
FLUGHANDBUCH
DA 40

Lufttüchtigkeitsgruppe : **Normal, Utility**
Angewandte Bauvorschrift : **JAR-23**
Werknummer : 40051
Kennzeichen : OE-KAS
Dok. Nr. : **6.01.01**
Ausgabedatum : **26 Juni 2000**

Unterschrift :

Behörde :

Stempel :

Anerkennungsdatum :




AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Zentrale

A-1030 Wien, Schnirchgasse 11

09. DEZ. 2004

┃ Dieses Flughandbuch wurde für die EASA durch die Österreichische Zivilluftfahrtbehörde Austro Control (ACG) als primäre Zulassungsbehörde (PCA) in Übereinstimmung mit den gültigen Zulassungsverfahren überprüft und durch die EASA zugelassen unter der Zulassungsnummer: 2004-12326.

┃ Die englische Ausgabe dieses Flughandbuchs wurde durch die EASA im Namen der CAAC-AAD zugelassen.

VORWORT

Wir beglückwünschen Sie zu Ihrer neuen DIAMOND STAR.

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

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

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

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

Dieses Werk ist urheberrechtlich geschützt. Die dadurch begründeten Rechte, insbesondere die der Übersetzung, des Nachdrucks, der Funksendung, der Wiedergabe auf photomechanischem oder ähnlichem Wege und der Speicherung in Datumnverarbeitungsanlagen 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 SchwerpunktDatumn (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.

ANMERKUNG

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

Temporäre Revisionen werden, sofern anwendbar, in dieses Handbuch eingefügt. Sie dienen zur Weitergabe von Informationen über Systeme oder Ausrüstung, bis die nächste 'permanente' Revision des Flughandbuchs in Kraft tritt. Wenn eine 'permanente' Revision eine vorgeschriebene oder eine optionale Änderungsmitteilung (MÄM oder OÄM) beinhaltet, so wird die entsprechende Temporäre Revision ersetzt. Beispiel: Revision 5 beinhaltet OÄM 40-061, folglich wird die Temporäre Revision TR-OÄM-40-061 durch die 'permanente' Revision 5 ersetzt.

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite	Datum der Revision	Anerkennungs-vermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Ein-arbeitung	Unter-schrift	
1	Korrekturen	alle	alle	26-Sep-2000	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	09-Oct-2000			
2	OÄM 40-060 (White Wire optional)	0	0-2, 0-4 bis 0-7	19-Dez-2000	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	25-Jän-2001			
		1	1-16						
		2	2-1, 2-7 bis 2-9, 2-13 bis 2-19						
	OÄM 40-068 (Essential Bus)	3	3-1, 3-7, 3-8, 3-19, 3-20, 3-25, 3-26						
		4A	4A-3 bis 4A-10, 4A-14, 4A-15						
	OÄM 40-073 (LASAR optional)	4B	4B-4 bis 4B-6						
	Korrekturen	6	6-1, 6-2, 6-12 bis 6-14						
7		7-1, 7-8, 7-14, 7-23, 7-28 bis 7-38							
3	OÄM 40-064 (Night VFR)	0	0-2 bis 0-7	05-Feb-2001	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	02-Jul-2001			
		1	1-2						
		2	2-1, 2-8, 2-9, 2-12, 2-15 bis 2-20						
	OÄM 40-069 (Rudersperre)	3	3-1, 3-25 bis 3-27						
		4A	4A-1, 4A-8 bis 4A-31						
	OÄM 40-070 (Schleppgabel)	5	5-7, 5-14, 5-16						
		Korrekturen	6						6-7, 6-9, 6-12 bis 6-14
			7						7-32, 7-35, 7-36
8	8-1 bis 8-9								
4	OÄM 40-067 (IFR) Korrekturen	alle	alle	09-Apr-2001	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	02-Jul-2001			

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite	Datum der Revision	Anerkennungs-vermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Ein-arbeitung	Unter-schrift
5	OÄM 40-061 (KAP 140 Autopilot)	0	0-1 bis 0-8	09-Sep-2001	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	09-Sep-2001		
	OÄM 40-073 (SlickSTART)	1	1-2, 1-5, 1-14					
	OÄM 40-081 (Türschloß)	2	2-1, 2-16, 2-22, 2-23, 2-24					
	OÄM 40-085 (KX 155A als COM 1)	3	3-13, 3-18					
	OÄM's 40-092 bis 40-094 (Mikrotechna Fahrtmesser, Höhenmesser, Variometer)	0,1667	4A-8, 4A-10, 4A-22, 4A-23, 4A-26					
		4B	4B-1, 4B-8					
		6	6-5, 6-8, 6-10, 6-12 bis 6-17					
	MÄM 40-039/a (VM 1000)	7	7-13, 7-14, 7-33, 7-35					
	MÄM 40-048 (Notfenster rechts)	8	40399					
Korrekturen	9	9-1, 9-3, 9-4, 9-5						

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite	Datum der Revision	EASA Anerken-nungs-Nr.	ACG Überprüfung	Datum der Ein-arbeitung	Unter-schrift
6	Zulassung China	0	0-0, 0-5, 0-6	15 Sep 2004	2004-12326	[Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]		
7	<p>MÄM 40- -047, -069, -075, -078, -096, -099, -123/e, -133, - 141, -174, -175; OÄM 40- -063b, -071/c, -077, -078, -080, -083/a, -090, -091, -097, -098, -103, -104, 105, -106, -111, -112, -114, -115, -117, -117a, -119, -120, -121, -122, -124, -127, -128, -138, -140, -154, -165, -167, -168, -179, -181, -183, -185, -186, -190, -198, -200, -206, -237, 250/a; RÄM 40- -014;</p> <p>Korrekturen</p> <p>Doppelseitiges Format</p>	alle	alle ausgenommen Deckblatt	15-Jul-2006	Revision No. 7 des FHB Dok. Nr. 6.01.01 ist auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 anerkannt	[11 Aug 2006 Dipl.-Ing. (FH) Manfred Reichel für DAJ]		

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite	Datum der Revision	EASA Anerken-nungs-Nr.	ACG Überprüfung	Datum der Ein-arbeitung	Unter-schrift
8	MÄM-40- -176, -227/a, -313, -344, 360/a, -378, -401, -415, -428, -446; OÄM-40- -217, -251, -253/b, 258, -267, -277/a, -279, 283/a, -284, -289, -326, -327; Korrekturen	alle	alle ausgenommen Deckblatt	01-Dez-2010	Revision No. 8 des FHB Dok. Nr. 6.01.01 ist auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 anerkannt			
9	MÄM 40- -580, -617, OÄM 40- -252, -362, -369, -371	0,1, 2 , 3, 4A, 6, 7	0-6, 0-7, 0-8, 0-9, 0-10, 0-12, 0-13, 0-14, 1-3, 1-7, 2-22, 2-25, 3-29, 3-30, 4A-11, 4A-12, 4A-22, 4A-23, 4A-24, 4A-34, 6-17 bis 6-34, 7-1, 7-2, 7-15 bis 7-58	31-Jan-2014	Revision No. 9 des FHB Dok. Nr. 6.01.01 ist auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 anerkannt			

0.3 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kap.	Seite	Datum
0	0-0	15-Sep-2004
	0-0a	15-Sep-2004
	0-1	01-Dez-2010
	0-2	01-Dez-2010
	0-3	01-Dez-2010
	0-4	01-Dez-2010
	0-5	01-Dez-2010
	0-6	31-Jan-2014
	0-7	31-Jan-2014
	0-8	31-Jan-2014
	0-9	31-Jan-2014
	0-10	31-Jan-2014
	0-11	01-Dez-2010
	0-12	31-Jan-2014
	0-13	31-Jan-2014
	0-14	01-Dez-2010
	0-15	01-Dez-2010
	0-14	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
1	1-1	01-Dez-2010
	1-2	01-Dez-2010
	1-3	31-Jan-2014
	1-4	01-Dez-2010
	1-5	01-Dez-2010
	1-6	01-Dez-2010
	1-7	31-Jan-2014
	1-8	01-Dez-2010
	1-9	01-Dez-2010
	1-10	01-Dez-2010
	1-11	01-Dez-2010
	1-12	01-Dez-2010
	1-13	01-Dez-2010
	1-14	01-Dez-2010
	1-15	01-Dez-2010
	1-16	01-Dez-2010
	1-17	01-Dez-2010
	1-18	01-Dez-2010
	1-19	01-Dez-2010
	1-20	01-Dez-2010
	1-21	01-Dez-2010
	1-22	01-Dez-2010
	1-23	01-Dez-2010
	1-24	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
2	appr. 2-1	01-Dez-2010
	appr. 2-2	01-Dez-2010
	appr. 2-3	01-Dez-2010
	appr. 2-4	01-Dez-2010
	appr. 2-5	01-Dez-2010
	appr. 2-6	01-Dez-2010
	appr. 2-7	01-Dez-2010
	appr. 2-8	01-Dez-2010
	appr. 2-9	01-Dez-2010
	appr. 2-10	01-Dez-2010
	appr. 2-11	01-Dez-2010
	appr. 2-12	01-Dez-2010
	appr. 2-13	01-Dez-2010
	appr. 2-14	01-Dez-2010
	appr. 2-15	01-Dez-2010
	appr. 2-16	01-Dez-2010
	appr. 2-17	01-Dez-2010
	appr. 2-18	01-Dez-2010
	appr. 2-19	01-Dez-2010
	appr. 2-20	01-Dez-2010
	appr. 2-21	01-Dez-2010
	appr. 2-22	31-Jan-2014
	appr. 2-23	01-Dez-2010
	appr. 2-24	01-Dez-2010
	appr. 2-25	31-Jan-2014
	appr. 2-26	01-Dez-2010
	appr. 2-27	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
2	appr. 2-28	01-Dez-2010
	appr. 2-29	01-Dez-2010
	appr. 2-30	01-Dez-2010
	appr. 2-31	01-Dez-2010
	appr. 2-32	01-Dez-2010
	appr. 2-33	01-Dez-2010
	appr. 2-34	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
3	3-1	01-Dez-2010
	3-2	01-Dez-2010
	3-3	01-Dez-2010
	3-4	01-Dez-2010
	3-5	01-Dez-2010
	3-6	01-Dez-2010
	3-7	01-Dez-2010
	3-8	01-Dez-2010
	3-9	01-Dez-2010
	3-10	01-Dez-2010
	3-11	01-Dez-2010
	3-12	01-Dez-2010
	3-13	01-Dez-2010
	3-14	01-Dez-2010
	3-15	01-Dez-2010
	3-16	01-Dez-2010
	3-17	01-Dez-2010
	3-18	01-Dez-2010
	3-19	01-Dez-2010
	3-20	01-Dez-2010
	3-21	01-Dez-2010
	3-22	01-Dez-2010
	3-23	01-Dez-2010
	3-24	01-Dez-2010
	3-25	01-Dez-2010
	3-26	01-Dez-2010
	3-27	01-Dez-2010
	3-28	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
3	3-29	31-Jan-2014
	3-30	31-Jan-2014
	3-31	01-Dez-2010
	3-32	01-Dez-2010
	3-33	01-Dez-2010
	3-34	01-Dez-2010
	3-35	01-Dez-2010
	3-36	01-Dez-2010
	3-37	01-Dez-2010
	3-38	01-Dez-2010
	3-39	01-Dez-2010
	3-40	01-Dez-2010
	3-41	01-Dez-2010
	3-42	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
4A	4A-1	01-Dez-2010
	4A-2	01-Dez-2010
	4A-3	01-Dez-2010
	4A-4	01-Dez-2010
	4A-5	01-Dez-2010
	4A-6	01-Dez-2010
	4A-7	01-Dez-2010
	4A-8	01-Dez-2010
	4A-9	01-Dez-2010
	4A-10	01-Dez-2010
	4A-11	31-Jan-2014
	4A-12	31-Jan-2014
	4A-13	01-Dez-2010
	4A-14	01-Dez-2010
	4A-15	01-Dez-2010
	4A-16	01-Dez-2010
	4A-17	01-Dez-2010
	4A-18	01-Dez-2010
	4A-19	01-Dez-2010
	4A-20	01-Dez-2010
	4A-21	01-Dez-2010
	4A-22	31-Jan-2014
	4A-23	31-Jan-2014
	4A-24	31-Jan-2014
	4A-25	01-Dez-2010
	4A-26	01-Dez-2010
	4A-27	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
4A	4A-28	01-Dez-2010
	4A-29	01-Dez-2010
	4A-30	01-Dez-2010
	4A-31	01-Dez-2010
	4A-32	01-Dez-2010
	4A-33	01-Dez-2010
	4A-34	31-Jan-2014
	4A-35	01-Dez-2010
	4A-36	01-Dez-2010
	4A-37	01-Dez-2010
	4A-38	01-Dez-2010
	4A-39	01-Dez-2010
	4A-40	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
4B	4B-1	01-Dez-2010
	4B-2	01-Dez-2010
	4B-3	01-Dez-2010
	4B-4	01-Dez-2010
	4B-5	01-Dez-2010
	4B-6	01-Dez-2010
	4B-7	01-Dez-2010
	4B-8	01-Dez-2010
	4B-9	01-Dez-2010
	4B-10	01-Dez-2010
	4B-11	01-Dez-2010
	4B-12	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
5	5-1	01-Dez-2010
	5-2	01-Dez-2010
	5-3	01-Dez-2010
	5-4	01-Dez-2010
	5-5	01-Dez-2010
	5-6	01-Dez-2010
	5-7	01-Dez-2010
	5-8	01-Dez-2010
	5-9	01-Dez-2010
	5-10	01-Dez-2010
	5-11	01-Dez-2010
	5-12	01-Dez-2010
	5-13	01-Dez-2010
	5-14	01-Dez-2010
	5-15	01-Dez-2010
	5-16	01-Dez-2010
	5-17	01-Dez-2010
	5-18	01-Dez-2010
	5-19	01-Dez-2010
	5-20	01-Dez-2010
	5-21	01-Dez-2010
	5-22	01-Dez-2010
	5-23	01-Dez-2010
	5-24	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
6	6-1	01-Dez-2010
	6-2	01-Dez-2010
	6-3	01-Dez-2010
	6-4	01-Dez-2010
	6-5	01-Dez-2010
	6-6	01-Dez-2010
	6-7	01-Dez-2010
	6-8	01-Dez-2010
	6-9	01-Dez-2010
	6-10	01-Dez-2010
	6-11	01-Dez-2010
	6-12	01-Dez-2010
	6-13	01-Dez-2010
	6-14	01-Dez-2010
	6-15	01-Dez-2010
	6-16	01-Dez-2010
	6-17	31-Jan-2014
	6-18	31-Jan-2014
	6-19	31-Jan-2014
	6-20	31-Jan-2014
	6-21	31-Jan-2014
	6-22	31-Jan-2014
	6-23	31-Jan-2014
	6-24	31-Jan-2014
	6-25	31-Jan-2014
	6-26	31-Jan-2014
	6-27	31-Jan-2014

