Joliet Electronique		
ELT remote unit		JE2-1978-16	Joliet Electronique		
ELT antenna		JE2-1978-73	Joliet Electronique		
ELT unit	C406-1	453-5002-() ²	Artex		
ELT remote switch		345-6196-04	Artex		
ELT antenna		110-338	Artex		
ELT antenna		110-773	Artex		
Buzzer		130-4004	Artex		
ELT unit	ME 406	453-6603	Artex		
ELT buzzer		452-6505	Artex		
Arm rest from semi hard integral foam		DA4-5210-50-91	Diamond		
Winter baffle		DA4-2157-00-00	Diamond		
Nose gear tie-down		DA4-1001-00-00	Diamond		
<i>FLIGHT CONTROLS</i>					
Stall warning horn assy	"A"	DA4-2739-10-00	Diamond		
Stall warning horn assy	"B"	DA4-2739-10-00X01	Diamond		
Stall warning horn assy	"C"	DA4-2739-10-00X02	Diamond		
Stall warning horn assy	"D"	DA4-2739-10-00X03	Diamond		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
Stall warning horn assy	"E"	DA4-2739-10-00X04	Diamond		
Stall warning horn assy	"F"	DA4-2739-10-00X05	Diamond		
Flaps control unit (inst. panel)		500510	Krutz		
Flaps actuator assy		500535	Krutz		
Flaps actuator		DAI-9027-50-03	Diamond		
Flap control unit (PCB)		DAI-9027-50-04	Diamond		
<i>SAFETY EQUIPMENT</i>					
Fire extinguisher, portable		HAL1	AIR Total		
Fire extinguisher, portable ³		A 620 T	Amerex		
First aid kit					
Emergency axe		G45912	Fiskars		
<i>FUEL</i>					
Fuel transfer pump		5100-00-15	Dukes Inc.		
<i>HYDRAULIC</i>					
Master cylinder		10-54A	Cleveland		
Parking valve		60-5D	Cleveland		
Brake assembly		30-239B	Cleveland		
<i>INDICATING / REC. SYSTEM</i>					
Digital chronometer with OAT	M803		Davtron		
Flight timer		85094-12	Hobbs		
Annunciator panel		WW-IDC 002	White Wire		
Primary flight display (PFD)	GDU 1040	011-00972-02	Garmin		
Multi function display (MFD)	GDU 1040	011-00972-02	Garmin		
Primary flight display (PFD)	GDU 1040	011-00972-03	Garmin		
Multi function display (MFD)	GDU 1040	011-00972-03	Garmin		
Primary flight display (PFD)	GDU 1040	011-00972-10	Garmin		
Multi function display (MFD)	GDU 1040	011-00972-10	Garmin		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
<i>LIGHTS</i>					
Map/Reading light assy crew		W1461.0.010	Rivoret		
Cabin light		W1461.0.010	Rivoret		
Instr./Radio lights dimmer assy		WW-LCM 001	White Wire		
Glaeshield lamp assy		DA4-3311-10-01	Diamond		
Glaeshield lamp assy		DA4-3311-10-02	Diamond		
Glaeshield light inverter		APVL314-8-3-L-18QF	Quantaflex		
Glaeshield light inverter		APVL314-8-3-L-15QF	Quantaflex		
Glaeshield light inverter		APVL-314-4-1-L-5QF	Quantaflex		
Placards inverter		APVL314-8-3-L-5QF	Quantaflex		
Placard inverter		APVL-314-4-1-L-15QF	Quantaflex		
Strobe/Pos. light assy LH	A600-PRD-14	01-0790006-06	Whelen		
Strobe/Pos. light assy RH	A600-PGD-14	01-0790006-04	Whelen		
Strobe light power supply LH/RH	A490ATS-CF-14/28	01-0770062-05	Whelen		
Taxi light	70346	01-0770346-00	Whelen		
Landing light	70346	01-0770346-00	Whelen		
Electroluminescent lamp	Quantaflex 1600	D4D-1131-20-05	Quantaflex		
Electroluminescent lamp	Quantaflex 1600	D4D-1131-21-07	Quantaflex		
Electroluminescent lamp	Quantaflex 1600	D4D-1131-20-08	Quantaflex		
Electroluminescent lamp	Quantaflex 1600	D4D-1131-20-09	Quantaflex		
<i>NAVIGATION</i>					
Pitot/Static probe head, heated		DAI-9034-57-00	Diamond		
P/S probe HTR fail sensor		D4D-3031-01-00	Diamond		
Altimeter inHg/mbar, primary		5934PD-3	United Instr.		
Altimeter inHg/mbar, primary	LUN 1128	1128-12B8	Mikrotechna		
Altimeter inHg/mbar, secondary		5934PD-3	United Instr.		
Altimeter inHg/mbar, secondary	LUN 1128	1128-12B8	Mikrotechna		
Vertical speed indicator		7000	United Instr.		
Vertical speed indicator	LUN 1144	1144-A2B3	Mikrotechna		
Airspeed indicator		8025	United Instr.		
Airspeed indicator	LUN 1116	1116-B2B3	Mikrotechna		
Magnetic compass		C2400L4P	Airpath		
Directional gyro	4000B-31	1U262-002-42	Sigma-Tek		
Directional gyro	4000C-17	1U262-042-3	Sigma-Tek		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
Attitude indicator	1100-14LK(0D)	504-0110-926	BF-Goodrich		
Attitude indicator	1100-14LK(-2D)	504-0110-927	BF-Goodrich		
Attitude indicator, secondary	1100-14LK(0D)	504-0110-926	BF-Goodrich		
Attitude indicator, secondary	1100-14LK(-2D)	504-0110-927	BF-Goodrich		
Attitude indicator	LUN 1241	1241.A4Y4W	Mikrotechna		
Attitude indicator	LUN 1241	1241.C4Y4W	Mikrotechna		
Turn coordinator w/o AP pickup	1394T100-(3Z)		Electric Gyro Corp.		
Turn coordinator	1394T100-(12RZ)		Mid Continent Instr.		
Turn coordinator ⁴	1394T100-(12RA)		Mid Continent		
Turn coordinator	1394T100-(12RB)		Mid Continent		
Transponder	GTX 327	011-00490-00	Garmin		
Transponder	GTX 328	011-01684-00	Garmin		
Transponder	GTX 330	011-00455-00	Garmin		
XPDR antenna	KA60	071-01591-0001	Bendix/King		
XPDR antenna	KA 61	071-00221-0010	Bendix/King		
Altitude digitizer	SAE5-35	305154-00	Sandia Aerospace		
NAV antenna coupler	CI507		Comant		
dual NAV/dual GS antenna coupler	CI 1125		Comant		
VOR/LOC/GS antenna	CI157P		Comant		
NAV/COM/GPS #1	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
NAV/COM/GPS #1	GNS 530	011-00550-10	Garmin		
NAV/COM/GPS #2	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
CDI, VOR/LOC/GS	GI 106A	013-00049-01	Garmin		
CDI, VOR/LOC/GS #2	GI 106A	013-00049-01	Garmin		
GPS antenna #1	GA 56	011-00134-00	Garmin		
GPS antenna #2	GA 56	011-00134-00	Garmin		
GPS annunciation	MD41-1484		Mid Continent		
GPS antenna	GA 35	013-00235-00	Garmin		
GPS antenna	GA 35	013-00235-00	Garmin		
Compass system C/O	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	071-01242-0000	Bendix/King		
Flux valve	KMT 112	071-01052-0000	Bendix/King		
Marker antenna	CI102		Comant		
DME	KN 62A	066-01068-0004	Bendix/King		
DME antenna	KA60	071-01174-0000	Bendix/King		
DME antenna	KA61	071-00221-0010	Bendix/King		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
ADF	KR87	066-01072-0004	Bendix/King		
ADF antenna	KA44B	071-01234-0000	Bendix/King		
ADF indicator	KI227	066-03063-0001	Bendix/King		
Stormscope	WX-500	805-11500-001	Goodrich		
Stormscope antenna	NY-163	805-10930-001	Goodrich		
Audio panel / marker / ICS	GMA 1347	011-00809-00	Garmin		
Backup altimeter		5934PD-3	United Instruments		
Backup airspeed indicator	8025	8025-B.833	United Instruments		
Backup artificial horizon	4300	4300-206	Mid Continent		
Emergency compass	PG2	PG2C-12V	SIRS Navigation		
OAT probe	GTP 59	011-00978-00	Garmin		
Digital air data system	GDC 74A	011-00882-00	Garmin		
Digital air data system	GDC 74A	011-00882-10	Garmin		
Integrated avionics #1	GIA 63	011-00781-01	Garmin		
Integrated avionics #2	GIA 63	011-00781-01	Garmin		
Integrated avionics #1	GIA 63W	011-01105-20	Garmin		
Integrated avionics #2	GIA 63W	011-01105-20	Garmin		
Transponder	GTX 33	011-00779-10	Garmin		
Attitude / Heading reference system	GRS 77	011-00868-00	Garmin		
Attitude / Heading reference system	GRS 77	011-00868-10	Garmin		
Magnetometer	GMU 44	011-00870-00	Garmin		
Magnetometer	GMU 44	011-00870-10	Garmin		
ADF receiver	RA 3502-(01)	0576.786-912	Becker		
ADF/RMI converter	AC 3504-(01)	0576.808-912	Becker		
ADF antenna	AN3500	0576.816-912	Becker		
DME	KN 63	066-1070-01	Bendix/King		
VACUUM					
Vacuum regulating valve	2H3-2		Parker		
Suction gauge		5001	Varga		
Pneumatic filter	1J7-2		Parker		
ENGINE	TAE-125-01	02-7200-14001R(*)	Thielert		
ENGINE	TAE-125-01	02-7200-14005R5	Thielert		
ENGINE	TAE-125-02-99	125-02-99-(0001)-(01)	Thielert		
ENGINE CONTROL UNIT	ECU	02-7610-55001R(*)	Thielert		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
ENGINE CONTROL UNIT	ECU	02-7610-55180R(*)	Thielert		
ENGINE CONTROL UNIT	ECU	02-7610-E000101 ⁵	Thielert		
	ECU	05-7610-E0001 02 ⁶	Thielert		
	ECU Firmware 7		Thielert		
	ECU Mapping 7		Thielert		
<i>ENGINE EXHAUST</i>					
Exhaust pipe		600400	Diamond		
Muffler		D4D-7807-10-00	Diamond		
<i>ENGINE INDICATING</i>					
Compact engine display	CED-125	02-7730-5501-(01)-(01)	Thielert		
Compact engine display	TAE-CED-125	02-7730-5501-(06)-(02) ⁶	Thielert		
Auxiliary engine display	AED-125	02-7730-5503-(01)-(01)	Thielert		
Auxiliary engine display	AED-125	02-7730-5503-(02)-(02)	Thielert		
Engine / Airframe unit	GEA 71	011-00831-00	Garmin		
PROPELLER	MTV-6-A/187-129		mt-Propeller		
<i>LANDING GEAR</i>					
<i>LANDING GEAR STANDARD</i>					
<i>FAIRINGS</i>					
MLG wheel fairing LH		D41-3213-91-00	Diamond		
MLG wheel fairing RH		D41-3213-92-00	Diamond		
NLG wheel pant shell LH		D41-3223-91-00_1	Diamond		
NLG wheel pant shell RH		D41-3223-92-00_1	Diamond		
<i>LANDING GEAR SPEEDKIT</i>					
MLG speed cover LH		DA4-3219-27-00_1	Diamond		
MLG speed cover RH		DA4-3219-28-00_1	Diamond		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
MLG sheet cover LH		DA4-3219-25-00	Diamond		
MLG sheet cover RH		DA4-3219-26-00	Diamond		
MLG cover speed LH		DA4-3219-21-00	Diamond		
MLG cover speed RH assembly		D4D-3219-12-00	Diamond		
MLG strut cover LH		DA4-3219-23-00	Diamond		
MLG strut cover RH		DA4-3219-24-00	Diamond		
NLG wheel pant shell LH		D41-3223-91-00_1	Diamond		
NLG wheel pant shell RH		D41-3223-92-00_1	Diamond		
NLG strut cover		DA4-3229-29-00	Diamond		
<i>LANDING GEAR SMALL TIRES AND FAIRINGS</i>					
MLG wheel fairing assy small tire LH		DA4-3215-91-00	Diamond		
MLG wheel fairing assy small tire RH		DA4-3215-92-00	Diamond		
NLG wheel fairing shell LH		DA4-3225-91-00	Diamond		
NLG wheel fairing shell RH		DA4-3225-92-00	Diamond		
Bracket assy LH MLG wheel fairing		DA4-3215-31-00	Diamond		
Bracket assy RH MLG wheel fairing		DA4-3215-32-00	Diamond		
Brake cover MLG wheel frame LH		DA4-3215-93-00	Diamond		
Brake cover MLG wheel frame RH		DA4-3215-94-00	Diamond		
NLG strut fairing assy		DA4-3227-90-00	Diamond		
<i>LANDING GEAR SMALL TIRES AND FAIRINGS WITH MAINTENANCE ACCESS</i>					
MLG wheel fairing assy access door LH		DA4-3215-91-00X01	Diamond		
MLG wheel fairing assy access door RH		DA4-3215-92-00X01	Diamond		
NLG wheel fairing shell LH		DA4-3225-91-00X01	Diamond		
NLG wheel fairing shell RH		DA4-3225-92-00	Diamond		
Bracket assy LH MLG wheel fairing		DA4-3215-31-00	Diamond		
Bracket assy RH MLG wheel fairing		DA4-3215-32-00	Diamond		
Brake cover MLG wheel frame LH		DA4-3215-93-00	Diamond		
Brake cover MLG wheel frame RH		DA4-3215-94-00	Diamond		
NLG strut fairing assy		DA4-3227-90-00	Diamond		

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
<i>TANK SYSTEM</i>					
Standard tank chamber ¹		D4D-2817-21(22)-00	Diamond		
Long range tank chamber ¹		D4D-2807-23-00	Diamond		
FLUGHANDBUCH		Dok. Nr 6.01.05	Diamond		

(*).....gültiger Revisionsstand

1. Tank System: Es darf nur entweder der Standard Tank (OÄM 40-100) oder der Long Range Tank (OÄM 40-0130) verwendet werden.
2. Die gesamte Teilenummer der ELT-Einheit hängt vom Kennzeichen des Flugzeuges, in das der ELT eingebaut ist, ab.
3. Amerex A620T ist UL gelistet und darf in Flugzeugen, die in Kanada oder in den USA registriert sind, verwendet werden. Für Flugzeuge die in einem anderen Land registriert sind, kontaktieren Sie bitte die zuständige Behörde.
4. Der Wendezweiger 1394T100-(12RA) kann nur in Verbindung mit dem Garmin G1000-System eingebaut werden.
5. Bei Austausch muss die ECU P/N 02-7610-E000101 durch ECU P/N 02-7610-E000102 ersetzt werden.
6. Nur für TAE-125-02-99 - Motor (wenn MÄM 40-256 durchgeführt wurde).

- 7. Siehe Service Bulletin MSB-D4-044, letztgültige Fassung, für zugelassene Firmware und Mappings.

Ort: _____ Datum: _____ Unterschrift: _____

Masse/Schwerpunkt



DA 40 D FHB

Bewußt freigelassen.

KAPITEL 7

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

7.1	EINFÜHRUNG	7-2
7.2	FLUGWERK	7-2
7.3	STEUERUNGSANLAGE	7-3
7.4	INSTRUMENTENBRETT	7-8
7.5	FAHRWERK	7-11
7.6	SITZE UND SICHERHEITSGURTE	7-13
7.7	GEPÄCKRAUM	7-13
7.8	KABINENHAUBEN UND INNENRAUM	7-14
7.9	TRIEBWERK	7-17
	7.9.1 MOTOR, ALLGEMEINES	7-17
	7.9.2 BEDIENELEMENTE	7-18
	7.9.3 PROPELLER	7-22
	7.9.4 MOTORINSTRUMENTE	7-24
	7.9.5 KRAFTSTOFFSYSTEM	7-26
	7.9.6 KÜHLSYSTEM	7-35
	7.9.7 TURBOLADERSYSTEM	7-36
	7.9.8 ÖLSYSTEME	7-37
7.10	ELEKTRISCHES SYSTEM	7-38
	7.10.1 ALLGEMEINES	7-39
	7.10.2 MOTORSTEUERUNGSEINHEIT / ECU	7-45
	7.10.3 ANNUNCIATOR PANEL (WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDS- LEUCHTEN)	7-47
7.11	STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM	7-51
7.12	ÜBERZIEHWARNUNG	7-51
7.13	AVIONIK	7-51

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 Klappenschalen 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 Klappen 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 Sicherheitsautomaten.

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 Seitenruder-Anschlägen für Vollausschlag, mit 4 Schrauben am hinteren Steg der Seitenruderflosse befestigt; 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 dem Leistungshebel. 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

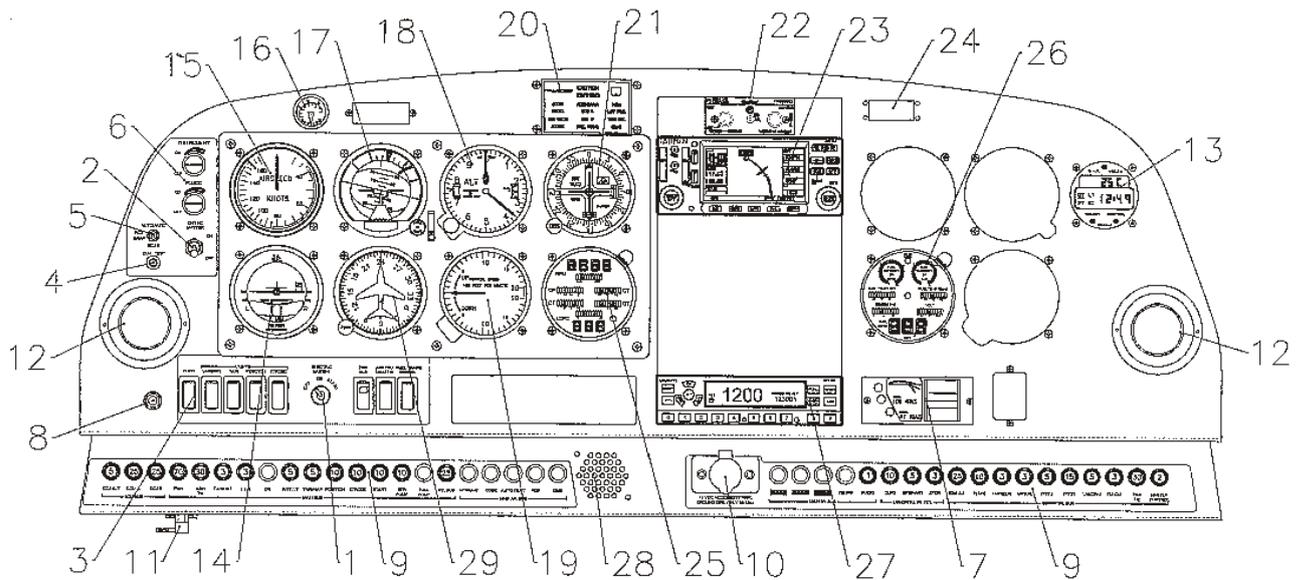
Instrumentenbrettvarianten

Die DA 40 D kann mit einer Vielzahl von Instrumentenbrettvarianten ausgerüstet sein. In diesem Abschnitt werden daher nur zwei Grundvarianten beispielhaft beschrieben (VFR und IFR). Die in ein bestimmtes Flugzeug tatsächlich eingebaute Ausrüstung kann dem Ausrüstungsverzeichnis, Abschnitt 6.5, entnommen werden. Bevor Teile der Ausrüstung aus- oder eingebaut werden, muß der Flugzeughersteller kontaktiert werden; ausgenommen ist nur der Ersatz eines bestimmten Ausrüstungsteils durch ein identisches.

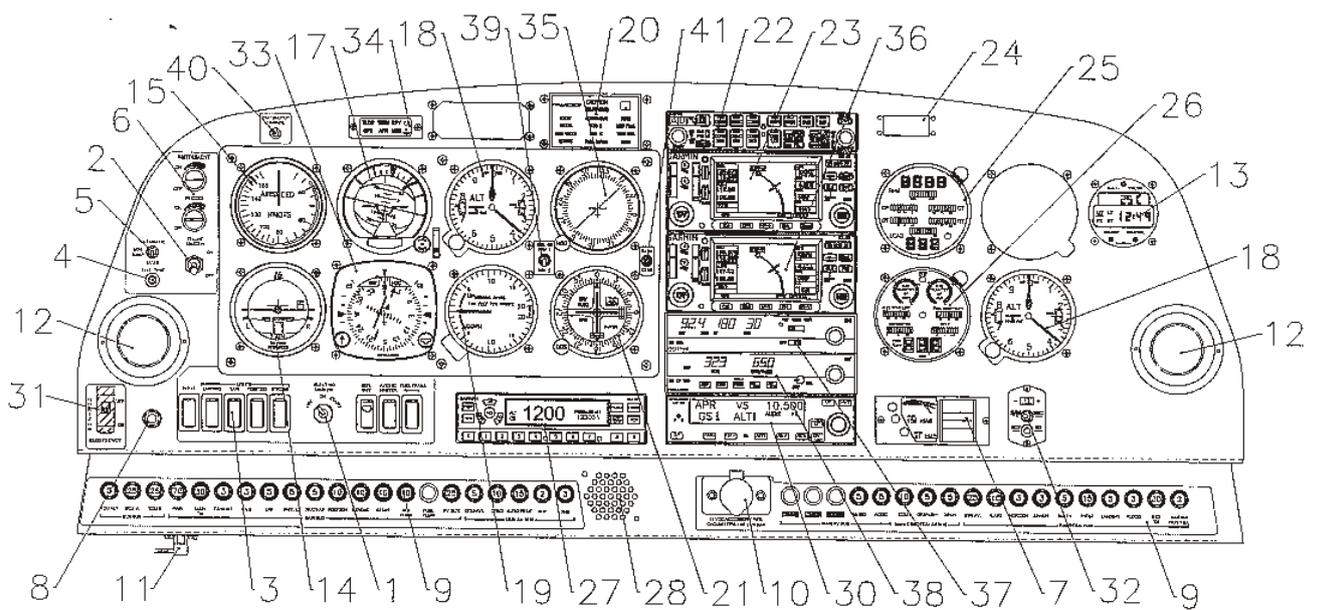
Major instruments and controls	
1 ELECTRIC MASTER	22 Intercom
2 ENGINE MASTER	23 COM / NAV / GPS
3 Elektrische Schalter	24 ELT-Bedieneinheit
4 ECU TEST	25 Motorhauptinstrument (CED)
5 ECU SWAP	26 Motorzusatzinstrument (AED)
6 Drehschalter für Instrumentenbeleuchtung und Flutlicht	27 Transponder
7 Schalter für Klappen	28 Horn der Überziehwarnung
8 Mikrofonbuchse	29 Kurskreisel
9 Elektrische Sicherungen*	30 Autopilot-Steuereinheit
10 Zusatzsteckdose	31 Notschalter
11 Alternate static valve	32 Slaving Meter
12 Lüftungsdüsen	33 Horizontal Situation Indicator (HSI)
13 Uhr mit Außentemperaturanzeige	34 GPS Annunciation Unit
14 Wendezeiger	35 ADF (Radiokompaß)-Anzeige
15 Fahrtmesser	36 COM / NAV / GPS Nr. 2
16 Vakuumanzeige	37 DME-Empfänger
17 Künstlicher Horizont	38 ADF (Radiokompaß)-Empfänger
18 Höhenmesser	39 Remote DME-Schalter
19 Variometer	40 ECU BACKUP Warnleuchte
20 Annunciator Panel	41 'Clear WX 500'-Taster
21 Course deviation indicator (CDI)	

Seite 7 - 8	Revision 6 31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
-------------	------------------------	------------------

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



VFR Instrumentenbrett (Muster)

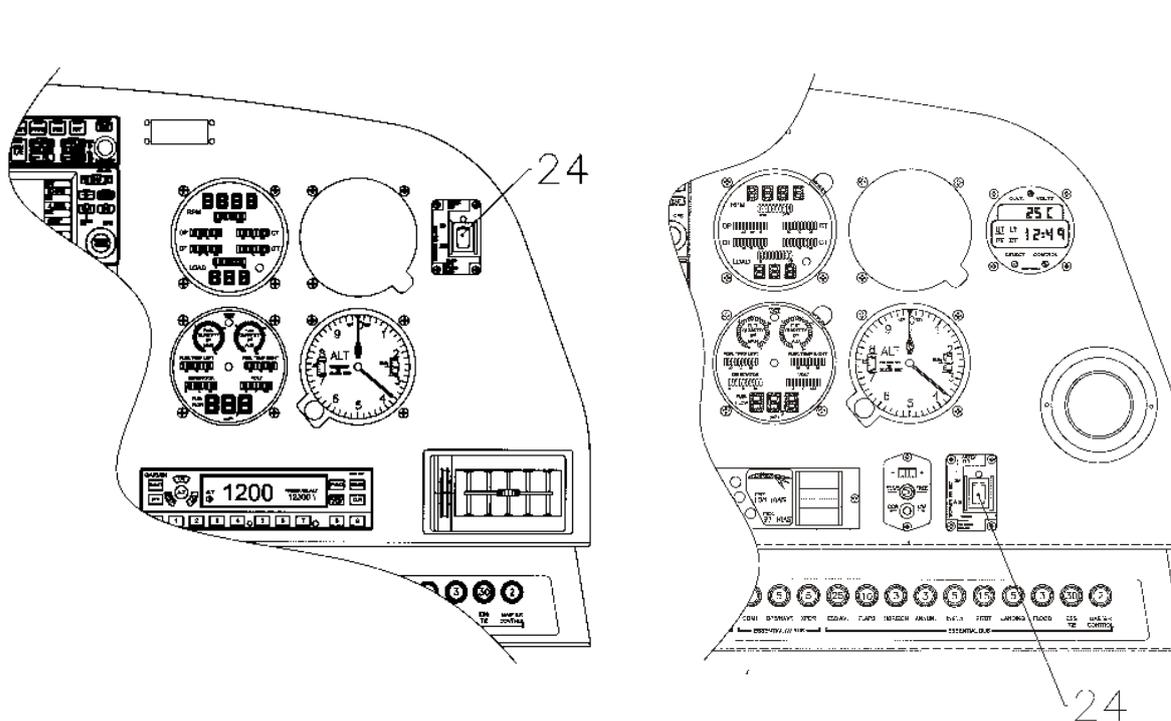


IFR Instrumentenbrett (Muster)

Cockpitbelüftung

Die Lüftung vorne wird an den schwenkbaren Lüftungsdüsen (12) 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.