Kap.	Seite	Datum
6	6-28	31-Jan-2014
	6-29	31-Jan-2014
	6-30	31-Jan-2014
	6-31	31-Jan-2014
	6-32	31-Jan-2014
	6-33	31-Jan-2014
	6-34	31-Jan-2014

Kap.	Seite	Datum
7	7-1	31-Jan-2014
	7-2	31-Jan-2014
	7-3	01-Dez-2010
	7-4	01-Dez-2010
	7-5	01-Dez-2010
	7-6	01-Dez-2010
	7-7	01-Dez-2010
	7-8	01-Dez-2010
	7-9	01-Dez-2010
	7-10	01-Dez-2010
	7-11	01-Dez-2010
	7-12	01-Dez-2010
	7-13	01-Dez-2010
	7-14	01-Dez-2010
	7-15	31-Jan-2014
	7-16	31-Jan-2014
	7-17	31-Jan-2014
	7-18	31-Jan-2014
	7-19	31-Jan-2014
	7-20	31-Jan-2014
	7-21	31-Jan-2014
	7-22	31-Jan-2014
	7-23	31-Jan-2014
	7-24	31-Jan-2014
	7-25	31-Jan-2014
	7-26	31-Jan-2014
	7-27	31-Jan-2014

Kap.	Seite	Datum
7	7-28	31-Jan-2014
	7-29	31-Jan-2014
	7-30	31-Jan-2014
	7-31	31-Jan-2014
	7-32	31-Jan-2014
	7-33	31-Jan-2014
	7-34	31-Jan-2014
	7-35	31-Jan-2014
	7-36	31-Jan-2014
	7-37	31-Jan-2014
	7-38	31-Jan-2014
	7-39	31-Jan-2014
	7-40	31-Jan-2014
	7-41	31-Jan-2014
	7-42	31-Jan-2014
	7-43	31-Jan-2014
	7-44	31-Jan-2014
	7-45	31-Jan-2014
	7-46	31-Jan-2014
	7-47	31-Jan-2014
	7-48	31-Jan-2014
	7-49	31-Jan-2014
	7-50	31-Jan-2014
	7-51	31-Jan-2014
	7-52	31-Jan-2014
	7-53	31-Jan-2014
	7-54	31-Jan-2014

Kap.	Seite	Datum
7	7-55	31-Jan-2014
	7-56	31-Jan-2014
	7-57	31-Jan-2014
	7-58	31-Jan-2014

Kap.	Seite	Datum
9	9-1	01-Dez-2010
	9-2	01-Dez-2010
	9-3	01-Dez-2010
	9-4	01-Dez-2010
	9-5	01-Dez-2010
	9-6	01-Dez-2010

Kap.	Seite	Datum
8	8-1	01-Dez-2010
	8-2	01-Dez-2010
	8-3	01-Dez-2010
	8-4	01-Dez-2010
	8-5	01-Dez-2010
	8-6	01-Dez-2010
	8-7	01-Dez-2010
	8-8	01-Dez-2010
	8-9	01-Dez-2010
	8-10	01-Dez-2010
	8-11	01-Dez-2010
	8-12	01-Dez-2010

0.4 INHALTSVERZEICHNIS

	Kapitel
ALLGEMEINES	
(ein nicht anerkanntes Kapitel)	1
BETRIEBSGRENZEN	
(ein anerkanntes Kapitel)	2
NOTVERFAHREN	
(ein nicht anerkanntes Kapitel)	3
NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	
(ein nicht anerkanntes Kapitel)	4A
ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	
(ein nicht anerkanntes Kapitel)	4B
LEISTUNGEN	
(ein nicht anerkanntes Kapitel)	5
BELADEPLAN UND SCHWERPUNKTLAGE / AUSRÜSTUNGSLISTE	
(ein nicht anerkanntes Kapitel)	6
BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	
(ein nicht anerkanntes Kapitel)	7
HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	
(ein nicht anerkanntes Kapitel)	8
ERGÄNZUNGEN	9

Bewusst freigelassen.

KAPITEL 1

ALLGEMEINES

1.1	EINFÜHRUNG	1-2
1.2	ZULASSUNGSBASIS	1-6
1.3	HINWEISSTELLEN	1-6
1.4	ABMESSUNGEN	1-7
1.5	BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN	1-9
1.6	PHYSIKALISCHE EINHEITEN	1-20
	1.6.1 UMRECHNUNGSFAKTOREN	1-20
	1.6.2 UMRECHNUNGSTABELLE LITER / US-GALLONEN	1-22
1.7	DREISEITENANSICHT	1-23
1.8	QUELLENVERZEICHNIS	1-24
	1.8.1 MOTOR	1-24
	1.8.2 PROPELLER	1-25
	1.8.3 MOTORINSTRUMENTE	1-25
	1.8.4 ZÜNDUNGSSTEUERUNG	1-26

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:

Änderung	Bezug	vorhanden	
		<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Notfenster rechts	MÄM 40-048	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Modifiziertes HFW-Blatt	MÄM 40-123/e	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Maximale Flugmasse 1200 kg	MÄM 40-227	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Autopilot	OÄM 40-061	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Verwendung als Schleppflugzeug	OÄM 40-063/b	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Emergency-Schalter	OÄM 40-067	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Essential Bus	OÄM 40-068	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Long Range Tank	OÄM 40-071/b	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Alternate Static Valve	OÄM 40-072	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
SlickSTART Zündsystem	OÄM 40-073	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
MT P-420-10 Governor	OÄM 40-077	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein

Änderung	Bezug	vorhanden	
Betrieb mit Winterkit	OÄM 40-078	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Türschloß	OÄM 40-081	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
BFW-Verkleidung	OÄM 40-105	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
HFW-Verkleidung	OÄM 40-106	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Essential Tie Relay Bypass	OÄM 40- 126	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Erweiterter Gepäckraum	OÄM 40-163	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Gepäckfach*	OÄM 40-164	<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
Elektrische Pedalverstellung	OÄM 40-251	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Vordersitze mit verstellbarer Sitzlehne	OÄM 40-252	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Kohlenmonoxid-Sensor	OÄM 40-253/b	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Statische Druckaufnahme für Autopilot	OÄM 40-267	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Hohes Hauptfahrwerk	OÄM 40-283	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
ELT Artex ME 406 'ACE'	OÄM 40-284	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
MT P-860-23 Governor	OÄM 40-289	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein
Notaxt	OÄM 40-326	<input type="checkbox"/> ja	<input type="checkbox"/> nein

* Das Gepäckfach kann nicht ohne Gepäckraumerweiterung eingebaut werden.

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

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

WICHTIGER HINWEIS

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

1.2 ZULASSUNGSBASIS

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

1.3 HINWEISSTELLEN

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

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

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

ANMERKUNG

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

1.4 ABMESSUNGEN

Gesamtabmessungen

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

Tragwerk

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

SeitenleitwerkFläche : ca. 1,60 m²Ruderfläche : ca. 0,47 m²Fahrwerk

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
in Verbindung mit jedem Hauptfahrwerksblatt

█ (b) 6.00 - 6; 8 PR, 120 mph
in Verbindung mit jedem Hauptfahrwerksblatt

█ (c) 15 x 6.0-6; 6 PR, 160 mph
(OÄM 40-124; nur in Verbindung mit dem
"schlanken" [MÄM 40-123] oder dem "hohen"
[OÄM 40-283] Hauptfahrwerksblatt)

1.5 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN

a) Geschwindigkeiten

- CAS: Berichtete Fluggeschwindigkeit (Calibrated Airspeed), angezeigte Geschwindigkeit, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler. CAS ist gleich TAS bei Standard-Atmosphärenbedingungen in MSL.
- KCAS: CAS, angegeben in Knoten.
- IAS: Angezeigte Geschwindigkeit (Indicated Airspeed), die ein Fahrtmesser anzeigt.
- KIAS: IAS, angezeigt in Knoten.
- TAS: Wahre Fluggeschwindigkeit (True Airspeed). Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber Luft. TAS ist CAS berichtigt um den Höhen- und Temperaturfehler.
- V_A : Manövergeschwindigkeit (Maneuvering Speed). Über dieser Geschwindigkeit sind keine vollen oder abrupten Ruderausschläge zulässig.
- V_{FE} : Höchste zulässige Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen (Max. Flaps Extended Speed). Diese Geschwindigkeit darf mit gegebener Klappenstellung nicht überschritten werden.
- V_{NE} : Höchste zulässige Geschwindigkeit bei ruhigem Wetter (Never Exceed Speed). Diese Geschwindigkeit darf unter keinen Umständen überschritten werden.
- V_{NO} : Höchste zulässige Geschwindigkeit im Reiseflug (Maximum Structural Cruising Speed). Diese Geschwindigkeit darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit Vorsicht überschritten werden.

- v_S : Überziehggeschwindigkeit (Stalling Speed) oder minimal stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug in der jeweiligen Konfiguration noch steuerbar ist.
- v_{S0} : Überziehggeschwindigkeit (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 1013,25 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.

Angezeigte Druckhöhe:

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

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

In diesem Handbuch werden Höhenmesser-Instrumentenfehler als Null betrachtet.