Untenstehende Abbildungen zeigen die Position des im Instrumentenbrett eingebauten Schalters des ELT, ARTEX C406-1 oder ME 406, welche für alle Instrumentenbrett-Versionen, außer der Garmin G1000 Version, der DA 40 D zutreffen.



7.5 FAHRWERK

Das Fahrwerk besteht aus einem gefederten Hauptfahrwerk aus Stahlblättern und einem frei nachlaufenden Bugrad, das durch ein Elastomer-Paket gefedert wird.

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

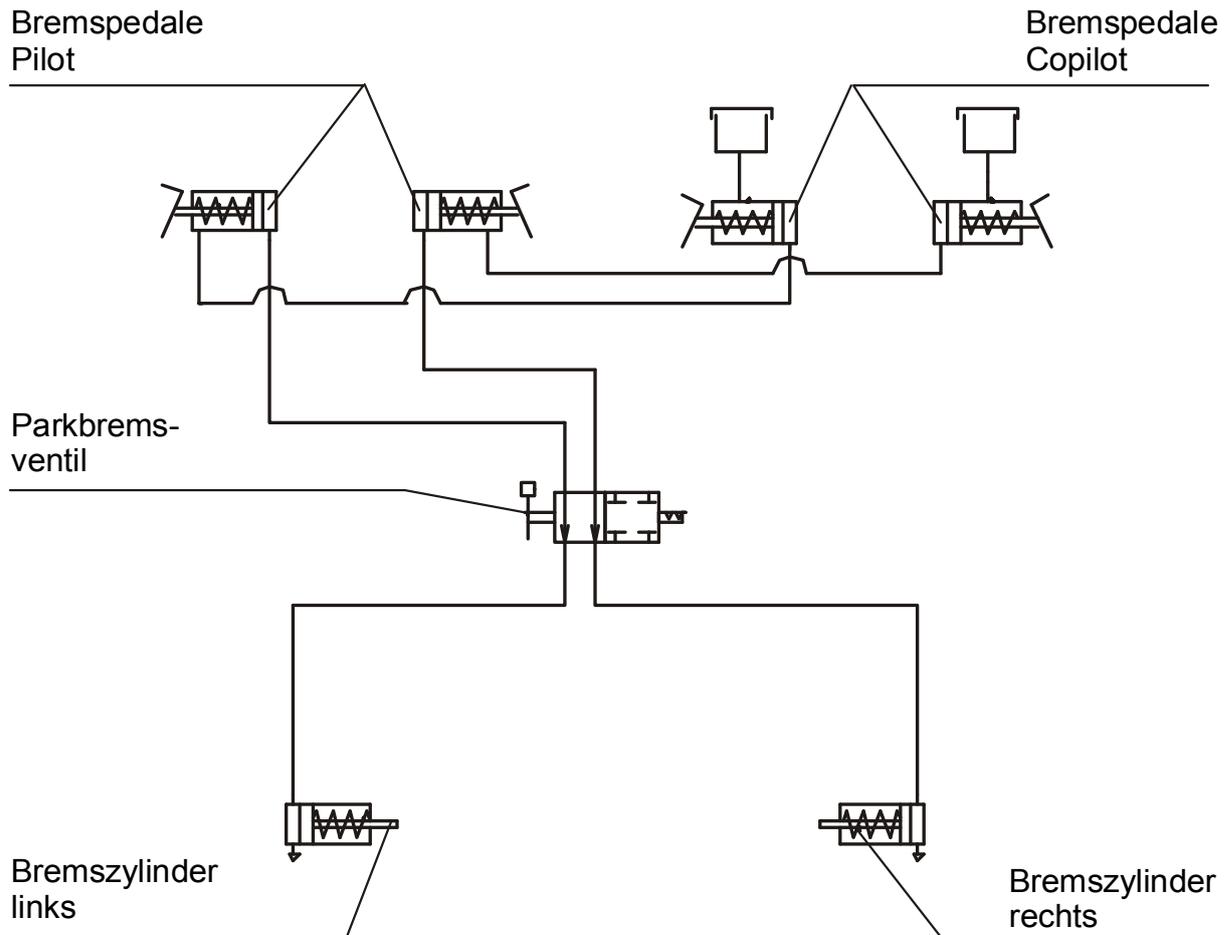
Radbremse

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 Dreipunktgurten versehen. Das Schließen der Gurte erfolgt durch
- Einstecken des Gurtclips in das Gurtschloß. Geöffnet werden die Gurte durch Drücken
- der Entriegelung des Gurtschlusses.

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 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.

Die vordere Kabinenhaube darf vor dem Start nicht mit dem Schloß versperrt werden, um im Notfall die Bergung von außen nicht zu behindern.

Auf der linken und rechten Seite der Kabinenhaube befinden sich Fenster, die zur zusätzlichen Lüftung und als Notfenster verwendet werden können.

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 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. Zur besseren Handhabung ist zusätzlich ein Griff montiert.

WARNUNG

Die Kabinenhaube darf vor dem Start nicht mit dem Schloß versperrt werden, um im Notfall die Bergung von außen nicht zu behindern.

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: (Luftverteilerhebel)	oben	= Lüftung Scheibe (DEFROST)
	unten	= Lüftung Fußraum (FLOOR)

Notaxt

Wenn OÄM 40-326 umgesetzt ist, befindet sich eine Notaxt an der Bodenplatte unter dem Co-Pilotensitz (siehe nachfolgende Grafik).

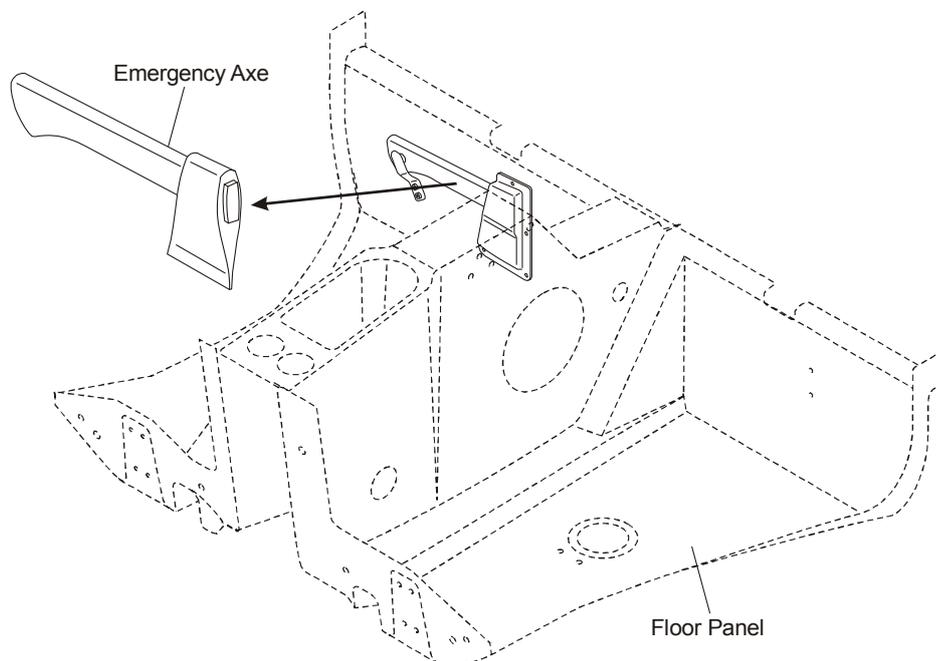
Wenn sich die Kabinenhaube in einem Notfall nicht öffnen läßt, kann die Notaxt verwendet werden, um die Kabinenhaube aufzubrechen.

WARNUNG

Verletzen sie keine Personen, wenn sie die Notaxt verwenden.

WARNING

Achtung vor scharfen Kanten und Splittern der zerstörten Kabinenhaube.



7.9 TRIEBWERK

7.9.1 MOTOR, ALLGEMEINES

Thielert Aircraft Engines TAE125:

- Flüssigkeitsgekühlter Vierzylinder-Dieselmotor mit Naßsumpfschmierung
- Reihenmotor
- Common Rail-Direkteinspritzung
- Propeller-Reduktionsgetriebe 1:1,69
- Digitale Motorsteuerung mit integriertem Propellerregler (eigenes Ölsystem)
- Turbolader mit Ladeluftkühlung

Hubraum:

TAE 125-01:	1689 cm ³
TAE 125-02-99:	1991 cm ³

Höchstleistung: 99 kW (135 PS) bei 2300 RPM auf Meeresniveau bei ISA

Max. Dauerleistung: 99 kW (135 PS) bei 2300 RPM auf Meeresniveau bei ISA

Zwei Motorüberwachungsinstrumente (CED 125; AED 125) zur Überwachung wichtiger Betriebsparameter befinden sich im Instrumentenbrett auf der rechten Seite. Der Motor kann nur betrieben werden, wenn der ENGINE MASTER auf ON steht. Die ECU wird bei laufendem Motor und funktionsfähigem Generator auch dann mit Strom versorgt, wenn die Batterie durch den ELECTRIC MASTER vom Stromversorgungssystem getrennt ist. Bei Ausfall von Batterie und Generator wird die ECU von einer eigenen ECU Backup Battery versorgt.

7.9.2 BEDIENELEMENTE

Leistungshebel

Die Motorleistung wird durch den Leistungshebel gesetzt, welcher sich auf der großen Mittelkonsole befindet. 'Vorne' und 'hinten' beziehen sich auf die Flugrichtung. Die Hebelreibung kann durch Ziehen des Griffs in der Mitte des Leistungshebels erhöht und durch Drücken des Knopfs oben auf dem Leistungshebel verringert werden.

Der Leistungshebel dient zum Setzen der gewünschten Motorleistung LOAD (%).

Hebel vorne (MAX) = Maximale Leistung

Hebel hinten (IDLE) = Leerlauf

Die ECU steuert den Ladedruck, die eingespritzte Kraftstoffmenge und die Propellerdrehzahl entsprechend der gewünschten Motorleistung, welche mit dem Leistungshebel gesetzt wurde.

Der Propellerregler ist vorne an den Motor angeflanscht. Der Propellerreglerkreislauf ist ein eigener Ölkreislauf. Bei Abfall des Öldrucks laufen die Propellerblätter auf kleinstmögliche Steigung (höchste Drehzahl). Damit ist es möglich, den Flug gemäß 3.2.6-DEFEKTES DREHZAHN-REGELSYSTEM fortzusetzen.

WICHTIGER HINWEIS

Bei Ausfall des Reglers ist die Drehzahl über den Leistungshebel zu regeln. Ein Überschreiten von 2500 RPM muß auf jeden Fall vermieden werden.

WICHTIGER HINWEIS

Der Leistungshebel sollte langsam bewegt werden, um Überdrehzahlen und rasche Drehzahländerungen zu vermeiden. Die leichten Holzpropellerblätter bewirken raschere Drehzahländerungen als Metallpropellerblätter.

WARNUNG

Durch eine Fehlfunktion der ECU können die Propellerblätter in der höchstmöglichen Steigung verbleiben. In diesem Fall ist die verringerte Motorleistung zu berücksichtigen.

ELECTRIC MASTER

Der Schlüssel kann in drei Positionen geschaltet werden:

- OFF** Trennen der Batterie vom Stromversorgungssystem
- ON** Verbinden der Batterie mit dem Stromversorgungssystem
- START** Start des Motors

ENGINE MASTER

Der Motor kann nur angelassen werden, wenn der ENGINE MASTER auf ON steht. Um den Motor abzuschalten, wird der ENGINE MASTER auf OFF geschaltet.

ECU SWAP

Im Normalfall steht dieser Schalter auf AUTOMATIC. Der Motor wird von der ECU A gesteuert. Im Fall eines Fehlers der aktiven ECU A (Motorsteuerungseinheit) wird automatisch auf ECU B umgeschaltet. Wenn die automatische Umschaltung nicht funktioniert, kann manuell auf ECU B umgeschaltet werden. Dieses Verfahren ist nur im Notfall anzuwenden.

ECU TEST

Der 'ECU TEST'-Taster hat in Abhängigkeit von der Stellung des Leistungshebels und der Drehzahl zwei verschiedene Funktionen:

Leistungshebel auf 'IDLE' und eine Drehzahl (RPM) unter etwa 900:

Durch Drücken und Halten des Tasters wird der Selbsttest der ECU gestartet, wobei der Taster bis zum Ende des Selbsttests gehalten werden muß. Der Selbsttest ist sowohl am Boden als auch im Flug möglich, jedoch muß sich der Leistungshebel in der 'IDLE'-Stellung befinden, anderenfalls wird der Selbsttest nicht gestartet. Während des Tests schaltet die ECU von ECU A auf ECU B um und die Propellerverstellung durchläuft einen Testzyklus. Die Drehzahl des Propellers wird automatisch von der ECU überwacht. Beim Umschalten von einer ECU zur anderen darf ein einmaliges leichtes Rütteln des Motors auftreten. Am Ende des Selbsttests schaltet die ECU von ECU B wieder auf ECU A zurück. Danach müssen beide Vorwarnleuchten erlöschen, und der Motor muß gleichmäßig laufen.

Leistungshebel über der 'IDLE'-Position oder eine Drehzahl (RPM) über etwa 900:

Wird eine Vorwarnung 'ECU A' oder 'ECU B' angezeigt, kann der 'ECU TEST'-Taster für mehr als 2 Sekunden gedrückt werden, um die Vorwarnung zu löschen. Das Löschen der Vorwarnung ist nur einmal und nur bei geringfügigen Störungen des Systems möglich.

Zusätzlich wird der 'ECU Test'-Taster in IFR-ausgestatteten Flugzeugen verwendet, um die Ladung der ECU Backup-Batterie zu testen. Dieser Test muß vor jedem Flug bestanden werden. Der Test ist sowohl am Boden als auch im Flug möglich, jedoch darf die ECU Backup-Batterie gerade nicht verwendet werden, andernfalls wird der Test nicht gestartet. Während des Tests mißt der Batterietester, welcher im Instrumentenbrett eingebaut ist, mehrere Werte der ECU Backup-Batterie. Dies wird durch Blinken einer roten LED, welche auf der linken Seite des Instrumentenbrettes eingebaut ist, angezeigt. Falls die Kapazität der ECU Backup Batterie nur 70% oder weniger ihrer Nennkapazität aufweist, leuchtet die 'ECU BACKUP UNSAFE'-Leuchte dauernd.

Alternate Air

Bei Leistungsabfall aufgrund Vereisung oder Verstopfung des Luftfilters gibt es die Möglichkeit, Luft aus dem Motorraum anzusaugen. Der ALTERNATE AIR-Betätigungshebel befindet sich unter dem Instrumentenbrett links neben der Mittelkonsole. Zum Öffnen der Alternate Air wird der Hebel nach hinten 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**

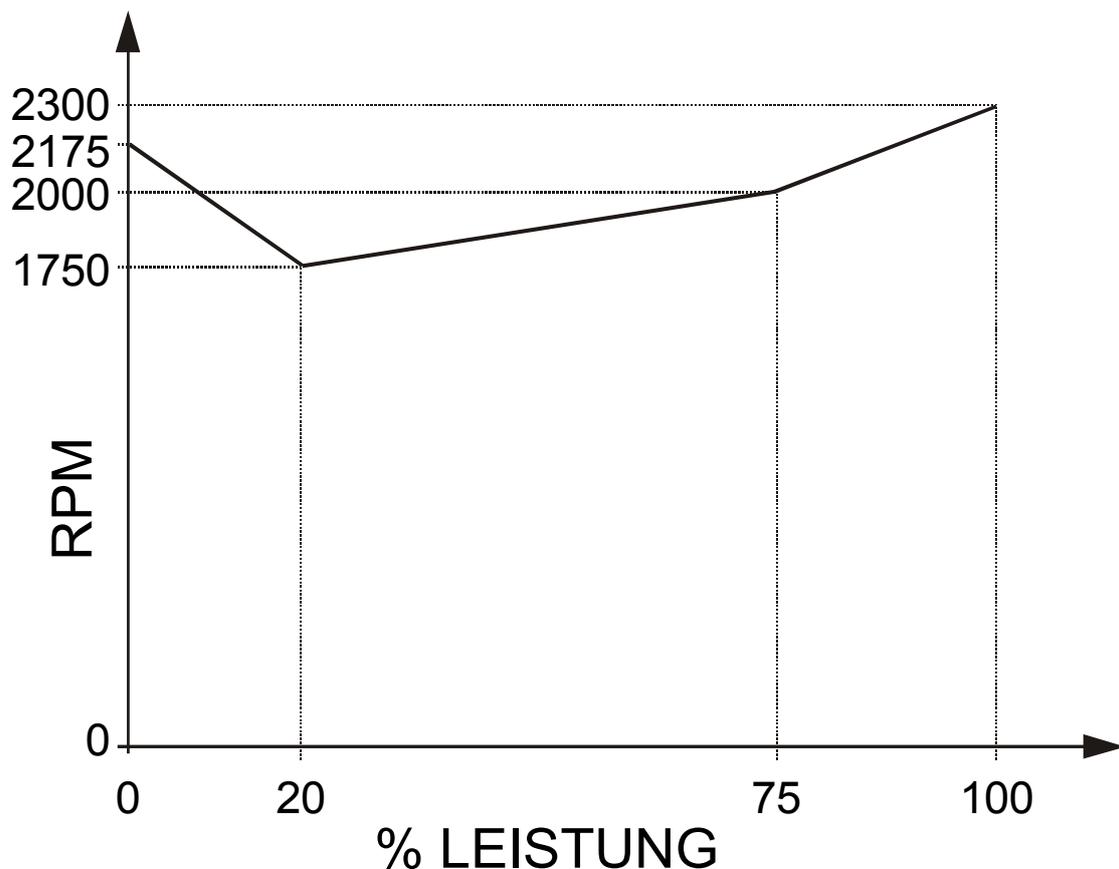
7.9.3 PROPELLER

Eingebaut ist ein hydraulisch geregelter 3-Blatt Constant Speed-Propeller der Firma mt-Propeller, Typ MTV-6-A/187-129. 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. Die Konstruktion ergibt geringstes Gewicht bei höchster Sicherheit gegen Schwingungen.

Propellerregelung

Das Propellerregelsystem ist in den Motor integriert. Die ECU regelt die Steigung der Propellerblätter automatisch.

Abhängig von der gesetzten Motorleistung wird die Steigung der Propellerblätter so gesetzt, daß sich die Drehzahl entsprechend dem folgenden Diagramm einstellt.



WICHTIGER HINWEIS

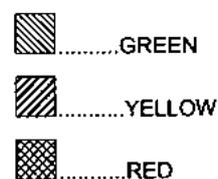
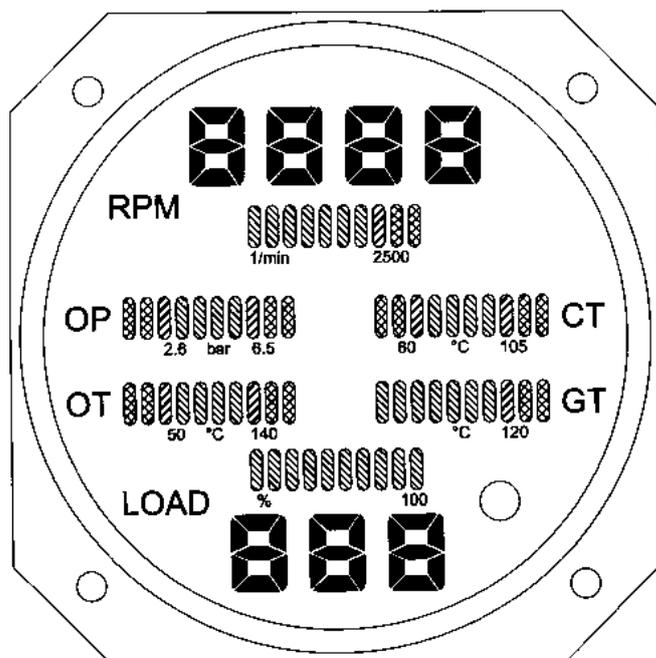
Betrieb am Boden mit hoher Drehzahl soll möglichst vermieden werden, weil Steinschlagbeschädigungen der Blätter entstehen können. Daher ist auch für Motorstandläufe ein geeigneter Platz zu wählen, an dem sich keine losen Steine oder ähnliche Gegenstände befinden.

WARNUNG

Den Propeller niemals von Hand drehen.

7.9.4 MOTORINSTRUMENTE

Motorhauptinstrument (CED 125)

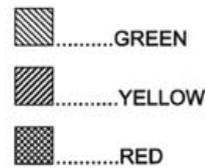
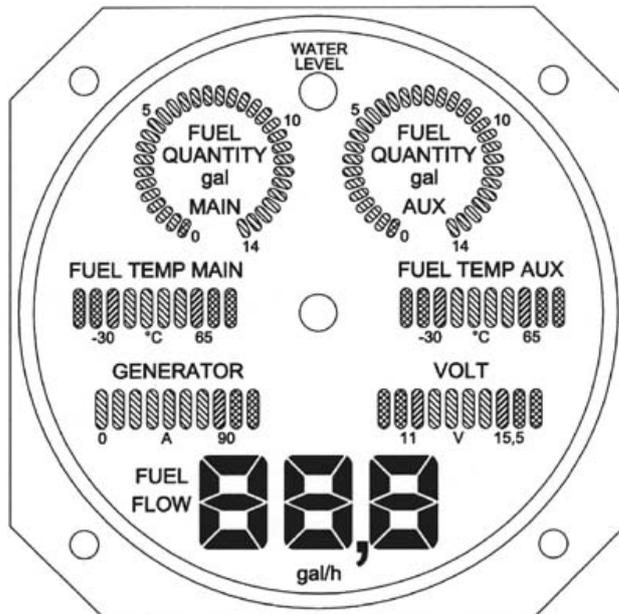


ANMERKUNG

Die angezeigten Werte dienen nur zur allgemeinen Information. Genaue Werte können am CED 125 nicht angezeigt werden.

Anzeigen am Motorhauptinstrument CED 125

Beschriftung	Anzeige	Einheit
RPM	Propellerdrehzahl	1/min
OP	Öldruck	bar
OT	Motoröltemperatur	°C
CT	Kühlmitteltemperatur	°C
GT	Getriebetemperatur	°C
LOAD	Verfügbare Motorleistung	%

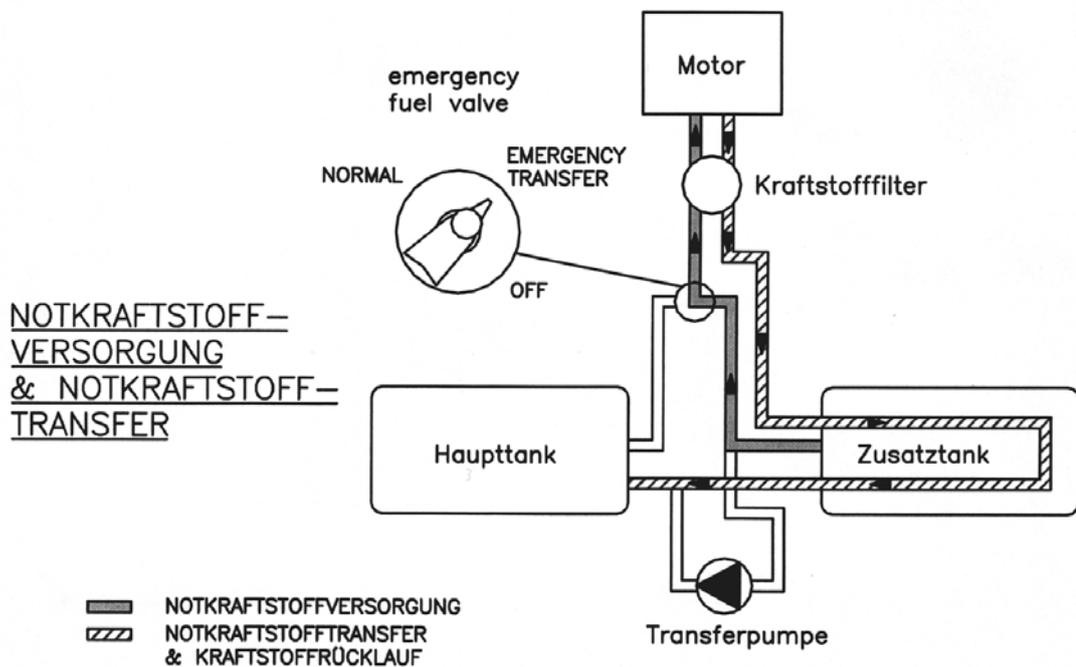
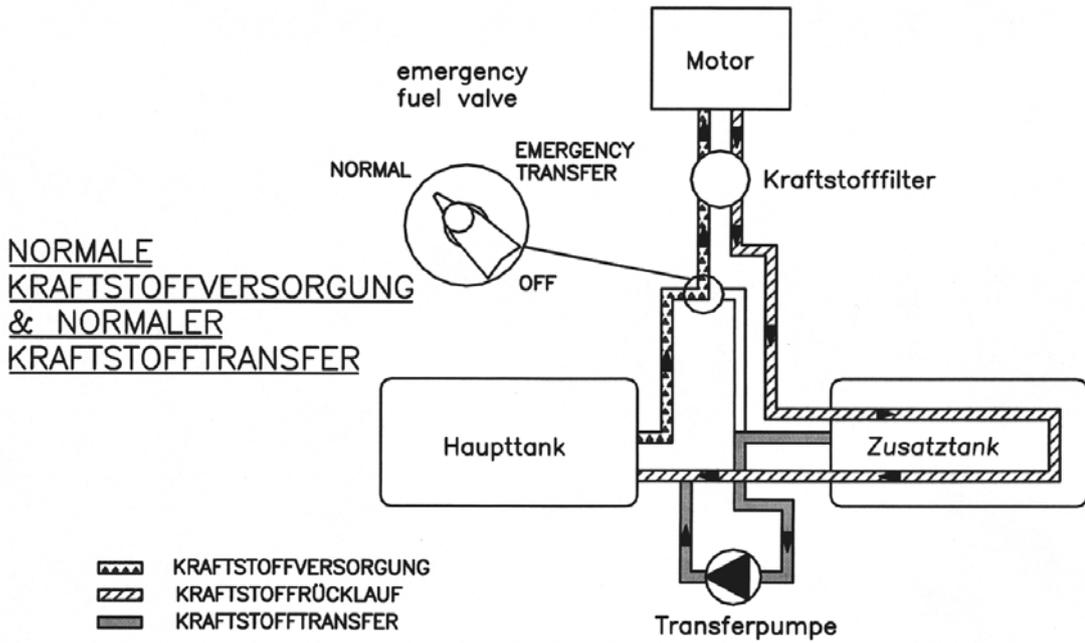
Motorzusatzinstrument (AED 125)