- Dichtehöhe: Höhe der Standardatmosphäre, in der die Luftdichte der aktuellen entspricht.
- Wind: Die Windgeschwindigkeiten, die als Variable in den Diagrammen dieses Handbuches vorkommen, sind als Gegen- oder Rückenwindkomponenten des gemessenen Windes zu verstehen.

c) Flugleistungen und Flugplanung

Demonstrierte Seitenwindgeschwindigkeit:

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

MET: Wetter, Wetterberatung

NAV: Navigation, Planung der Flugstrecke

d) Masse und Schwerpunktlage

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

Hebelarm: Die horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Teiles.

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

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

Schwerpunkthebelarm:

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

Schwerpunktgrenzen:

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

Ausfliegbarer Kraftstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Nicht ausfliegbarer Kraftstoff:

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

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

Zuladung: Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse.

Maximale Abflugmasse:

Höchste zulässige Masse für die Durchführung des Starts.

Maximale Landemasse:

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

e) Motor

Startleistung: Höchste zulässige Motorleistung für den Start.

Maximale Dauerleistung:

Höchste zulässige, während des Flugs ununterbrochen angewandte Motorleistung.

CHT: Zylinderkopftemperatur (Cylinder Head Temperature)

EGT: Abgastemperatur (Exhaust Gas Temperature)

f) Bezeichnung der Sicherungen am Instrumentenbrett

Asymmetrisches Instrumentenbrett (Sicherungen rechts)

AVIONICS (Avionikgeräte):

ADF	Automatic Direction Finder (Radiokompaß)
AUDIO	Audio Panel / Intercom
AUTOPILOT	Autopilot
AVIONIC BUS	Avionic Bus (Avionikbus)
DME	Distance Measuring Equipment (DME-Empfangsanlage)
ESSENTIAL AVIONIC	Essential Avionic Bus
GPS	Global Positioning System (GPS-Empfangsanlage)
GPS2	Global Positioning System #2 (GPS-Empfangsanlage Nr. 2)
NAV/COM1	Navigation/Communication #1 (Navigations- (VOR) und Funkgerät Nr. 1)
NAV/COM2	Navigation/Communication #2 (Navigations- (VOR) und Funkgerät Nr. 2)
STRIKE	Strike Finder
XPDR	Transponder

ENGINE (Motor):

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

LIGHTING (Beleuchtung):

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

SYSTEMS (Systeme):

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

ELECTRICAL (Elektrik):

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

*Symmetrisches Instrumentenbrett (Sicherungen unten)**MAIN BUS (Hauptbus):*

ALT.	Alternator (Generator)
ALT. CONT.	Alternator Control (Generatorkontrolle)
ALT. PROT.	Alternator Protection (Generatorschutz)
AV. BUS	Avionic Bus (Avionikbus)
DG	Directional Gyro (Kurskreisel, Kreiselkompaß)
FAN/OAT	Fan/Outside Air Temperature Indicator (Lüfter/Außentemperaturanzeige)
FUEL PUMP	Fuel Pump (Kraftstoffpumpe)
IGNITION	Ignition (Zündung)
INST.	Instrument Lights (Instrumentenbeleuchtung)
MAIN TIE	Bus Interconnection (Busverbindung)
POSITION	Position Lights (Positionslichter)
START	Starter
STROBE	Strobe Light bzw. Anti Collision Light bzw. ACL (Zusammenstoßwarnlicht)
T & B	Turn & Bank Indicator (Wendezeiger)
TAXI/MAP	Taxi Light/Map Light (Rollscheinwerfer/Kartenlampe)

MAIN AV. BUS (Avionik-Hauptbus):

ADF	Automatic Direction Finder (Radiokompaß)
AUDIO	Audio Panel / Intercom
AUTO PILOT	Autopilot
COM2	Communication #2 (Funkgerät Nr. 2)
COM/NAV2	Communication / Navigation #2 (Funkgerät / Navigationsgerät Nr. 2)
DME	Distance Measuring Equipment (DME-Empfangsanlage)
GPS2	Global Positioning System #2 (GPS-Empfangsanlage Nr. 2)
GPS/NAV2	Global Positioning System/Navigation #2 (GPS-Empfangsanlage und Navigationsgerät Nr. 2)
STRIKE	Strike Finder
Wx 500	Stormscope
TAS	Traffic Advisory System

ESS. AV. BUS (Essential Avionic-Bus):

COM1	Communication #1 (Funkgerät Nr. 1)
COM/NAV1	Communication/Navigation #1 (Funkgerät/Navigationsgerät Nr. 1)
GPS1	Global Positioning System #1 (GPS-Empfangsanlage Nr. 1)
GPS/NAV1	Global Positioning System/Navigation #1 (GPS-Empfangsanlage und Navigationsgerät Nr. 1)
XPDR	Transponder

ESSENTIAL BUS:

ANNUN.	Annunciator Panel
BATT.	Battery (Batterie)
ESS. AV.	Essential Avionic-Bus
ESS TIE	Bus Interconnection (Busverbindung)
FLAPS	Flaps (Klappen)
FLOOD	Flood Light (Flutlicht)
HORIZON	Artificial Horizon bzw. Attitude Gyro (künstlicher Horizont)
INST. 1	Engine Instrument (Motorinstrument) VM 1000
LANDING	Landing Light (Landescheinwerfer)
MASTER CONTROL	Master Control (Avionik-Hauptschalter, Essential Bus-Schalter, Essential Avionics-Relais, Busverbindungs-Relais, Avionik-Hauptrelais)
PITOT	Pitot Heating System (Pitotrohrheizung)

g) Ausrüstung

ELT: Emergency Locator Transmitter (Notsender).

h) Änderungsmitteilungen

MÄM: Vorgeschriebene ('mandatory') Änderungsmitteilung.

OÄM: Optionale Änderungsmitteilung.

i) Diverses

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

ATC: Air Traffic Control.

CFK: Kohlefaserverstärkter Kunststoff.

GFK: Glasfaserverstärkter Kunststoff.

JAR: Joint Aviation Requirements, Europäische Bauvorschrift.

JC/VP: Joint Certification/Validation Procedure, Zulassungsverfahren.

PCA: Primary Certification Authority, Primäre Zulassungsbehörde.

1.6 PHYSIKALISCHE EINHEITEN

1.6.1 UMRECHNUNGSFAKTOREN

Größe	SI-Einheiten	US-Einheiten	Umrechnungen
Länge	[mm] 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	[lb] pounds (Pfund)	[kg] * 2,2046 = [lb]
Kraft, Gewicht	[N] Newton	[lbf] pounds force (Pfund als Kraft)	[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]

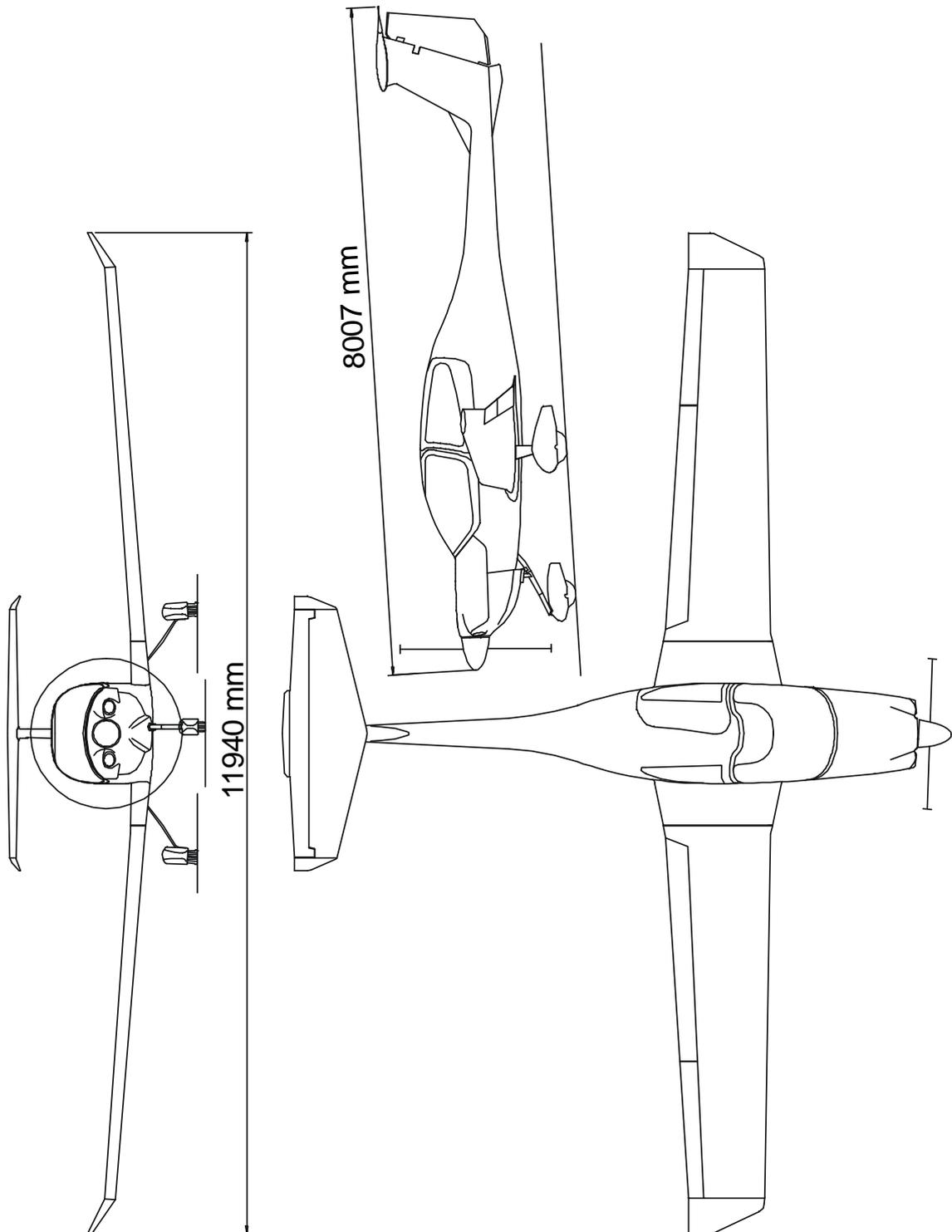
Größe	SI-Einheiten	US-Einheiten	Umrechnungen
elektrische Stromstärke	[A] Ampère		-
Ladungs- menge (Batterie- kapazität)	[Ah] Ampèrestunden		-
elektrische Spannung	[V] Volt		-
Zeit	[sec] Sekunden		-

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 Quellen für das Flughandbuch verwendet worden sind, und gibt den jeweiligen Herausgeber an. Gültig sind jedoch nur die Angaben des Flughandbuches.

1.8.1 MOTOR

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

Tel.: +1-570-323-6181

Internet: www.lycoming.textron.com

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

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

1.8.2 PROPELLER

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

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

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

1.8.3 MOTORINSTRUMENTE

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

Tel.: +1-360-714-8203

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

1.8.4 ZÜNDUNGSSTEUERUNG

Die elektronische Zündungssteuerung LASAR ist optionale Ausrüstung.