Kraftstoffmenge:
 2 digits = ca. 1 US gal

Anzeigen am Motorzusatzinstrument AED 125

Bezeichnung	Anzeige	Einheit
FUEL QUANTITY MAIN	Kraftstoffmenge MAIN-Tank	US gal
FUEL QUANTITY AUX	Kraftstoffmenge AUX-Tank	US gal
WATER LEVEL	Kühlmittelstand	--
FUEL TEMP. LEFT	Kraftstofftemperatur linker Tank	°C
FUEL TEMP. RIGHT	Kraftstofftemperatur rechter Tank	°C
GENERATOR	elektrische Stromstärke	A
VOLT	elektrische Spannung	V
FUEL FLOW	Kraftstofffluß	US gal/h

7.9.5 KRAFTSTOFFSYSTEM



Kraftstoff wird mit hohem Druck direkt in die Zylinder gespritzt. Die Einspritzdüsen (eine pro Zylinder) werden von der 'Common Rail' mit Kraftstoff versorgt. Der Druck in der Rail wird von der Hochdruckpumpe erzeugt, welche den Kraftstoff von der Niederdruckpumpe erhält. Beide Pumpen werden vom Motor mechanisch angetrieben.

Normalerweise wird der Kraftstoff nur dem MAIN-Tank entnommen (linker Flügel). Nicht eingespritzter Kraftstoff wird durch den AUX-Tank (rechter Flügel) zurück in den MAIN-Tank (linke Tragfläche) geführt. Auf diese Weise wird der heiße Kraftstoff aus der Rail gekühlt und der kalte Kraftstoff in beiden Tanks erwärmt. Mit Hilfe einer elektrischen Transferpumpe kann Kraftstoff aus dem AUX-Tank (rechter Flügel) in den MAIN-Tank (linker Flügel) gepumpt werden.

Die Transferpumpe wird automatisch abgeschaltet, wenn der AUX-Tank leer oder der MAIN-Tank voll ist.

Funktioniert der Kraftstofftransfer mit der Transferpumpe aus irgendeinem Grund nicht, kann Kraftstoff auch direkt dem AUX-Tank (rechter Flügel) entnommen werden. Da die Rücklaufleitung zurück in den MAIN-Tank (linker Flügel) geht, wird dadurch Kraftstoff von rechts nach links umgepumpt.

Der Rail-Druck wird durch ein elektrisches Ventil gesteuert, welches den Kraftstoffrücklauf als Parameter nutzt.

WICHTIGER HINWEIS

Durch Schalten des Emergency fuel valve auf EMERG. TRANSFER wird das Umpumpen des Kraftstoffs aus dem AUX-Tank in den MAIN-Tank durch die Rücklaufleitung mit Hilfe der motorgetriebenen Pumpen im Ausmaß von ca. 18 bis 21 US gal/h (70 bis 80 l/h) gestartet. Das Emergency fuel valve muß auf NORMAL zurückgestellt werden, bevor die Tankanzeige für den AUX-Tank auf Null steht. Wird das Emergency fuel valve nicht auf NORMAL zurückgestellt, bleibt der Motor im Flug stehen, sobald der AUX-Tank leer ist.

Emergency Fuel Valve

Das Emergency Fuel Valve befindet sich auf der Mittelkonsole. Es hat die Positionen NORMAL, EMERG. TRANSFER und OFF. Die gewünschte Position wird erreicht, indem der Hebel bei gezogenem Sicherungsknopf gedreht wird. Durch den Sicherungsknopf auf dem Hebel wird ein ungewolltes Bedienen verhindert.

Kraftstofftanks

MAIN-Tank (Haupttank, linker Flügel):

Der MAIN-Tank besteht aus einer Aluminiumkammer und einem Einfüllstutzen, welche durch ein elastisches Schlauchstück verbunden sind. Es gibt zwei unabhängige Entlüftungen. Eine Entlüftung enthält ein Rückschlagventil mit integrierter Kapillare, die andere Entlüftung enthält ein Überdruckventil, welches bei 150 mbar (2 psi) öffnet und Kraftstoff und Luft bei höherem Innendruck nach außen strömen lässt. Das Überdruckventil schützt den Tank gegen zu hohen Druck, falls der Tank bei einem Fehler während des Kraftstofftransfers überfüllt wird. Das Rückschlagventil mit Kapillare lässt Luft in den Tank einströmen und verhindert das Ausströmen von Kraftstoff. Die Kapillare gleicht den Luftdruck während des Steigfluges aus. Die Schlauchenden befinden sich auf der Flügelunterseite, ca. 2 Meter vom Flügelende entfernt.

AUX-Tank (Zusatztank, rechter Flügel):

Der AUX-Tank besteht aus einer Aluminiumkammer und einem Einfüllstutzen, welche durch ein elastisches Schlauchstück verbunden sind. Es gibt zwei unabhängige Entlüftungen. Eine Entlüftung enthält ein Rückschlagventil mit integrierter Kapillare, die andere enthält eine Kapillare. Das Rückschlagventil mit Kapillare lässt Luft in den Tank einströmen und verhindert das Ausströmen von Kraftstoff. Die Kapillare gleicht den Luftdruck während des Steigfluges aus. Die zweite Kapillare ist zur zusätzlichen Sicherheit vorgesehen. Die Schlauchenden befinden sich auf der Flügelunterseite, ca. 2 Meter vom Flügelende entfernt.

In jedem Tank befindet sich vor dem Ausgang ein grober Filter (Fingerfilter). Zum Entwässern des Tanks sitzt an seiner tiefsten Stelle ein Ablassventil.

Seite 7 - 28	Revision 6	31-Jul-2013	Dok. Nr. 6.01.05
--------------	------------	-------------	------------------

Ein weiteres Ablaßventil, der 'Gascolator', befindet sich an der tiefsten Stelle des Kraftstoffsystems. Durch Betätigen dieses Ablaßventils können angesammeltes Wasser und Ablagerungen abgeschieden werden. Das Ventil befindet sich auf der Rumpfunterseite mittig und ca. 30 cm vor der Flügelvorderkante.

Zur Bestimmung der Kraftstoffmenge im linken und rechten Tank dient je ein kapazitiver Sensor. Das AED hat eine diskrete (d.h. keine stufenlose) Anzeige. Die Anzeige ist nichtlinear, daher sind proportionale Berechnungen zur Bestimmung der verbleibenden Kraftstoffmenge oder direkte Berechnungen des Kraftstoffverbrauchs nicht möglich. Informationen zum Kraftstoffverbrauch befinden sich in Kapitel 5 - LEISTUNGEN.

Long Range Tank

Wenn der Long Range Tank eingebaut ist, ist das Einfüllrohr des MAIN-Tanks und jener des AUX-Tanks durch eine eigene Tank-Kammer ersetzt. Diese Kammer hat eine Füllmenge von ca. 5 US gal (19 Liter). Das Entlüftungssystem des Tanks bleibt unverändert.

Ist die Tankanzeige auf Null, befindet sich nur mehr der nicht ausfliegbare Kraftstoff im Tank. Die ausfliegbare Menge eines jeden Tanks beträgt 19,5 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

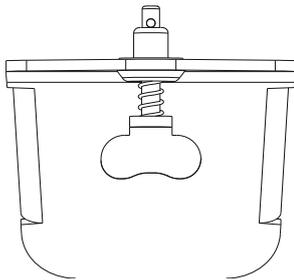
Wenn der 'Long Range Tank' eingebaut ist und bei einer Anzeige von 15 US gal ist die tatsächliche Menge im Tank mit dem Kraftstoff-Kontrollmesser festzustellen. Wird auf diese Messung verzichtet, so ist die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht, 15 US gal.

Kraftstoffkühler

Der Kühler reduziert die Temperatur des Kraftstoffs in der Rücklaufleitung zwischen dem AUX-Tank (rechter Flügel) und dem MAIN-Tank (linker Flügel).

Der Kraftstoffkühler ist im rechten Flügelstummel zwischen den Hauptholmen eingebaut. Er bezieht seine Kühlluft durch eine Lufthutze auf der Unterseite des Flügelstummels. Diese Öffnung wird mit dem sogenannten "Winterblech" verschlossen, welches bei hohen Außentemperaturen (OAT höher als +20 °C, siehe auch Abschnitte 4A.3.1 und 4B.2.6) entfernt werden muß.

Kraftstoffkühler Winterblech:

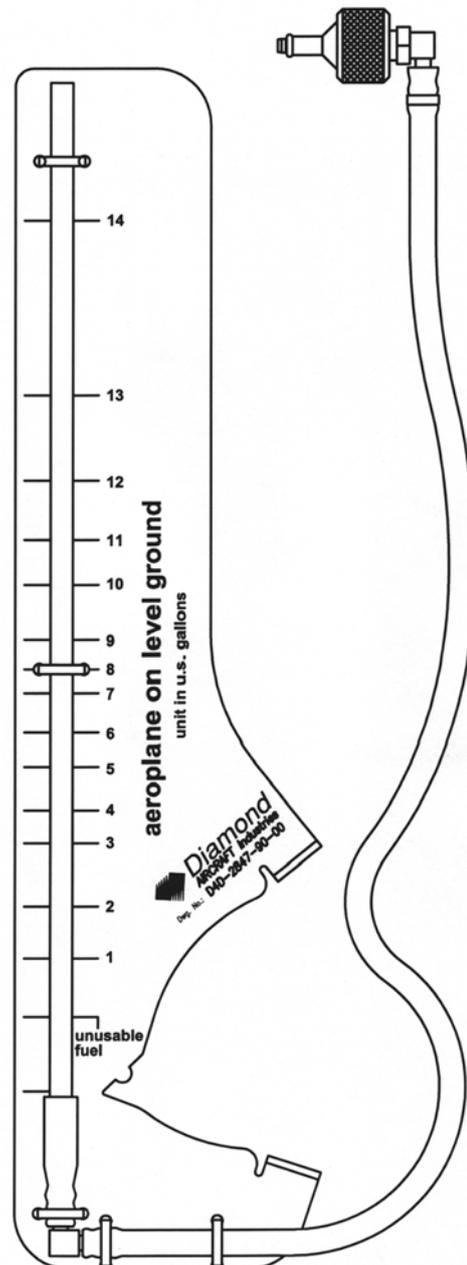


Kraftstoff-Kontrollmesser für den Standardtank

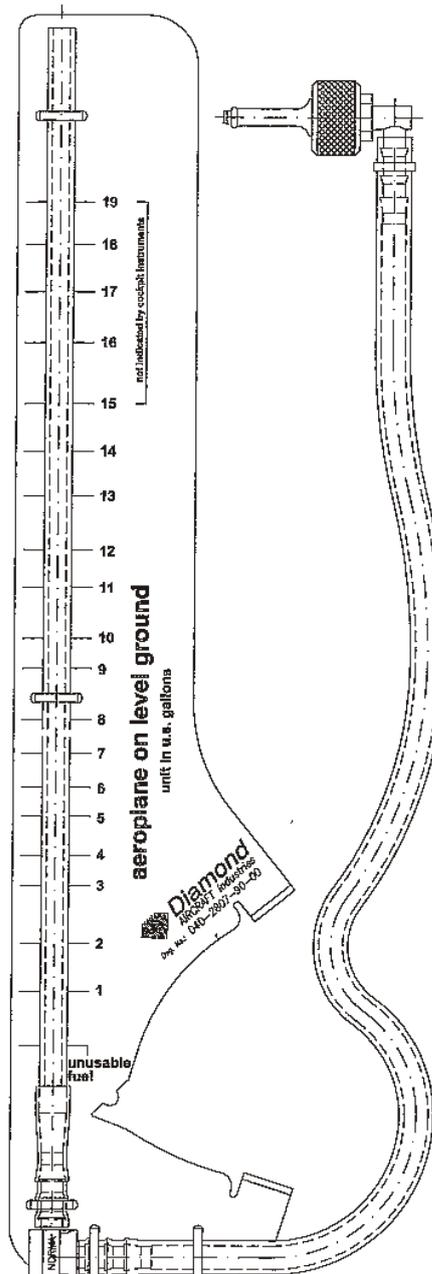
Der Kraftstoff-Kontrollmesser dient zur Kontrolle der Kraftstoffmenge im Tank im Rahmen der Vorflugkontrolle. Er funktioniert nach dem Prinzip der kommunizierenden Gefäße. Der Kraftstoff-Kontrollmesser hat eine Ausnehmung, die an das Profil des Flügels angepaßt ist. Mit dieser wird er an die Dreiecksleiste an der Vorderkante des Flügels angesetzt. Die genaue Position ist durch ein 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.