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

Tel.: +1-904-739-4066

Internet: www.unisonindustries.com

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

KAPITEL 2

BETRIEBSGRENZEN

	Seite
2.1 EINFÜHRUNG	2-2
2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT	2-3
2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN	2-4
2.4 TRIEBWERKSGRENZWERTE	2-5
2.5 MARKIERUNGEN DER MOTORINSTRUMENTE	2-7
2.6 WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN	2-9
2.7 MASSE (GEWICHT)	2-11
2.8 SCHWERPUNKT	2-13
2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER	2-14
2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE	2-16
2.11 BETRIEBSHÖHE	2-17
2.12 FLUGBESATZUNG	2-17
2.13 BETRIEBSARTEN	2-18
2.14 KRAFTSTOFF	2-22
2.15 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN	2-24
2.16 WEITERE BETRIEBSGRENZEN	2-32
2.16.1 TEMPERATUR	2-32
2.16.2 BATTERIE-LADEZUSTAND	2-32
2.16.3 EMERGENCY-SCHALTER	2-32
2.16.4 BETRIEBSZEITEN DER ELEKTRISCHEN AUSRÜSTUNG	2-32
2.16.5 TÜRSCHLOSS	2-33
2.16.6 ELEKTRONISCHE GERÄTE	2-33
2.16.7 VERWENDUNG DER SONNENBLENDEN	2-33

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 (780 kg bis inkl. 980 kg) Wenn MÄM 40-227 durchgeführt wurde: 111 KIAS (über 1036 kg bis 1200 kg) 94 KIAS (780 kg bis inkl. 1036 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: : Textron Lycoming
- b) Motorbezeichnung: : IO-360 M1-A
- c) Drehzahlgrenzen
- Max. zul. Startdrehzahl : 2700 RPM
 - Max. zul. Dauerdrehzahl : 2400 RPM
- d) Ladedruckgrenzen
- Maximum : Vollgas (Full Throttle)
- e) Öldruck
- Minimum (IDLE) : 25 PSI (1,72 bar)
 - Maximum : 98 PSI (6,76 bar)
 - Normaler Betriebsbereich : 55 - 95 PSI (3,8 - 6,55 bar)
- f) Ölstand
- Minimum : 4 qts
 - Maximum : 8 qts
- g) Öltemperatur
- Maximum : 245 °F (118 °C)
- h) Kraftstoffdruck
- Minimum : 14 PSI (0,97 bar)
 - Maximum : 35 PSI (2,4 bar)
- i) Zylinderkopftemperatur
- Maximum : 500 °F (260 °C)
- j) Propellerhersteller : mt-Propeller

- k) Propellerbezeichnung : MTV-12-B/180-17, oder
MTV-12-B/180-17f
- l) Propellerdurchmesser : 1,80 m (+ 0 mm, - 50 mm)
- m) Propellerblattwinkel (0,75 R) : 10,5° - 30°
- n) Ölspezifikation:

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

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

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

2.5 MARKIERUNGEN DER MOTORINSTRUMENTE

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

ANMERKUNG

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

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

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
Strom- stärke	--	--	2 - 75 A	--	--
Kraftstoff- menge Standard- tank	0 US gal	--	0 - 15 US gal ¹ 0 - 17 US gal ²	--	--
Kraftstoff- menge Long Range- Tank	0 US gal	--	0 - 16 US gal + 0 - 9 US gal ³	--	--

¹ bis einschließlich Werknummer 40.054

² ab Werknummer 40.055

³ numerische Anzeige des zusätzlichen Kraftstoffes, für eine Gesamtmenge im Bereich von 16 bis 25 US gal auf einer Seite

2.6 WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN

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

ANMERKUNG

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

Farbe und Bedeutung der Warnleuchten (rot)

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

Farbe und Bedeutung der Vorwarnleuchten (gelb)

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

Farbe und Bedeutung der Zustandsleuchte (weiß)

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

2.7 MASSE (GEWICHT)

Maximale Abflugmasse Kat. Normal	:	1150 kg
wenn MÄM 40-227 durchgeführt wurde	:	1200 kg
Maximale Abflugmasse Kat. Utility	:	980 kg
Maximale Landemasse		
Standard HFW-Blatt	:	1092 kg
Modifiziertes HFW-Blatt (MÄM 40-123/e oder OÄM 40-283)	:	1150 kg
Höchstzulässige Leertankmasse (Maximum zero fuel mass)	:	1150 kg
Höchstzuladung im Standard-Gepäckraum	:	30 kg
Höchstzuladung im Zusatz-Gepäckraum („Skiröhre“)	:	5 kg
Höchstzuladung im erweiterten Gepäckraum (OÄM-40-163)		
Höchstzuladung vorne	:	45 kg
Höchstzuladung hinten	:	18 kg
Höchstzuladung vorne + hinten zusammen	:	45 kg
Maximale Flächenbelastung in allen Gepäckräumen	:	75 kg/m ²

WARNUNG

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

ANMERKUNG

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

ANMERKUNG

In einigen Ländern ist der Beginn eines Fluges durch das Anlassen des Motors definiert. In diesen Ländern ist eine "ramp-mass" von maximal 4 kg über der maximalen Abflugmasse zulässig. Zum Zeitpunkt des Abhebens darf jedoch die maximal erlaubte Abflugmasse nicht überschritten werden.

2.8 SCHWERPUNKT

Bezugsebene (BE)

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

Schwerpunktgrenzen

Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage:

- 2,40 m hinter BE (von 780 kg bis 980 kg)
- 2,46 m hinter BE (bei 1150 kg)
- dazwischen linear

■ Wenn MÄM 40-227 durchgeführt wurde:

- 2,40 m hinter BE (von 780 kg bis 980 kg)
- 2,48 m hinter BE (bei 1200 kg)
- dazwischen linear

Hinterste Flugmassenschwerpunktlage:

- a) Standardtank : 2,59 m hinter BE
- b) 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

Tabelle der strukturellen Höchstlastvielfachen:

Normal-Kategorie

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

Utility-Kategorie

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

WARNUNG

Ein Überschreiten der Höchstlastvielfachen führt zu einer Überlastung des Flugzeuges.

2.11 BETRIEBSHÖHE

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

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

2.12 FLUGBESATZUNG

Minimale Anzahl der Besatzung: 1 (Eine Person)

Maximale Anzahl der Insassen:

Normal-Kategorie: 4 (Vier Personen)

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

2.13 BETRIEBSARTEN

Zugelassen sind - vorbehaltlich nationaler operationeller Zulassung:

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

Flüge in bekannte oder vorhergesagte Vereisungsgebiete sind verboten.

Flüge in bekannte Gewitter sind verboten.

Funktionsfähige operationelle Mindestausrüstung

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

Seite 2 - 18	Rev. 8	01-Dez-2010	EASA anerkannt	Dok. Nr. 6.01.01
--------------	--------	-------------	-------------------	------------------

Operationelle Mindestausrüstung (funktionsfähig)			
	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 mit Scheinlotanzeige (Turn & Bank Indicator) * Kurskreisel (Directional Gyro) * Außenluftthermometer (OAT) * Uhr mit Stunden-, Minuten- und Sekundenanzeige * UKW-Funkgerät (COM) mit Lautsprecher und Mikrofon * VOR-Empfangsanlage * Transponder (XPDR), Modus A und Modus C * 1 Kopfsprechhörer (Headset) 	<ul style="list-style-type: none"> * Zweites UKW-Funkgerät (COM) * VOR-LLZ-GP-Empfangsanlage * Marker-Empfangsanlage
Motorinstrumente	<ul style="list-style-type: none"> * Kraftstoffvorratanzeigen * Motorüberwachungsanzeige * Annunciator Panel (alle Leuchten, siehe 2.6) 	<ul style="list-style-type: none"> * Ampèremeter (im VM 1000 integriert) * Voltmeter (im VM 1000 integriert) 	

Operationelle Mindestausrüstung (funktionsfähig)

	für Sichtflüge bei Tag	für Sichtflüge bei Nacht zusätzlich	für IFR-Flüge zusätzlich
Beleuchtung		<ul style="list-style-type: none"> * Positionslichter * Zusammenstoßwarnlichtanlage (ACL) * Landescheinwerfer * Instrumentenbeleuchtung * Innenraumbeleuchtung (Flutlicht) * Taschenlampe 	
Weitere operationelle Mindestausrüstung	<ul style="list-style-type: none"> * Überziehwarnung * Kraftstoffkontrollmesser (siehe 7.10) * Sicherheitsgurte für jeden besetzten Sitz * Flughandbuch 	<ul style="list-style-type: none"> * Pitotrohr-Heizung * Alternate Static Valve * Essential Bus 	<ul style="list-style-type: none"> * Notbatterie

ANMERKUNG

Zugelassene Ausrüstung ist in Kapitel 6 angeführt.

ANMERKUNG

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

2.14 KRAFTSTOFF

Kraftstoffarten:

AVGAS 100LL / AVGAS 100/130LL (ASTM D910)

AVGAS 100 / AVGAS 100/130 (ASTM D910)

Kraftstoffinhalt:

a) Standardtank:

Gesamtfüllmenge : 2 x 20,6 US gal (ca. 2x78 l)

nicht ausfliegender Kraftstoff : 2 x 0,5 US gal (ca. 2 x 2 l)

Größte angezeigte Menge

bis einschl. Werknummer 40.054 : 15 US gal (ca. 57 l) pro Tank

ab Werknummer 40.055 : 17 US gal (ca. 64 l) pro Tank

Max. zulässige Differenz zwischen

rechtem und linkem Tank : 10 US gal (ca. 38 l)

b) Long Range-Tank (falls eingebaut):

Gesamtfüllmenge	: 2 x 25,5 US gal (ca. 2 x 96,5 l)
nicht ausfliegbarer Kraftstoff	: 2 x 0,5 US gal (ca. 2 x 2 l)
Größte angezeigte Menge	: 16 US gal pro Tank (ca. 61 l pro Tank)
Angezeigte Menge Zusatzkraftstoff	: 0 bis 9 US gal pro Tank (ca. 0 bis 34 l pro Tank)
Max. zulässige Differenz zwischen rechtem und linkem Tank	: 8 US gal (ca. 30 l)

WICHTIGER HINWEIS

Wenn eine Kraftstofftankanzeige 16 US gal und die Anzeige für den Zusatzkraftstoff auf der selben Seite 0 US gal anzeigt, ist für die Berechnung der Differenz zwischen linkem und rechtem Kraftstofftank mit 19 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:

■ Wenn MÄM 40-227 nicht durchgeführt wurde:

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

Wenn MÄM 40-227 durchgeführt wurde:

Manövergeschwindigkeit: $v_A = 111$ KIAS (über 1036 kg bis 1200 kg)

$v_A = 94$ KIAS (780 kg bis inkl. 1036 kg)

Dieses Flugzeug ist nur in Übereinstimmung mit den Angaben des Flughandbuches zu betreiben. Es kann in den Kategorien "Normal" und "Utility" ohne Vereisungsbedingungen betrieben werden. Dieses Flugzeug ist - vorbehaltlich nationaler operationeller Zulassung - bei geeigneter Ausrüstung für die folgenden Operationsarten zugelassen: Tag-Sichtflug, Nacht-Sichtflug und Instrumentenflug. Alle Kunstflugmanöver einschließlich Trudeln sind verboten.

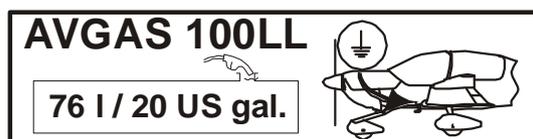
Weitere Betriebsgrenzen sind dem Flughandbuch zu entnehmen.

Rauchen verboten.

Neben jedem der beiden Tankeinfüllstutzen:

a) *Standardtank:*

Wenn MÄM 40-617 umgesetzt wurde:



b) *Long Range-Tank (falls eingebaut):*

Wenn MÄM 40-617 umgesetzt wurde:



Bei der Kraftstoffvorratsanzeige:

a) Standardtank:

Bis inkl. Werk-Nr. 40.054:

Anzeige/Tank: max. 15 US gal

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

Ab Werk-Nr. 40.055:

Anzeige/Tank: max. 17 US gal

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

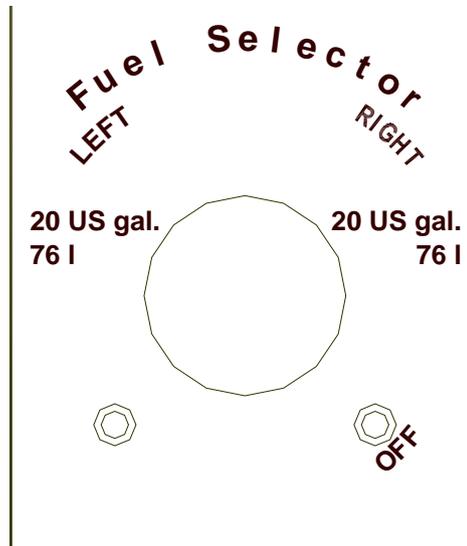
b) Long Range-Tank (falls eingebaut):

Anzeige/Tank: 16 + 9 US gal

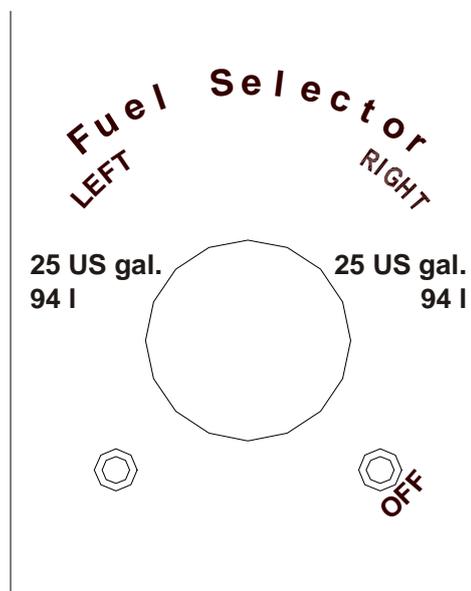
linker und rechter Tank max. 8 US gal Differenz
Schalter AUX FUEL QTY. für LH/RH Zusatzkraftstoffanzeige
Anmerkung: Weitere Informationen zum AUX FUEL siehe FHB

Am Tankwahlschalter:

a) Standardtank:



b) Long Range-Tank (falls eingebaut):



Am Deckel der Cowling für den Öleinfüllstutzen:

<p>ÖL 1 qt = 0,95 Liter</p> <p>SAE 15W50</p> <p><i>ashless dispersant aviation grade oil (SAE Standard J-1899) oder FHB Kapitel 2</i></p> <p>VFR Min./Max.: 4/8 qts</p> <p>IFR Min./Max.: 6/8 qts</p>
--

Neben dem Bedienhebel für die Klappen:

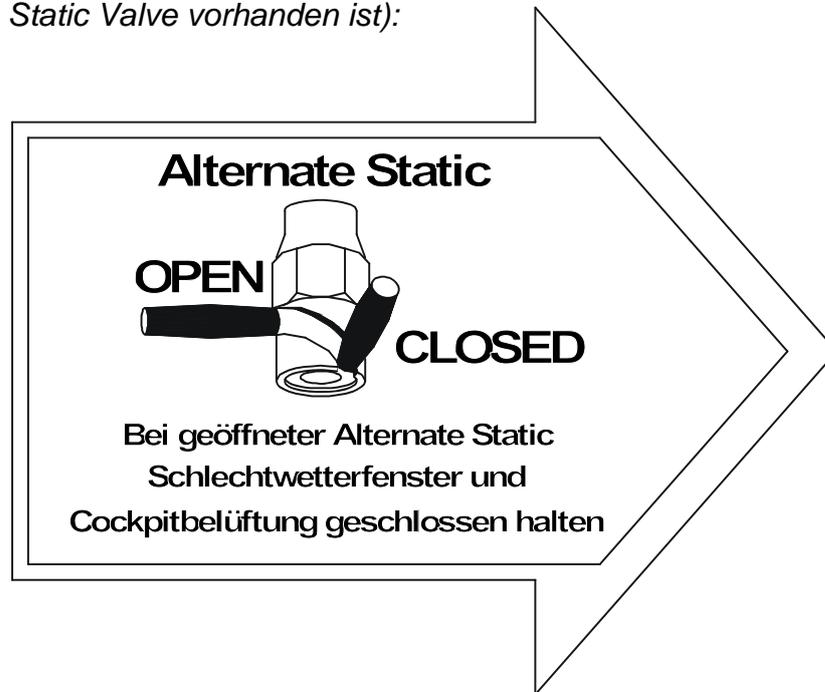
 <p>max. 108 KIAS</p> <p>max. 91 KIAS</p>
--

Neben dem Essential Bus-Schalter (falls vorhanden):

Ess. Bus NICHT für Normalverfahren (siehe FHB)

Im Cockpit an der linken Rumpf-Seitenwand:

(falls Alternate Static Valve vorhanden ist):

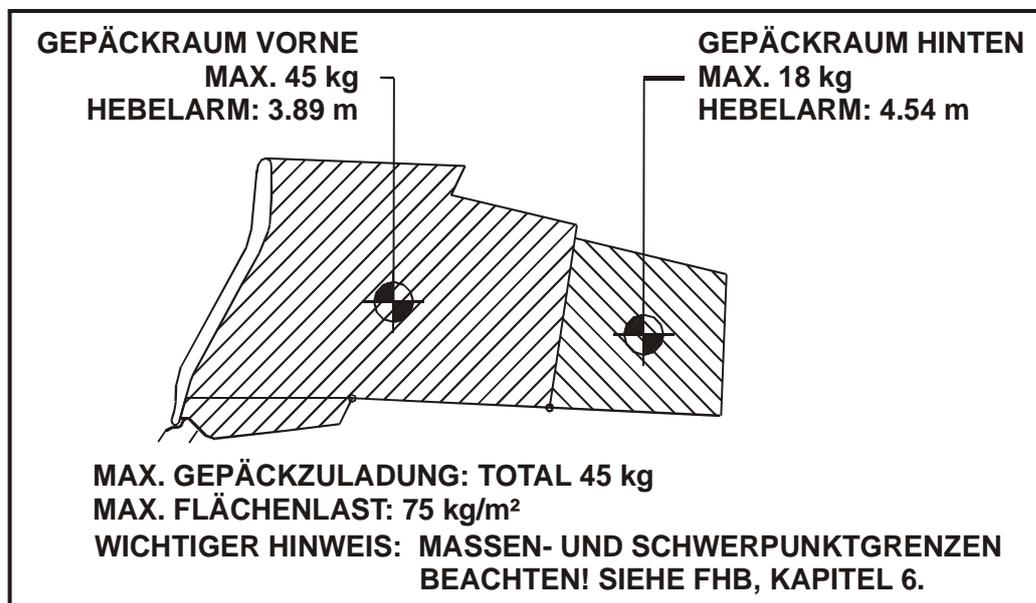


Beim Gepäckraum:

a) Beim Standard-Gepäckraum:



b) Bei der Gepäckraumerweiterung (OÄM-40-163, falls eingebaut):



Neben dem Türschloß (OÄM-40-081, falls eingebaut):

NOTAUSSTIEG:

Schloß während des
Fluges nicht absperren

Über dem NAV #2 CDI (OÄM 40-206, falls eingebaut):

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

2.16 WEITERE BETRIEBSGRENZEN

2.16.1 TEMPERATUR

- Das Flugzeug darf nicht betrieben werden, wenn seine Temperatur vor Inbetriebnahme
- weniger als -40 °C (-40 °F) oder mehr als 54 °C (129 °F) beträgt.

WICHTIGER HINWEIS

Zum Anlassen des Motors bei kaltem Wetter sind die letztgültigen Anweisungen des Motorherstellers zu beachten.

2.16.2 BATTERIE-LADEZUSTAND

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

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

2.16.3 EMERGENCY-SCHALTER

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

2.16.4 BETRIEBSZEITEN DER ELEKTRISCHEN AUSRÜSTUNG

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

2.16.5 TÜRSCHLOSS

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

2.16.6 ELEKTRONISCHE GERÄTE

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

Störende Geräte sind zum Beispiel:

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

Diese Aufzählung ist nicht erschöpfend.

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

2.16.7 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 TRIEBWERKSTÖRUNGEN	3-5
3.2.1 TRIEBWERKSSTÖRUNG AM BODEN	3-5
3.2.2 TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS	3-6
3.2.3 TRIEBWERKSSTÖRUNG IM FLUG	3-8
3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER	3-17
3.2.5 DEFECT DER TRIEBWERKSBEDIENELEMENTE	3-18
3.2.6 WIEDERANLASSEN DES MOTORS BEI STEHENDEM PROPELLER	3-20
3.3 RAUCH UND BRAND	3-22
3.3.1 RAUCH UND BRAND AM BODEN	3-22
3.3.2 RAUCH UND BRAND WÄHREND DES STARTS	3-24
3.3.3 RAUCH UND BRAND IM FLUG	3-26
3.4 GLEITFLUG	3-28
3.5 NOTLANDUNGEN	3-29
3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR	3-29
3.5.2 LANDUNG MIT EINEM DEFECTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK	3-31
3.5.3 LANDUNG MIT DEFECTEN RADBREMSEN	3-32
3.6 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS	3-33

3.7	ANDERE NOTFÄLLE	3-34
3.7.1	VEREISUNG	3-34
3.7.2	STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM	3-35
3.7.3	VERDACHT AUF KOHLENMONOXIDVERGIFTUNG IN DER KABINE	3-39
3.7.4	'DOOR'-WARNLEUCHTE AN	3-40
3.7.5	NOTAUSSTIEG	3-41

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		Flugmasse			
		850 kg	1000 kg	1150 kg	1200 kg
Motorausfall nach dem Abheben (Klappen T/O)		59 KIAS	66 KIAS	72 KIAS	74 KIAS
Fluggeschwindigkeit für besten Gleitwinkel (Klappen UP)		60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS	76 KIAS
Notlandung mit Motorstillstand	Klappen UP	60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS	76 KIAS
	Klappen T/O	59 KIAS	66 KIAS	72 KIAS	74 KIAS
	Klappen LDG	58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS	73 KIAS

3.2 TRIEBWERKSTÖRUNGEN

3.2.1 TRIEBWERKSSTÖRUNG AM BODEN

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

WICHTIGER HINWEIS

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

WARNUNG

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

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.2 TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS

a) Startabbruch noch möglich (genügend Pistenlänge zur Verfügung)

Geradeaus landen:

1. Gashebel IDLE

Am Boden:

2. Bremsen nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

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

- Tankwahlschalter OFF
- Gemischhebel LEAN-Motor abstellen
- Zündung OFF
- Hauptschalter (ALT/BAT) OFF

FORTGESETZT

b) Startabbruch nicht mehr möglich

- | | |
|--------------------------|-------------------|
| 1. Geschwindigkeit | 74 KIAS (1200 kg) |
| | 72 KIAS (1150 kg) |
| | 66 KIAS (1000 kg) |
| | 59 KIAS (850 kg) |

WARNUNG

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

Wenn es die Zeit erlaubt:

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

WARNUNG

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

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.3 TRIEBWERKSSTÖRUNG IM FLUG

a) Rauh laufendes Triebwerk

WARNUNG

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

- | | | |
|-----|---------------------------------------|--|
| 1. | Geschwindigkeit | 76 KIAS (1200 kg)
73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg) |
| 2. | Elektrische Kraftstoffpumpe | check ON |
| 3. | Tankwahlschalter | check gewählter Tank |
| 4. | Motorinstrumente | check |
| 5. | Gashebel | check |
| 6. | Drehzahlhebel | check |
| 7. | Gemischhebel | einstellen für ruhigen Lauf |
| 8. | Alternate Air | OPEN |
| 9. | Zustandsleuchte für Zündung | check, falls die elektronische
Zündungssteuerung installiert
ist |
| 10. | Zündschalter | check BOTH |
| 11. | Sicherung IGN | ziehen, falls die elektronische
Zündungssteuerung installiert
ist; wenn rauer Lauf damit
beseitigt wird, bleibt die
Sicherung gezogen. |

FORTGESETZT

12. Gas/Drehzahl/Gemisch verschiedene Hebelstellungen
probieren

WARNUNG

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

ENDE DER CHECKLISTE

b) Abfall des Öldrucks

1. Öldruckwarnleuchte und Öldruckanzeige prüfen.
2. Öltemperatur prüfen.
 - 2a. Wenn Öldruckanzeige unter grünen Bereich abfällt und Öltemperatur normal ist (Öldruckwarnleuchte leuchtet bzw. blinkt nicht):
 - * Öldruckwarnleuchte beachten: Ein Defekt der Öldruckanzeige ist wahrscheinlich.
 - * Öl- und Zylinderkopftemperaturen beobachten.
 - 2b. Wenn Öldruckanzeige unter grünem Bereich ist, verbunden mit ansteigender Öl- oder Zylinderkopftemperatur oder

Wenn Öldruckwarnleuchte leuchtet bzw. blinkt oder

Wenn beides zugleich eintritt:
 - * Motorleistung auf minimal erforderliche reduzieren,
 - * Sobald wie möglich landen,
 - * Auf Motorausfall und Notlandung vorbereitet sein.
 - 2c. Öldruck gegen Null verbunden mit:

Vibrationen, Ölverlust, eventuell extremen metallischen Geräuschen und möglicherweise Rauchentwicklung:
 - * Mechanischer Schaden im Motor ist offensichtlich.
 - * Sofort Motor abstellen und
 - * Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen.