Kraftstoff-Kontrollmesser für den Long Range-Tank



Kraftstofftemperatur:

Die Kraftstofftemperatur wird vom AED angezeigt. Der Temperaturbereich reicht von -30 °C bis +75 °C. Der untere gelbe Balken zeigt Temperaturen von -30 °C bis +4 °C an.

Der untere gelbe Balken der Kraftstofftemperaturanzeige blinkt von -30 °C bis -6 °C. Der blinkende Balken zeigt jenen Temperaturbereich an, in welchem der Motor nicht angelassen werden darf, wenn Diesel oder eine Mischung aus Diesel mit JET- Kraftstoffen verwendet wird. Wenn die Kraftstoffart nicht bekannt ist, darf der Motor in diesem Temperaturbereich ebenfalls nicht angelassen werden.

Zwischen -5 °C und +4 °C leuchtet der untere gelbe Balken der Kraftstofftemperaturanzeige durchgehend. Dadurch wird angezeigt, daß das Flugzeug noch nicht startklar ist, wenn Diesel oder eine Mischung aus Diesel mit JET- Kraftstoffarten verwendet wird. Wenn die Kraftstoffart nicht bekannt ist, ist der Start in diesem Temperaturbereich ebenfalls nicht erlaubt.

Wenn das Flugzeug mit JET- Kraftstoffarten betrieben wird, ist der Betrieb im gelben Temperaturbereich (am konventionellen Instrumentenbrett sowohl blinkend als auch durchgehend an) erlaubt.

Kraftstoffart:

Das Flugzeug darf mit JET- Kraftstoffarten und Diesel gemäß Abschnitt 2.14 und mit Mischungen aus JET-Kraftstoffarten mit Diesel betrieben werden. Da die Kraftstoffart in Bezug auf die Betriebstemperaturgrenzen wichtig ist, muß sich der Pilot vergewissern, welche Kraftstoffart verwendet wird. Kalter Diesel neigt dazu auszuflocken und kann den Gascolator-Filter verstopfen. Der Gascolator-Filter ist nicht beheizt.

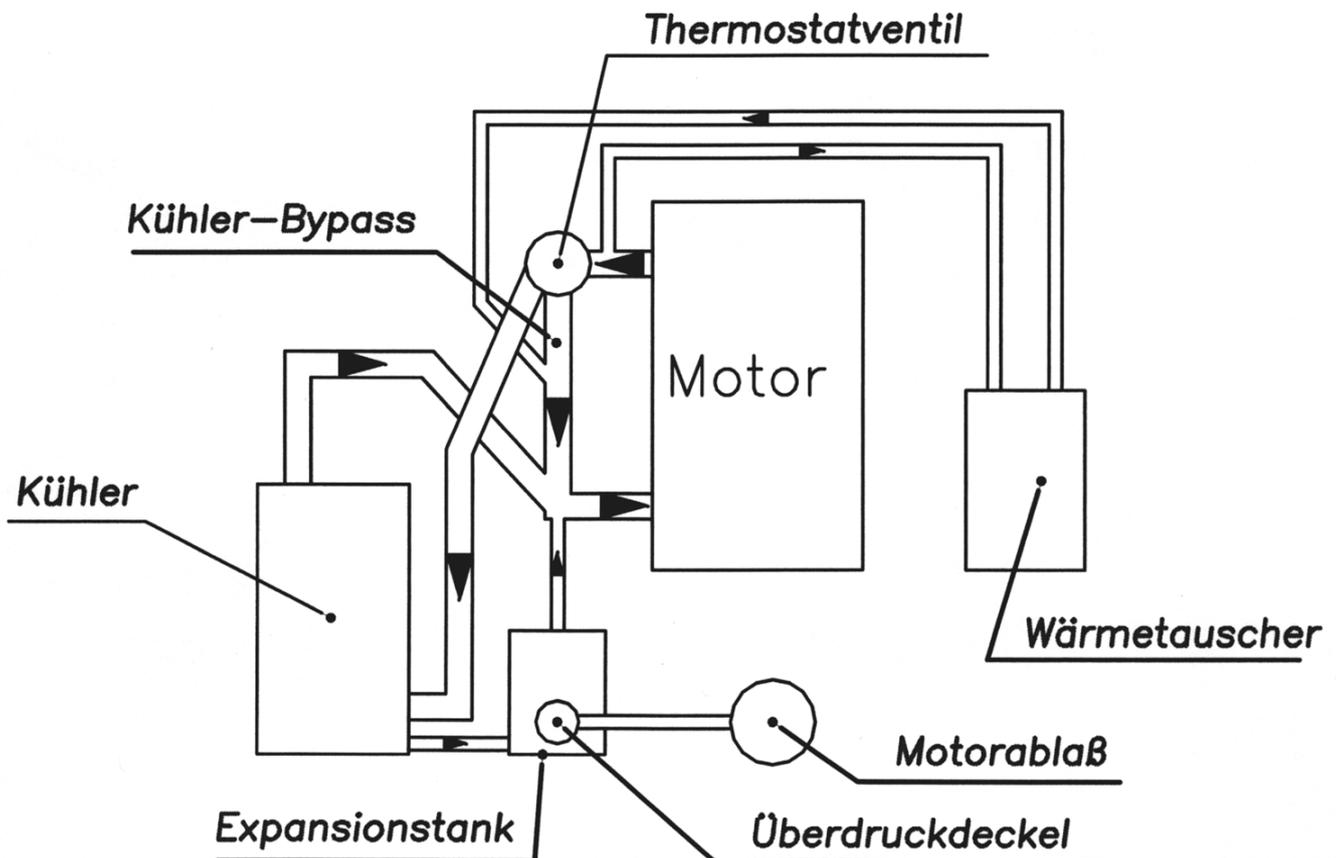
Wenn das Flugzeug in kalter Umgebung betrieben wird, muß es von Diesel-Betrieb auf Betrieb mit JET - Kraftstoffarten umgestellt werden. Um sicherzustellen, dass keine Mischung aus JET - Kraftstoffarten mit Diesel in einem Tank verbleibt, muß jeder der beiden Tanks mindestens zweimal mit mehr als 10.6 US gal (40 l) einer JET - Kraftstoffart betankt werden. Wenn der Long Range Tank eingebaut ist (OÄM 40-130), muß mit mehr als 17.2 US gal (65 l) JET-Kraftstoffen mindestens zweimal betankt werden. Andernfalls müssen beide Tanks entleert werden, bevor sie mit JET- Kraftstoffen betankt werden.

ANMERKUNG

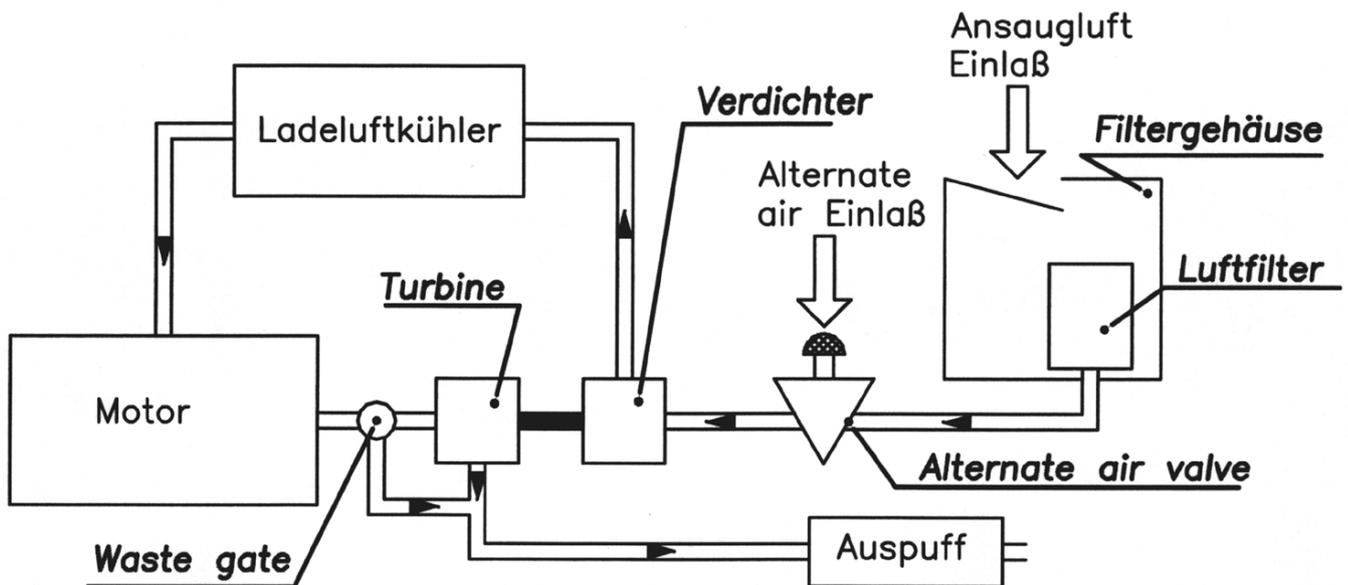
Um Information über die verwendete Kraftstoffart zu erhalten, wird empfohlen, die Kraftstoffart bei jedem Tankvorgang im Bordbuch einzutragen.

7.9.6 KÜHLSYSTEM

Das Flüssigkeits-Kühlsystem besteht aus dem Kühler und einem Bypass zum Kühler. Die Kühlflüssigkeit wird durch den Bypass geleitet, solange die Kühlflüssigkeit kalt ist. Damit wird eine schnelle Erwärmung des Motors erreicht. Über der Grenztemperatur (ca. 80 °C) wird der Kühler mit Hilfe des Thermostatventils zugeschaltet. Zusätzlich ist ein Wärmetauscher zur Kabinenheizung installiert. Der Wärmetauscher wird unabhängig von der Kühlflüssigkeitstemperatur immer durchströmt. Mit Hilfe des Expansionstanks wird der Systemdruck geregelt. Ein Überdruckdeckel schützt das Kühlsystem vor zu hohem Druck.



7.9.7 TURBOLADERSYSTEM



Die Auspuffanlage besteht aus einem Krümmer, der die Abgase von den Auslässen der Zylinder zur Turbine des Turboladers führt. Nach der Turbine werden die Abgase durch die Öffnung in der unteren Cowling ins Freie geleitet. Überschüssige Abgase werden an der Turbine vorbeigeführt. Dieser Bypass wird von der ECU mit Hilfe des Waste Gate-Ventils gesteuert. Die ECU ermittelt die korrekte Waste gate-Position aus dem Ansaugdruck, der nach dem Verdichter gemessen wird. Dadurch werden zu hohe Ansaugdrücke in geringen Dichtehöhen verhindert. Die Ansaugluft wird vom Verdichter, welcher von der Abgasturbine angetrieben wird, komprimiert und anschließend im Ladeluftkühler abgekühlt, um die Motorleistung zu erhöhen. Das Abkühlen der Ladeluft erhöht den Wirkungsgrad, da kalte Luft eine höhere Dichte hat.

7.9.8 ÖLSYSTEME

Der Motor hat zwei unabhängige Ölsysteme.