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 3 - 10	Rev. 8	01-Dez-2010	Dok. Nr. 6.01.01
--------------	--------	-------------	------------------

c) Hoher Öldruck

Öltemperatur kontrollieren.

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

ENDE DER CHECKLISTEd) Hohe Öltemperatur

Zylinderkopf- und Abgastemperatur prüfen.

- * Wenn beide nicht hoch sind, ist ein Defekt der Öltemperaturanzeige wahrscheinlich. Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen. Eine stabile Anzeige der Öltemperatur von 26 °F (-3 °C) oder 317 °F (158 °C) deutet auf einen Fehler des Öltemperatursensors hin.
- * Wenn Zylinderkopf- oder Abgastemperatur ebenfalls hoch sind:
 - Öldruck kontrollieren. Bei niedrigem Öldruck ist gemäß 3.2.3 b) - ABFALL DES ÖLDRUCKS weiter zu verfahren.
 - Wenn Öldruck im grünen Bereich ist:
 - Gemischeinstellung prüfen und gegebenenfalls Gemisch anreichern.
 - Leistung reduzieren; wenn das keine Abhilfe erzielt, ist auf dem nächsten geeigneten Flugplatz zu landen.

ENDE DER CHECKLISTE

e) Hohe Zylinderkopftemperatur

Zylinderkopftemperatur im gelben Bereich oder darüber:

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

ENDE DER CHECKLISTE

f) Hohe Drehzahl

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

1. Reibungsschraube für Triebwerksbedienhebel kontrollieren.
2. Öldruck kontrollieren: Bei Verlust von Öl oder Öldruck regelt der Propellerregler auf hohe Drehzahl. In diesem Fall ist die Drehzahl mit dem Gashebel zu regeln. Weiter verfahren gemäß 3.2.3 b) - ABFALL DES ÖLDRUCKS.
3. Wenn der Öldruck normal ist:
 - * Drehzahlhebel ziehen und durch Horchen vergleichen, ob die Drehzahl sinkt.
 - Wenn sich die Anzeige bei hörbarem Drehzahlabfall nicht ändert, ist eine defekte Drehzahlanzeige wahrscheinlich und diese zu ignorieren (Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen).
 - Wenn kein Drehzahlabfall hörbar ist, ist ein Defekt im Reglersystem wahrscheinlich. In diesem Fall ist die Drehzahl mit dem Gashebel zu regeln.

ENDE DER CHECKLISTE

g) Drehzahlverlust

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

- * Durch Horchen vergleichen, ob die Drehzahl steigt.
 - Wenn kein Drehzahlanstieg hörbar ist, ist ein Defekt im Reglersystem wahrscheinlich. In diesem Fall ist die Drehzahl mit dem Gashebel in Grenzen regelbar.
 - Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.
 - Auf mögliche Notlandung vorbereitet sein.
 - Wenn sich die Anzeige bei hörbarem Drehzahlanstieg nicht ändert, ist eine defekte Drehzahlanzeige wahrscheinlich und diese zu ignorieren (Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen).

ENDE DER CHECKLISTE

h) Hoher Kraftstofffluß

Kraftstofffluß im roten Bereich:

1. Elektrische Kraftstoffpumpe ON
2. Kraftstoffdruck check nach 10 - 15 Sekunden:
 - * Wenn der Kraftstoffdruck zu niedrig ist, mit 3.2.3 i) NIEDRIGER KRAFTSTOFFDRUCK MIT EINGESCHALTETER KRAFTSTOFFPUMPE fortfahren.
 - * Wenn der Kraftstoffdruck im grünen Bereich ist oder die Warnleuchte für den Kraftstoffdruck nicht leuchtet, ist in den meisten Fällen die Kraftstoffflußanzeige defekt, diese ist in diesem Fall zu ignorieren (Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen). Kraftstoffflußdaten sind gemäß den Leistungseinstellungen aus Kapitel 5 anzunehmen.
3. Kraftstoffvorratsanzeige kontrollieren. Eine rasche Abnahme des Kraftstoffvorrats bestätigt hohen Kraftstofffluß.

ENDE DER CHECKLISTE

i) Niedriger Kraftstoffdruck mit eingeschalteter Kraftstoffpumpe

Die Warnleuchte für den Kraftstoffdruck leuchtet oder die Kraftstoffdruckanzeige ist unter dem grünen Bereich:

1. Kraftstofffluß check

- * Wenn der Kraftstofffluß zu hoch ist, kann eine undichte Stelle (zwischen dem Einspritzsystem und den Einspritzdüsen) bestehen. Am nächstgelegenen, geeigneten Flugplatz landen.
- * Wenn sich die Kraftstoffflußanzeige im grünen Bereich befindet und der Motor ruhig läuft, ist die wahrscheinlichste Ursache eine defekte Kraftstoffdruckanzeige, die in diesem Fall zu ignorieren ist (Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen).

Der Motor ist auf Leistungsverlust und rauhen Lauf hin zu beobachten, beides kann Kraftstoffmangel anzeigen. Wenn der Motor keine ausreichende Leistung bringt, ist eine Notlandung durchzuführen.

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER

ANMERKUNG

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

ANMERKUNG

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

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

Wenn Motor so nicht anspringt:

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

ANMERKUNG

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann:

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

ENDE DER CHECKLISTE

3.2.5 DEFECT DER TRIEBWERKSBEEDIENELEMENTE

Mixture-Bowdenzug defekt

a) Flug und Landung:

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

WARNUNG

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

b) Motor abstellen:

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

ENDE DER CHECKLISTE

Gas-Bowdenzug defekt*a) Ausreichend Leistung für Weiterflug zur Verfügung:*

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

b) Keine ausreichende Leistung für Weiterflug zur Verfügung:

1. Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen.

ENDE DER CHECKLISTEPropellerverstellungs-Bowdenzug defekt*a) Ausreichend Leistung für Weiterflug zur Verfügung:*

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

WARNUNG

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

b) Keine ausreichende Leistung für Weiterflug zur Verfügung:

1. Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen.

ENDE DER CHECKLISTE

Dok. Nr. 6. 01.01	Rev. 8	01-Dez-2010	Seite 3 - 19
-------------------	--------	-------------	--------------

3.2.6 WIEDERANLASSEN DES MOTORS BEI STEHENDEM PROPELLER

ANMERKUNG

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

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

ANMERKUNG

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

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann:

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

FORTGESETZT

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

3.3 RAUCH UND BRAND

3.3.1 RAUCH UND BRAND AM BODEN

a) Motorbrand beim Anlassen am Boden

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

Nach Stillstand:

4. Gashebel MAX PWR
5. Hauptschalter (ALT/BAT) OFF

Wenn Motor steht:

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

ENDE DER CHECKLISTE

b) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden

1. Hauptschalter (ALT/BAT) OFF

Wenn Motor läuft:

2. Gashebel IDLE
3. Gemischhebel LEAN - Motor abstellen

Wenn Motor steht:

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

ENDE DER CHECKLISTE

3.3.2 RAUCH UND BRAND WÄHREND DES STARTS

a) Wenn Startabbruch noch möglich ist

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

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

3. Geschwindigkeit 74 KIAS (1200 kg)
 72 KIAS (1150 kg)
 66 KIAS (1000 kg)
 59 KIAS (850 kg)

FORTGESETZT

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

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

WICHTIGER HINWEIS

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

ENDE DER CHECKLISTE

3.3.3 RAUCH UND BRAND IM FLUG

WICHTIGER HINWEIS

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 auf dem nächsten geeigneten Flugplatz oder einem Landeplatz auszuführen.

a) Motorbrand im Flug

1. Kabinenheizung OFF
2. Geeignetes Notlandefeld wählen

Wenn Erreichen des Landefeldes sicher erscheint:

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

WICHTIGER HINWEIS

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

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 3 - 26	Rev. 8	01-Dez-2010	Dok. Nr. 6.01.01
--------------	--------	-------------	------------------

b) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug

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

WICHTIGER HINWEIS

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

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

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.

ENDE DER CHECKLISTE

3.4 GLEITFLUG

1. Flügelklappen UP
2. Fluggeschwindigkeit 76 KIAS (1200 kg)
73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

ANMERKUNG

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

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

ENDE DER CHECKLISTE

3.5 NOTLANDUNGEN

3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR

WICHTIGER HINWEIS

Während Notlandungen muss die verstellbare Sitzlehne (wenn installiert) in aufrechter Position fixiert sein.

1. Verstellbare Sitzlehne (wenn installiert) lt. Beschreibung am Hinweisschild am Überrollbügel in aufrechte Position bringen und korrekte Fixierung prüfen
2. Geeignetes Landefeld wählen. Kann kein horizontales Landefeld gefunden werden, ist nach Möglichkeit hangaufwärts zu landen.
3. Wind beachten.
4. 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.
5. Fluggeschwindigkeit 76 KIAS (1200 kg)
73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
6. Falls Zeit erlaubt ATC informieren
7. Tankwahlschalter OFF

Wenn gewähltes Landefeld sicher erreicht werden kann:

8. Klappen LDG
9. Sicherheitsgurte straffen

FORTGESETZT

WICHTIGER HINWEIS

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

- Zündschalter OFF
- Hauptschalter (ALT/BAT) OFF

- █ 10. Aufsetzen mit geringstmöglicher Geschwindigkeit

ENDE DER CHECKLISTE

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 von Gras zu verkürzen.

WICHTIGER HINWEIS

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

- Tankwahlschalter OFF
- Gemischhebel LEAN - Motor abstellen
- Zündschalter OFF
- Hauptschalter (ALT/BAT) OFF

ENDE DER CHECKLISTE

3.6 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS

WICHTIGER HINWEIS

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

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

Wenn Drehung gestoppt ist:

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

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 ▲ (oben)
5. Drehzahl erhöhen, um Eisansatz an den Propellerblättern zu vermeiden
6. Alternate Air OPEN
7. Notfenster bei Bedarf öffnen

WICHTIGER HINWEIS

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

8. ATC informieren, falls sich ein Notfall ankündigt

WICHTIGER HINWEIS

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

- Alternate Static Valve OPEN
- Notfenster schließen

ENDE DER CHECKLISTE

3.7.2 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

a) Totaler Ausfall des elektrischen Systems

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

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

ENDE DER CHECKLISTE

b) Generatorsausfall

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

■ (i) *Generatorsausfall im Flug*

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

WICHTIGER HINWEIS

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

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

FORTGESETZT

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

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

(ii) Generatorausfall am Boden

ANMERKUNG

Ein Generatorausfall kann auch am Boden angezeigt werden, wenn der Motor auf Standgas läuft.

1. Motordrehzahl 1200 RPM
2. Elektrische Verbraucher OFF
3. Ampèremeter überprüfen

Wenn das Warnlicht nicht verlischt, das Ampèremeter blinkt und 'null' anzeigt:
- Flugvorhaben abbrechen.

ENDE DER CHECKLISTE

c) Anlasser

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

1. Gashebel IDLE
2. Gemischhebel LEAN - Motor abstellen
3. Zündung OFF
4. Hauptschalter (ALT/BAT) OFF

Jegliches Flugvorhaben abbrechen!

ENDE DER CHECKLISTEd) Überspannung

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

1. Essential Bus ON, falls vorhanden
2. Hauptschalter (ALT) OFF

WARNUNG

Hauptschalter (BAT) auf ON lassen!

3. Nicht benötigte Verbraucher,
insbesondere Pitotrohr-Heizung OFF
4. 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 die unten angeführte Maßnahmen zu setzen.

Die DA 40 kann mit einem CO-Sensor ausgestattet werden (optionale Ausrüstung, OÄM 40-253). Wenn die Kontrolleuchte während des Fluges aufleuchtet, muß die TEST/RESET-Taste gedrückt werden. Wenn die Kontrolleuchte weiterhin leuchtet oder Geruch nach Auspuffgasen in der Kabine festgestellt wird, müssen folgende Maßnahmen getroffen werden:

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

WICHTIGER HINWEIS

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

ANMERKUNG

Das Auftreten von Kohlenmonoxid wird durch eine Kontrolleuchte angezeigt, wenn OÄM 40-253 durchgeführt wurde.