Schmiersystem (Motor und Turbolader)

Das Motor-Schmiersystem ist ein Naßsumpfsystem. Das Öl wird durch einen eigenen Ölkühler unterhalb des Motors gekühlt.

Zur Überprüfung der Ölmenge ist ein Meßstab vorgesehen, der durch einen Wartungsdeckel in der oberen Cowling erreicht wird. Falls nötig, kann dort auch Öl nachgefüllt werden (Ölspezifikationen siehe 2.4 - TRIEBWERKSGRENZWERTE).

Getriebe- und Propellerreglerölsystem

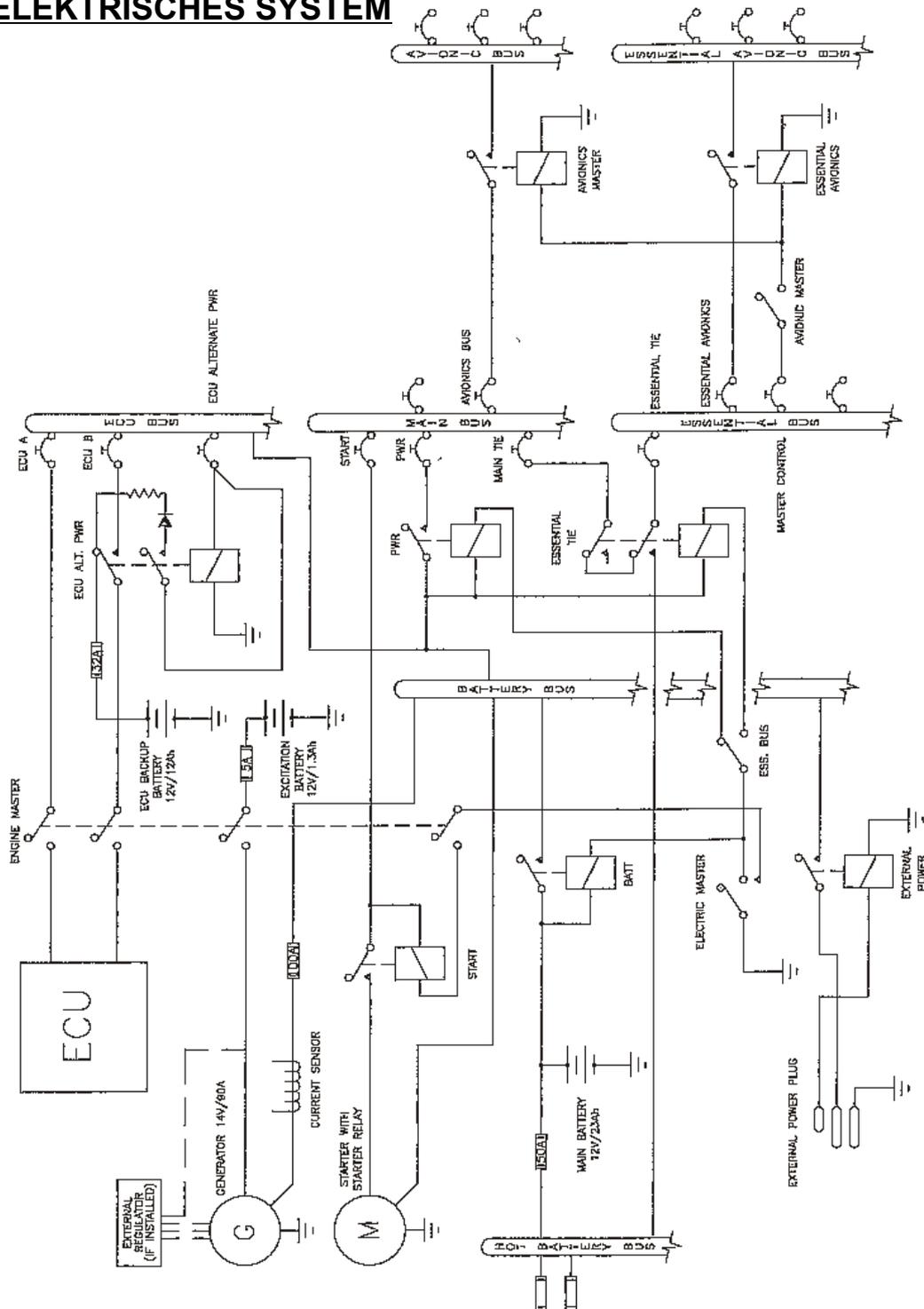
Der zweite Ölkreislauf dient der Getriebebeschmierung sowie dem Propellerreglersystem zur Einstellung des Propellers.

Die Getriebeölmenge kann durch ein Schauglas überprüft werden, welches sich hinter dem Wartungsdeckel in der Vorderseite der unteren Cowling befindet.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn die Getriebeölmenge zu gering ist, ist eine außerplanmäßige Wartung nötig. (Ölspezifikationen siehe 2.4 - TRIEBWERKSGRENZWERTE).

7.10 ELEKTRISCHES SYSTEM



7.10.1 ALLGEMEINES

Die DA 40 D hat ein 12 Volt-Gleichstromsystem, welches eingeteilt werden kann in:

- Stromerzeuger
- Stromspeicher
- Stromverteiler
- Stromverbraucher

Stromerzeuger

Die Stromerzeugung erfolgt über einen 90 Ampère-Generator, welcher an der linken unteren Seite des Motors angebaut ist. Der Generator wird über einen Flachriemen angetrieben.

Die Ausgangsleitung des Generators ist über eine 100 Ampère-Sicherung mit dem 'Battery Bus' verbunden. Diese Sicherung befindet sich in der Relaisbox auf der linken Seite des Brandspantes. Die Ausgangsleitung des Generators läuft durch den Stromsensor, welcher eine Anzeige über die Stromabgabe des Generators an das elektrische System (inklusive Batterie-Ladestrom) liefert.

Bei Ausfall der Hauptbatterie wird das Feld des Generators über einen 12 V, 1,3 Ah Bleiakku ('Excitation'-Batterie), welche hinter dem Instrumentenbrett eingebaut ist, erregt. Der 'ENGINE MASTER'-Schalter verbindet die 'Excitation'-Batterie oder den externen Spannungsregler über eine 5 A Sicherung mit dem Feld des Generators.

Der Generator (P/N 02-7150-55 002R2) hat einen internen Spannungsregler und der Generator (P/N 02-7150-55850R1) hat einen externen Spannungsregler, welcher die Ausgangsspannung auf einen Wert zwischen 12 und 14 V regelt.

Generatorsteuerung

Der Generator (P/N 02-7150-55850R1) hat eine externe Generatorsteuereinheit. Diese mißt die Ausgangsspannung des Generators und steuert den Strom über die Feldspulen des Generators über ein pulsbreitengesteuertes Signal. Um die Ausgangsspannung in

allen Belastungszuständen und Drehzahlen konstant zu halten, wird das Erregerfeld des Generators dementsprechend gesteuert.

Die Generatorsteuereinheit beinhaltet umfangreiche Diagnosefunktionen, welche den Piloten über das Annunciator Panel mit der Vorwarnung 'ALTERNATOR' im Falle einer Über- oder Unterspannung sowie auch anderer interner Fehler warnt.

Stromspeicher

Als Hauptstromspeicher dient ein 12 V, 23 Ah Bleiakku, welcher an der rechten Seite des Brandspantes befestigt ist. Die Hauptbatterie ist über eine 50 A-Sicherung mit dem 'Hot Battery Bus' und über das Batterie-Relais mit dem 'Battery Bus' verbunden. Das Batterie-Relais befindet sich in der Relaisbox auf der linken Seite des Brandspants.

Das Batterie-Relais wird über den ELECTRIC MASTER-Schlüsselschalter, welcher sich auf der linken Seite des Instrumentenbretts befindet, gesteuert.

Als zusätzlicher Stromspeicher für die ECU (nur ECU B) ist unter dem rechten hinteren Sitz ein weiterer 12 V, 12 Ah Bleiakku ('ECU Backup'-Batterie) eingebaut.

Im Normalfall wird die 'ECU Backup'-Batterie über den 'ECU Bus' geladen. Im Falle eines Generatorfehlers und einer entladenen Hauptbatterie verbindet das 'ECU Alternate Power'-Relais automatisch die ECU B mit der 'ECU Backup'-Batterie über eine 30 A-Sicherung. Dies verhindert den Ausfall des Motors im sehr unwahrscheinlichen Fall eines Generatorfehlers und einer total entladenen Hauptbatterie.

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 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 'Hot Battery Bus', den 'Battery Bus', den 'ECU Bus', den 'Main Bus', den 'Essential Bus', den 'Avionic Bus' und den 'Essential Avionic Bus'.

'Hot Battery Bus':

Der 'Hot Battery Bus' ist über eine 50 A-Sicherung, welche sich in der Relaisbox befindet, direkt und untrennbar mit der Hauptbatterie verbunden. Der 'Hot Battery Bus' liefert Strom für die pilotenseitige Karten-/Leseleuchte und für die Zusatzsteckdose, welche mit eigenen Sicherungen geschützt sind.

'Battery Bus':

Der 'Battery Bus' ist mit der Hauptbatterie über das Batterie-Relais, welches mit dem ELECTRIC MASTER-Schlüsselschalter gesteuert wird, verbunden. Der 'Battery Bus' versorgt den Starter mit Starkstrom und den 'ECU Bus'. Unter anderem versorgt der 'Battery Bus' auch den 'Main Bus' über das 'Power'-Relais, welches über den ELECTRIC MASTER-Schlüsselschalter und den ESSENTIAL BUS-Schalter gesteuert wird, mit Strom. Der ELECTRIC MASTER-Schlüsselschalter muß eingeschaltet sein, und der ESSENTIAL BUS-Schalter muß ausgeschaltet sein, um den 'Battery Bus' mit dem 'Main Bus' zu verbinden.

Der 'Battery Bus' ist auch mit der Ausgangsleitung des Generators und der Eingangsleitung der Außenbordsteckdose verbunden.

'ECU Bus':

Der 'ECU Bus' ist direkt mit dem 'Battery Bus' verbunden und versorgt die ECU A und ECU B über den ENGINE MASTER-Schalter mit Strom. Der Bus liefert auch den Strom zur Ladung der 'ECU Backup'-Batterie über das 'ECU Alternate Power'-Relais. Der ENGINE MASTER-Schalter muß eingeschaltet sein, um die ECU A und ECU B mit dem 'ECU Bus' zu verbinden.

'Main Bus':

Der 'Main Bus' ist über das 'Power'-Relais mit dem 'Battery Bus' verbunden. Er versorgt auch alle Verbraucher mit Strom, welche direkt am 'Main Bus' und am 'Avionic Bus' über das 'Avionic Master'-Relais angeschlossen sind. Der AVIONIC MASTER-Schalter muß eingeschaltet sein, um den 'Main Bus' mit dem 'Avionic Bus' zu verbinden. Im Normalfall ist der 'Main Bus' auch mit dem 'Essential Bus' über das 'Essential Tie'-Relais verbunden. Im Falle eines Generatorfehlers muß der Pilot den ESSENTIAL BUS-Schalter einschalten (siehe Abschnitt 3.7.2 - STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM). Dadurch wird der 'Main Bus' vom 'Battery Bus' und vom 'Essential Bus' getrennt, wodurch jene Ausrüstung, welche mit dem 'Main Bus' verbunden ist, nicht mehr mit Strom versorgt wird.

'Essential Bus':

Im Normalfall ist der 'Essential Bus' auch mit dem 'Main Bus' über das 'Essential Tie'-Relais verbunden. Der 'Essential Bus' versorgt alle Verbraucher mit Strom, welche am 'Essential Bus' und am 'Essential Avionic Bus' über das 'Essential Avionic'-Relais angeschlossen sind. Der AVIONIC MASTER-Schalter muß eingeschaltet sein, um den 'Essential Bus' mit dem 'Essential Avionic Bus' zu verbinden. Im Falle eines Generatorfehlers muß der Pilot den ESSENTIAL BUS-Schalter einschalten (siehe Abschnitt 3.7.2 - STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM). Dadurch wird der 'Essential Bus' vom 'Main Bus' getrennt. Der 'Essential Bus' ist dann direkt mit dem 'Hot Battery Bus' verbunden, welcher für begrenzte Zeit Strom von der Batterie zu jener Ausrüstung liefert, welche für ein sicheres Weiterfliegen und Landen notwendig ist. Die rote Warnleuchte im Schalter geht an, wenn der ESSENTIAL BUS-Schalter auf ON steht.

Elektrische Verbraucher

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

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

Spannungsanzeige

Die Spannungsanzeige zeigt die Spannung am 'ECU Bus' an. Im Normalfall ist dies die Generatorspannung, andernfalls die Spannung der 'Main'- oder der 'ECU Backup'-Batterie, abhängig davon, welche Batterie gerade mit dem 'ECU Bus' verbunden ist.