ENDE DER CHECKLISTE

Dok. Nr. 6. 01.01	Rev. 8	01-Dez-2010	Seite 3 - 39
-------------------	--------	-------------	--------------

3.7.4 'DOOR'-WARNLEUCHE AN

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

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

3.7.5 NOTAUSSTIEG

Im Falle eines Überschlages des Flugzeuges am Boden kann es durch die hintere Kabinentür verlassen werden. Zu diesem Zweck kann das vordere Scharnier der hinteren Kabinentür entriegelt werden. Die Funktionsweise ist auf einem Schild neben dem Scharnier gezeigt.

ENDE DER CHECKLISTE

Bewußt freigelassen.

KAPITEL 4A

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

	Seite
4A.1 EINFÜHRUNG	4A-2
4A.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	4A-2
4A.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE	4A-3
4A.3.1 VORFLUGKONTROLLE	4A-3
4A.3.2 VOR DEM ANLASSEN DES MOTORS	4A-11
4A.3.3 ANLASSEN DES MOTORS	4A-13
4A.3.4 VOR DEM ROLLEN	4A-19
4A.3.5 ROLLEN	4A-20
4A.3.6 VOR DEM START	4A-22
4A.3.7 START	4A-25
4A.3.8 STEIGFLUG	4A-27
4A.3.9 REISEFLUG	4A-29
4A.3.10 GEMISCHREGELUNG	4A-31
4A.3.11 SINKFLUG	4A-33
4A.3.12 LANDEANFLUG	4A-34
4A.3.13 DURCHSTARTEN	4A-36
4A.3.14 NACH DER LANDUNG	4A-37
4A.3.15 ABSTELLEN DES MOTORS	4A-38
4A.3.16 NACHFLUGKONTROLLE	4A-39
4A.3.17 FLUG IM REGEN	4A-40
4A.3.18 BETANKEN	4A-40
4A.3.19 FLUG IN GROSSEN HÖHEN	4A-40

4A.1 EINFÜHRUNG

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

4A.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Anlaß \ Flugmasse	850 kg	1000 kg	1150 kg	1200 kg
Fluggeschwindigkeit für Startsteigflug (bestes Steigen v_Y) (Klappen T/O)	54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS	67 KIAS
Fluggeschwindigkeit für Reisesteigflug (Klappen UP)	60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS	76 KIAS
Anfluggeschwindigkeit für normale Landung Klappen LDG	58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS	73 KIAS
Mindestgeschwindigkeit beim Durchstarten Klappen T/O	54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS	67 KIAS

4A.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE

4A.3.1 VORFLUGKONTROLLE

I. Innenkontrolle

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

FORTGESETZT

ANMERKUNG

Standardtank:

Abhängig von der Type der eingebauten Kraftstoffmesser können 15 US gal oder 17 US gal als maximale Kraftstoffmenge angezeigt werden (mehr Einzelheiten im Abschnitt 7.10). Wenn die Kraftstoffanzeige die maximal anzeigbare Kraftstoffmenge anzeigt, muß die korrekte Kraftstoffmenge mit dem Kraftstoffkontrollmesser festgestellt werden. Wird auf diese Messung verzichtet, so ist die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht, die angezeigte Kraftstoffmenge.

Long Range-Tank:

Bei einer Anzeige von 16 US gal kann die Menge an Zusatzkraftstoff festgestellt werden, indem der Schalter AUX FUEL QTY auf die jeweilige Position (LH oder RH) gesetzt wird. Danach wird der Zusatzkraftstoff zu den 16 US gal addiert.

Eine Zusatzkraftstoffmenge von weniger als 3 US gal kann vom System nicht angezeigt werden. Für diesen Fall muß die Menge mit dem Kraftstoffkontrollmesser überprüft werden (siehe Abschnitt 7.10 KRAFTSTOFFANLAGE).

WICHTIGER HINWEIS

Long Range-Tank:

Die korrekte Anzeige des Tankinhalts erfolgt erst 2 Minuten nach Betätigung des Schalters.

FORTGESETZT

Seite 4A - 4	Rev. 8	01-Dez-2010	Dok. Nr. 6.01.01
--------------	--------	-------------	------------------

- n) Positionslichter, Zusammenstoß-
warnlicht (STROBE) check
- o) Hauptschalter (BAT) OFF
- p) Fremdkörperkontrolle durchgeführt
- q) Steuerung und Trimmung freigängig und korrekt
- r) Gepäck verstaut und gesichert
- s) Notaxt (falls installiert, 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. Für zugelassene Enteisungsflüssigkeiten siehe Abschnitt 8.6 - ENTEISUNG AM BODEN.

WICHTIGER HINWEIS

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

FORTGESETZT

Dok. Nr. 6.01.01	Rev. 8	01-Dez-2010	Seite 4A -5
------------------	--------	-------------	-------------

1. Linkes Hauptfahrwerk:

- a) Fahrwerksbügel Sichtprüfung
- b) Fahrwerksbügelverkleidung (falls eingebaut) Sichtprüfung
- c) Radverkleidung Sichtprüfung
- d) Reifendruck (2,5 bar / 36 PSI) überprüfen
- e) Abnutzung, Profiltiefe des Reifenskontrollieren
- f) Reifen, Rad, Bremse Sichtprüfung
- g) Anschluß der Bremsleitung auf Lecks prüfen
- h) Rutschmarken Sichtprüfung
- i) Unterlegskeile entfernen

2. Linke Tragfläche:

- a) Gesamte Flügelfläche Sichtprüfung
- b) Fußauftritt Sichtprüfung
- c) Lufteinlaß auf Flügelunterseite Sichtprüfung
- d) Öffnungen auf Flügelunterseite auf Kraftstoffspuren
kontrollieren (bei vollem
Tank ist Überlaufen durch
die Tankbelüftung möglich)
- e) Tankdrain geringe Menge ablassen,
auf Wasser und Sediment
kontrollieren
- f) Überziehwarnung prüfen (an Bohrung saugen)
- g) Tankeinfüllstutzen Sichtprüfung, Tankfüllstand
muß mit Anzeige überein-
stimmen
- h) Tankbelüftung auf Tragflächenunterseite ... Sichtprüfung
- i) Dreieckskanten am Flügel (2x) Sichtprüfung

FORTGESETZT

Seite 4A - 6	Rev. 8	01-Dez-2010	Dok. Nr. 6.01.01
--------------	--------	-------------	------------------

- j) Pitot-Statiksonde sauber, Bohrungen offen
- k) Lande-, Rollscheinwerfer Sichtprüfung
- l) Randbogen Sichtprüfung
- m) Positionslicht, Zusammenstoßwarnlicht Sichtprüfung
- n) Verzurrung kontrollieren, gelöst
- o) Querruder und Anlenkung Sichtprüfung
- p) Querruderlager und Sicherungsstift Sichtprüfung
- q) Fremdkörper im Querruderpaddel Sichtprüfung
- r) Klappe und Anlenkung Sichtprüfung
- s) Klappenlager und Sicherungsstift 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, OÄM 40-267) auf Verstopfung überprüfen

4. Leitwerk:

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

FORTGESETZT

5. Rumpf, rechts:

- a) Rumpfschale Sichtprüfung
- b) Scheibe Sichtprüfung
- c) Kabinenhaube, rechte Seite Sichtprüfung
- d) Statische Druckaufnahme für Autopilot
(falls installiert, OÄM 40-267) auf Verstopfung überprüfen

6. Rechte Tragfläche:

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

FORTGESETZT

- n) Tankdrain geringe Menge ablassen,
auf Wasser u. Sediment
kontrollieren
- o) Fußauftritt Sichtprüfung

7. Rechtes Hauptfahrwerk:

- a) Fahrwerksbügel Sichtprüfung
- b) Fahrwerksbügelverkleidung (falls eingebaut) Sichtprüfung
- c) Radverkleidung Sichtprüfung
- d) Reifendruck (2,5 bar / 36 PSI) überprüfen
- e) Abnutzung, Profiltiefe des Reifens kontrollieren
- f) Reifen, Rad, Bremse Sichtprüfung
- g) Anschluß der Bremsleitung auf Lecks prüfen
- h) Rutschmarken Sichtprüfung
- i) Unterlegskeile entfernen

8. Rumpfvorderteil:

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

WARNUNG

Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen!
Verletzungsgefahr!

FORTGESETZT

- e) Spinner samt Schrauben Sichtprüfung
- f) Bugfahrwerk Sichtprüfung
- g) Reifen und Rad Sichtprüfung
- h) Rutschmarken Sichtprüfung
- i) Bugradstielverkleidung (falls eingebaut) Sichtprüfung
- j) Bugradstielverankerung (falls eingebaut) ... kontrollieren, gelöst
- k) Abnutzung, Profiltiefe des Reifens kontrollieren
- l) Radverkleidung Sichtprüfung
- m) Schleppgabel entfernt
- n) Reifendruck (2,0 bar / 29 PSI) überprüfen
- o) Unterlegskeile entfernen
- p) Auspuff Sichtprüfung
- q) vordere Kabinenlufteinflüsse (falls eingebaut) frei
- r) Winterverschluß für
Frischlufteinlaß (falls eingebaut) Sichtprüfung

WARNUNG

Verbrennungsgefahr bei heißem Auspuff.

Unterseite:

- s) Antennen (wenn vorhanden) Sichtprüfung
- t) Gascolator geringe Menge Kraftstoff
ablassen, auf Wasser und
Sediment kontrollieren
- u) Entlüftungsrohre auf Verstopfung kontrollieren
- v) Rumpfunterseite auf übermäßige Ver-
schmutzung vor allem durch
Öl, Kraftstoff und sonstige
Flüssigkeiten kontrollieren

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.2 VOR DEM ANLASSEN DES MOTORS

1. Vorflugkontrolle durchgeführt
2. Pedale eingestellt
3. Passagiere eingewiesen

WICHTIGER HINWEIS

Während des Starts muss die verstellbare Sitzlehne (wenn installiert) in aufrechter Position fixiert sein.

NOTE

Der Pilot muss sicherstellen, dass ein Passagier am Vordersitz über die Funktion der verstellbaren Sitzlehne (wenn installiert) instruiert ist.

4. Verstellbare Sitzlehne (wenn installiert) lt. Beschreibung am Hinweisschild am Überrollbügel in aufrechte Position bringen und korrekte Fixierung prüfen
5. Sicherheitsgurte alle anlegen und schließen
6. Gepäck check, gesichert
7. Kabinenhaube hinten geschlossen und verriegelt
8. Türschloß hinten (falls eingebaut) nicht versperrt, Schlüssel abgezogen

WICHTIGER HINWEIS

Beim Schließen der Kabinenhaube ist zu beachten, daß sich keine Teile wie zum Beispiel Sitzgurte, Kleidungsstücke etc. zwischen Kabinenhaube und dem Rahmen am Rumpf befinden. Die Betätigung des Verriegelungshebels soll OHNE übermäßige Kraftanwendung erfolgen.

Zur leichteren Betätigung des Verriegelungshebels kann ein leichter Druck auf den Kabinenhaubenrahmen notwendig sein.

FORTGESETZT

- | 9. Kabinenhaube vorne Position 1 oder 2 ("Kühlspalt")
- | 10. Türschloß vorne (falls eingebaut) nicht versperrt, Schlüssel
abgezogen
- | 11. Parkbremse setzen
- | 12. Steuerung freigängig
- | 13. Trimmung T/O
- | 14. Gashebel IDLE
- | 15. Drehzahlhebel HIGH RPM
- | 16. Gemischhebel LEAN
- | 17. Hebelreibung, Throttle Quadrant eingestellt
- | 18. Alternate Air CLOSED
- | 19. Alternate Static Valve CLOSED, falls vorhanden
- | 20. Avionikhauptschalter OFF
- | 21. Essential Bus-Schalter OFF, falls vorhanden

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Essential Bus-Schalter auf ON steht, wird die Batterie nicht geladen, es sei denn, der „Essential Tie Relay Bypass“ (OÄM 40-126) ist eingebaut.