Solange der Generator seine Betriebstemperatur noch nicht erreicht hat, kann die Spannungsanzeige im oberen gelben Bereich liegen. Nach ca. 10 Minuten Motorlauf sollte die Anzeige im grünen Bereich liegen.

Falls ein konventionelles Instrumentenbrett installiert ist, wird die ENGINE Caution aufgeschaltet, wenn die Spannung länger als 1 Minute im gelben Bereich ist.

Ampèremeter

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

Lande- und Rollscheinwerfer

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

Positions- und Zusammenstoßwarnlichter

Kombinierte Positions- und Zusammenstoßwarnlichter (ACL) 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 konstant gehalten, 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 (PITOT) wird angezeigt. Das System ist einer Wartung zuzuführen. Die Pitotrohr-Vorwarnung wird auch angezeigt, wenn die Pitotrohr-Heizung ausgeschaltet ist.

7.10.2 MOTORSTEUERUNGSEINHEIT / ECU

Motorsteuerung und -regelung

Die ECU überwacht, steuert und regelt alle wichtigen Parameter für den Betrieb des Motors.

Eingebaute Sensoren sind:

- Öltemperatur (Motorschmiermittelsystem) / OT
- Öldruck (Motorschmiermittelsystem) / OP
- Kühlflüssigkeitstemperatur / CT
- Getriebetemperatur / GT
- Nockenwellendrehzahl (zweimal)
- Kurbelwellendrehzahl (zweimal)
- Kraftstoffdruck in der 'Common rail'
- Ladedruck
- Ladelufttemperatur
- Umgebungsluftdruck
- Propellerregler / Öldruck
- Leistungshebelposition (zweimal)
- Elektrische Spannung
- ELECTRIC MASTER-Signal (Starter)
- Kraftstoffdruck
- 'ECU Swap'-Schaltersignal
- 'ECU Test'-Schaltersignal

In Abhängigkeit von den empfangenen Signalen und nach einem Vergleich mit einprogrammierten charakteristischen Diagrammen werden die notwendigen Größen berechnet und über folgende Signalleitungen zum Motor übertragen:

- Ansteuerung des Starters (Relais)
- Signal für das Propellerreglerdruckventil
- Signal für das Rail-Druckreglerventil
- Signal für jede der 4 Einspritzdüsen
- Ansteuerung der Glühkerzen
- Signal für das 'Waste Gate'-Ventil

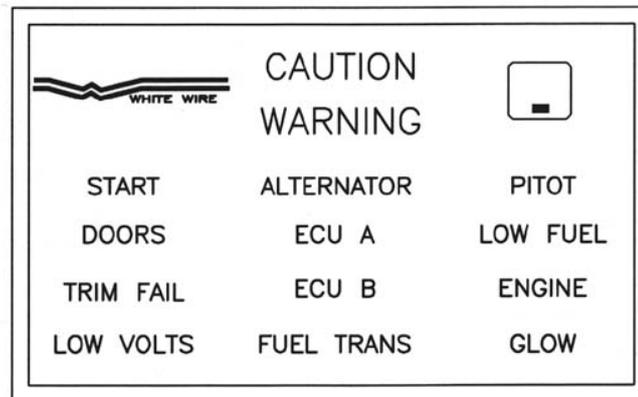
Folgende Signale werden zu dem im Instrumentbrett eingebauten Annunciator Panel übertragen:

- Glühkerzen aktiv
- Status ECU A
- Status ECU B

Normalerweise wird der Motor über die ECU A geregelt. Die ECU B ist ein Reservesystem, welches Redundanz gewährleistet. Im Falle eines internen Fehlers während des Betriebs oder durch den Ausfall eines Sensorsignals schaltet das System automatisch auf die ECU B um. Wenn der Ausfall des Sensorsignals die Ursache des Fehlers war, schaltet das System automatisch auf ECU A zurück.

Eine Störung in einer Motorsteuereinheit (ECU) wird durch eine Vorwarnanzeige am Annunciator Panel (ECU A / ECU B) angezeigt. Bei Vorliegen einer kleineren Störung kann die Anzeige einmalig durch das Drücken des 'ECU TEST'-Tasters (länger als 2 Sekunden) gelöscht werden. Die Vorwarnung wird beim nächsten Versuch, den Motor zu starten, wieder erscheinen. Nach der Anzeige einer Störung durch die 'ECU A/B'-Vorwarnung muß der Motor in jedem Fall überprüft werden, auch wenn die Vorwarnung gelöscht werden konnte.

7.10.3 ANNUNCIATOR PANEL (WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN)



Test des Annunciator Panels

Im Rahmen der Vorflugkontrolle muß die Funktion des Annunciator Panels überprüft werden. Der Funktionstest wird nach dem Einschalten des ELECTRIC MASTER-Schalters 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 durch Ertönen eines dauernden akustischen Signals im Intercom-System, Blinken der roten WARNING-Leuchte und Blinken der roten Warnleuchte für das betroffene System angezeigt.

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.

Tür-Warnung (DOORS)

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

Starter-Warnung (START)

Die Starter-Warnung wird angezeigt, wenn die Verbindung vom Startermotor zum Motor nicht getrennt worden ist, d.h. wenn das Ritzel des Startermotors noch immer eingreift.

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.

Trimmungs-Warnung (TRIM FAIL)

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

Anzeige von Vorwarnungen

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

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.

Generator-Vorwarnung (ALTERNATOR)

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

Das Verfahren beim Auftreten der Generator-Vorwarnung ist in 4B.3.4 GENERATOR-AUSFALL angegeben.

Unterspannungs-Vorwarnung (LOW VOLTS)

Die Unterspannungs-Vorwarnung wird angezeigt, wenn die Bordspannung unter 12,6 Volt sinkt. Die Vorwarnung wird aufgehoben, sobald die Spannung wieder 12,9 Volt übersteigt.

Das Verfahren beim Auftreten der Unterspannungs-Vorwarnung ist in 4B.3.1 - VORWARNUNG FÜR NIEDRIGE SPANNUNG (LOW VOLTS) angegeben.

'Engine Control Unit'-Vorwarnung (ECU A oder ECU B)

Diese Vorwarnung wird im Falle einer Fehlfunktion der betroffenen ECU angezeigt (ECU A oder ECU B).

Im Falle kleinerer Störungen kann die Vorwarnung einmal durch Drücken des 'ECU TEST'-Tasters (länger als 2 Sekunden) zurückgesetzt werden. Beim nächsten Versuch, den Motor zu starten, erscheint die Vorwarnung erneut.

Vorwarnung für niedrige Kraftstoffmenge (LOW FUEL)

Sobald die Menge an ausfliegbarem Kraftstoff im MAIN-Tank (linker Flügel) weniger als 3 US gal (+2/-1 US gal) beträgt, wird diese Vorwarnung angezeigt.

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

Pitotrohr-Vorwarnung (PITOT)

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

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.

Vorwarnung für Motorparameter (ENGINE)

Diese Vorwarnung wird angezeigt, wenn sich einer der auf den Motorinstrumenten (AED 125 oder CED 125) dargestellten Parameter außerhalb des grünen Bereiches befindet.

Das Verfahren beim Auftreten der Vorwarnung für Motorparameter ist in 4B.2 - INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS angegeben.

Zustandsleuchten

Kraftstofftransferpumpen-Zustandsleuchte (FUEL TRANS)

Diese Zustandsleuchte leuchtet auf, solange die elektrische Kraftstofftransferpumpe in Betrieb ist.

Glühkerzen-Zustandsleuchte (GLOW)

Diese Zustandsleuchte leuchtet auf, solange die Glühkerzen aktiv sind.

7.11 STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM

Der Gesamtdruck wird an der Anströmkannte 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.

Mit dem Alternate static valve kann bei ausgefallenem Statik- und Staudrucksystem der statische Druck im Inneren der Kabine als Statikdruck-Quelle verwendet werden.

Falls ein Autopilot installiert ist, können zusätzliche Bohrungen zur Aufnahme des statischen Drucks vorhanden sein.

7.12 ÜBERZIEHWARNUNG

Das Unterschreiten einer Geschwindigkeit, die etwa 10 bis Minimum 5 Knoten über der Überziehgeschwindigkeit liegt, 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 Flügelnase aktiviert das Horn über eine Schlauchleitung. Die Bohrung für die Überziehwarnung im linken Flügel ist durch einen roten Ring markiert.

7.13 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 Kopfsprecher (Headsets) zwischen den vorderen Sitzen.

Bewußt freigelassen.

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 / STRASSENTTRANSPORT	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 STRASSENTTRANSPORT	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
8.6 ENTEISUNG AM BODEN	8-12

8.1 EINFÜHRUNG

In Kapitel 8 werden vom Hersteller Verfahren zur korrekten Handhabung am Boden sowie zur Pflege beschrieben. Darüber hinaus 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

- Wartungen sind alle 100, 200 und 1000 Stunden durchzuführen. Unabhängig von den Flugstunden muß eine jährliche Wartung durchgeführt werden. Die jeweiligen Wartungs-Checklisten sind im Wartungshandbuch (Airplane Maintenance Manual, Chapter 05) beschrieben.

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

ANMERKUNG

Es wird empfohlen die Haube abzudecken, wenn das Flugzeug außen, in direkter Sonneneinstrahlung und bei einer Außentemperatur von mehr als +25 °C geparkt wird, um eine übermäßige Erwärmung innerhalb des Instrumentenbretts zu vermeiden, was eine Beschädigung der Instrumente bewirken könnte. Eine solche Abdeckung kann von Diamond Aircraft Industries bezogen werden, Teilenummer S_30172.



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 D 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 D auf der Stelle drehen. Nach Erreichen der richtigen Position läßt man das Bugrad langsam 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 profolförmige 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 wird empfohlen, das Flugzeug gegen Nässe und Feuchtigkeit zu schützen und nicht für lange Zeit im Freien abzustellen.

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.

8.6 ENTEISUNG AM BODEN

Zugelassene Enteisungsflüssigkeiten sind:

Hersteller	Bezeichnung
„Kilfrost“	TKS 80
„Aeroshell“	Compound 07
Jede Quelle	AL-5 (DTD 406B)

1. Jeglicher Schnee ist mit einem weichen Besen vom Flugzeug zu entfernen.
2. Das Enteisungsmittel ist mit einer geeigneten Sprühflasche auf die betreffenden Oberflächen des Flugzeuges zu sprühen.
3. Mit einem weichem Tuch das Flugzeug trocknen.

KAPITEL 9 ERGÄNZUNGEN

	Seite
9.1 ALLGEMEINES	9-2
9.2 VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN	9-3

9.1 ALLGEMEINES

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

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

In 9.2 - VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN 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
A2	Intercomm-Anlage, Model PM 1000 II PS Engineering, Inc.	0	11-Nov-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A9	ADF, KR 87 Bendix/King	2	17-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A10	DME, KN 62 A Bendix/King	2	17-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A11	Kompaßsystem, KCS 55 A Bendix King	3	17-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A13	Autopilot-System, KAP 140 Bendix/King	1	26-Mai-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A17	COM / NAV / GPS GNS 430 Garmin	2	17-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A18	Audioanlage, GMA 340 Garmin	1	17-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A19	Transponder, GTX 327 Garmin	0	11-Nov-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A20	CDI, GI 106A Garmin	0	11-Nov-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Flugzeug-Werknr.:		Kennz.:		Datum:	
Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
				JA	NEIN
A23	GPS Annunciation Unit MD41-1488/1484 MID CONTINENT	1	20-Dez-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A24	Stormscope WX 500	2	28-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A25	Audio Panel GMA 340, VFR	1	20-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A26	COM / NAV / GPS, GNS 430 (Betriebsart VFR) Garmin	0	11-Nov-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A28	COM / NAV / GPS GNS 530 (Betriebsart VFR) Garmin	0	20-Mär-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A29	Transponder, GTX 330 / GTX 328 Garmin	1	11-Oct-2007	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A31	Integriertes Avionik System G1000, Betrieb unter VFR Garmin	3	01-Jun-2008	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A32	Integriertes Avionik System G1000, Betrieb unter VFR Garmin	4	12-Mär-2013	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Flugzeug-Werkrnr.:		Kennz.:		Datum:	
Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
				JA	NEIN
E3	Künstlicher Horizont (Attitude Indicator), AIM 1100-14LK(0D) BF Goodrich	1	14-Mär-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E4	Digitale Uhr, Model 803 Davtron	0	11-Nov-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E5	Künstlicher Horizont (Attitude Indicator), LUN 1241 Mikrotechna	0	11-Nov-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E6	Betrieb mit erweitertem Gepäckraum und Gepäckfach	0	09-Jän-2004	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E7	Winterverschluß Frischluffeinlaß	1	27-Apr-2005	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S1	Emergency Locator Transmitter, Model E-01 ACK	0	11-Nov-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S3	Emergency Locator Transmitter ARTEX C406-1	0	12-Mai-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S4	ELT Artex ME 406	1	10-Apr-2007	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Flugzeug-Werknr.:

Kennz.:

Datum:

Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
				JA	NEIN