- | 22. Hauptschalter (BAT) ON
- | 23. Annunciator Panel testen (siehe Abschnitt 7.11)
- | 24. Tankwahlschalter auf vollem Tank

WARNUNG

Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen!
Verletzungsgefahr!

Motor niemals von Hand zu starten versuchen!

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 4A - 12	Rev. 9	31-Jan-2014	Dok. Nr. 6.01.01
---------------	--------	-------------	------------------

4A.3.3 ANLASSEN DES MOTORS

a) Kalter Motor

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

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

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

FORTGESETZT

WICHTIGER HINWEIS

Wann immer möglich, besonders bei Temperaturen unter 0 °C, sollten eine externe Vorheizung und eine externe Stromquelle verwendet werden, um Verschleiß und Belastung des Motors und des elektrischen Systems zu reduzieren (siehe Abschnitt 4B.8 - ANLASSEN DES MOTORS MITTELS EXTERNER STROMQUELLE). Eine Vorheizung verflüssigt das Öl im Ölkühler, welches bei extrem niedrigen Temperaturen erstarren kann. Nach einer Warmlaufphase von ca. 2 bis 5 Minuten (je nach Außentemperatur) bei 1500 RPM ist der Motor bereit zum Abflug, sobald er ruhig hochdreht und der Öldruck normal und konstant ist.

6. Zündschalter START

Sobald Motor anspringt:

7. Gemischhebel zügig auf RICH
8. Öldruck im grünen Bereich binnen
15 Sekunden
9. Elektrische Kraftstoffpumpe OFF

WARNUNG

Wenn Öldruckanzeige 15 Sekunden nach Anlassen noch nicht im grünen Bereich ist, MOTOR ABSTELLEN und Problem untersuchen.

10. Hauptschalter (ALT) ON
11. Ampèremeter check
12. Kraftstoffdruck check (14 PSI bis 35 PSI)
13. Annunciator Panel check

ENDE DER CHECKLISTE

b) Warmer Motor

- | | | |
|--|---|---|
| | 1. Zusammenstoßwarnlicht (STROBE) | ON |
| | 2. Elektrische Kraftstoffpumpe | ON, Pumpengeräusch und Kraftstoffdruckanstieg beachten. |
| | 3. Gashebel | 3 cm von IDLE nach vorne (an Kulisse gemessen) |
| | 4. Gemischhebel | RICH für 1 - 3 sek., dann LEAN |

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

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

- | | |
|---------------------------|-------|
| 5. Zündschalter | START |
|---------------------------|-------|

FORTGESETZT

Sobald Motor anspringt:

- 6. Gemischhebel zügig auf RICH
- 7. Öldruck grüner Bereich binnen
15 Sekunden

WARNUNG

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

- 8. Elektrische Kraftstoffpumpe OFF
- 9. Hauptschalter (ALT) ON
- 10. Ampèremeter check
- 11. Kraftstoffdruck check (14 PSI bis 35 PSI)
- 12. Annunciator Panel check

ENDE DER CHECKLISTE

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

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

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

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

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

FORTGESETZT

Sobald Motor anspringt:

- 7. Gemischhebel zügig auf RICH
- 8. Öldruck grüner Bereich binnen
15 Sekunden

WARNUNG

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

- 9. Hauptschalter (ALT) ON
- 10. Ampèremeter check
- 11. Kraftstoffdruck check (14 PSI bis 35 PSI)
- 12. Annunciator Panel check

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.4 VOR DEM ROLLEN

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

WICHTIGER HINWEIS

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

12. Leerlaufdrehzahl check, 600 - 800 RPM

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.5 ROLLEN

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

WICHTIGER HINWEIS

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

WICHTIGER HINWEIS

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

- Willkürliche Änderung von Leerlaufdrehzahl und Kraftstofffluß.
- Schlechte Reaktion des Motors auf Betätigung des Gashebels.
- Motor läuft nicht mit Gashebel in Leerlaufstellung.

FORTGESETZT

Abhilfe:

1. Es soll für etwa 1 bis 2 Minuten oder bis der Motorlauf ruhig wird eine Drehzahl von 1800 bis 2000 RPM gesetzt werden. Öl- und Zylinderkopftemperaturen müssen unter den Limits bleiben.
2. Gashebel auf IDLE zurücknehmen, um störungsfreien Lauf zu bestätigen.
3. Gashebel auf 1200 RPM setzen und Gemisch für das Rollen einstellen, das heißt: Mit dem Gemischhebel wird die maximal erreichbare Drehzahl eingestellt.
4. Direkt vor dem Startlauf wird das Gemisch für den Start eingestellt, der Gashebel auf Vollgas gestellt und diese Position für 10 Sekunden gehalten.

ANMERKUNG

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

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.6 VOR DEM START

WICHTIGER HINWEIS

Der Motor muß vor dem Start auf jedem Tank für mindestens 1 Minute bei 1500 RPM laufen.

1. Flugzeug nach Möglichkeit "gegen den Wind" stellen
2. Parkbremse setzen

WICHTIGER HINWEIS

Während des Starts muss die verstellbare Sitzlehne (wenn installiert) in aufrechter Position fixiert sein.

3. Verstellbare Sitzlehne (wenn installiert) aufrechte Position und korrekte Fixierung prüfen
4. Sicherheitsgurte angelegt und festgezogen
5. Kabinentür, hinten check geschlossen und verriegelt
6. Kabinenhaube, vorne geschlossen und verriegelt

WICHTIGER HINWEIS

Beim Schließen der Kabinenhaube ist zu beachten, daß sich keine Teile wie zum Beispiel Sitzgurte, Kleidungsstücke etc. zwischen Kabinenhaube und dem Rahmen am Rumpf befinden. Die Betätigung des Verriegelungshebels soll OHNE übermäßige Kraftanwendung erfolgen.

Zur leichteren Betätigung des Verriegelungshebels kann ein leichter Druck auf den Kabinenhaubenrahmen notwendig sein.

7. Tür-Warnleuchte (DOOR bzw. DOORS) . . . check OFF

FORTGESETZT

- | 8. Tankwahlschalter auf Tank mit größerer Kraftstoffmenge
- | 9. Motorinstrumente im grünen Bereich
- | 10. Sicherungen gedrückt
- | 11. Kraftstoffdruckanzeige check (ca. 14 - 35 PSI)
- | 12. Elektrische Kraftstoffpumpe ON
- | 13. Gemischhebel RICH (unter 5000 ft)

ANMERKUNG

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

- | 14. Klappen check T/O
- | 15. Trimmung check T/O
- | 16. Steuerung freigängig und korrekt /
sinngemäß
- | 17. Gashebel 2000 RPM
- | 18. Drehzahlhebel ziehen - bis Abfall von 250 bis
500 RPM erzielt ist - HIGH
RPM; 3 x durchführen
- | 19. Magnetcheck L - BOTH - R - BOTH
Maximaler
Drehzahlabfall .. 175 RPM
Max. Differenz: ... 50 RPM
Falls die elektronische
Zündungssteuerung eingebaut
ist, muß die Zustandsleuchte
für die Zündung aufleuchten
und nach ca. 20 - 30 Sekunden
wieder verlöschen

FORTGESETZT

WICHTIGER HINWEIS

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

- | 20. Sicherungen gedrückt
- | 21. Voltmeter im grünen Bereich
- | 22. Gashebel IDLE
- | 23. Parkbremse lösen
- | 24. Alternate Air check CLOSED
- | 25. Landescheinwerfer ON nach Bedarf
- | 26. Pitotrohr-Heizung ON nach Bedarf

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.7 START

Normales Startverfahren

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

WARNUNG

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

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

4. Höhenruder neutral
5. Seitenruder Richtung halten

ANMERKUNG

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

6. Bugrad abheben bei $v_R = 59$ KIAS

FORTGESETZT

Dok. Nr. 6.01.01	Rev. 8	01-Dez-2010	Seite 4A -25
------------------	--------	-------------	--------------

- I 7. Fluggeschwindigkeit 67 KIAS (1200 kg)
66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (unter 1000 kg)

Ab einer sicheren Höhe:

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

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.8 STEIGFLUG

Steigflug für beste Steigrate

- | | | |
|----|-----------------------------------|---|
| 1. | Klappen | T/O |
| 2. | Fluggeschwindigkeit | 67 KIAS (1200 kg) |
| | | 66 KIAS (1150 kg) |
| | | 60 KIAS (1000 kg) |
| | | 54 KIAS (850 kg) |
| 3. | Drehzahlhebel | 2400 RPM |
| 4. | Gashebel | MAX PWR |
| 5. | Mixture | RICH, über 5000 ft EGT
konstant halten |
| 6. | Motorinstrumente | grüner Bereich |
| 7. | Trimmung | nach Bedarf |
| 8. | Elektrische Kraftstoffpumpe | ON in großer Höhe |

WICHTIGER HINWEIS

In großen Höhen kann der Betrieb mit ausgeschalteter elektrischer Kraftstoffpumpe zur Dampfblasenbildung führen, die sich durch wiederkehrende Anzeige eines zu niedrigen Kraftstoffdruckes, fallweise gefolgt von hohen Kraftstoffflußanzeigen, äußert.

ENDE DER CHECKLISTE

Reisesteigflug

1. Klappen UP
2. Fluggeschwindigkeit 76 KIAS (1200 kg)
73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
3. Drehzahlhebel 2400 RPM
4. Gashebel MAX PWR
5. Mixture RICH, über 5000 ft EGT
konstant halten
6. Motorinstrumente grüner Bereich
7. Trimmung nach Bedarf
8. Elektrische Kraftstoffpumpe ON in großer Höhe

WICHTIGER HINWEIS

In großen Höhen kann der Betrieb mit ausgeschalteter elektrischer Kraftstoffpumpe zur Dampfblasenbildung führen, die sich durch wiederkehrende Anzeige eines zu niedrigen Kraftstoffdruckes, fallweise gefolgt von hohen Kraftstoffflußanzeigen, äußert.

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.9 REISEFLUG

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

ANMERKUNG

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

ANMERKUNG

Um eine hohe Lebensdauer des Motors zu erzielen, soll die Zylinderkopftemperatur (CHT) im Dauerbetrieb zwischen 150 °F (66 °C) und 400 °F (204 °C) liegen und im schnellen Reiseflug 435 °F (224 °C) nicht überschreiten.

ANMERKUNG

Die Öltemperatur soll im Dauerbetrieb zwischen 165 °F (74 °C) und 220 °F (104 °C) liegen. Nach Möglichkeit sollte die Öltemperatur nicht ständig unter 180 °F (82 °C) liegen, um eine Ansammlung von Kondenswasser zu vermeiden.

4. Mixture einstellen gemäß 4A.3.10 -
GEMISCHEINSTELLUNG

FORTGESETZT

5. Trimmung nach Bedarf
6. Tankwahlschalter nach Bedarf (max. Differenz
10 US gal mit Standardtank,
8 US gal mit Long Range Tank)
7. Elektrische Kraftstoffpumpe ON in großer Höhe

WICHTIGER HINWEIS

In großen Höhen kann der Betrieb mit ausgeschalteter elektrischer Kraftstoffpumpe zur Dampfblasenbildung führen, die sich durch wiederkehrende Anzeige eines zu niedrigen Kraftstoffdruckes, fallweise gefolgt von hohen Kraftstoffflußanzeigen, äußert.

ANMERKUNG

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

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.10 GEMISCHREGELUNG**WICHTIGER HINWEIS**

1. Die maximal zulässige Zylinderkopftemperatur (500 °F (260 °C)) darf niemals überschritten werden.
2. Der Gemischhebel soll immer langsam betätigt werden.
3. Vor dem Setzen einer höheren Leistung soll der Gemischhebel jedesmal langsam auf voll reich (RICH) geschoben werden.
4. Es muß immer darauf geachtet werden, daß die Zylinder nicht zu rasch abgekühlt werden. Der Änderung der Temperatur soll 50 °F (22,8 °C) pro Minute nicht übersteigen.

Gemischeinstellung für höchste Wirtschaftlichkeit (Best Economy Mixture)

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

Eine genaue Anzeige der Abgastemperatur wird durch das Drücken des äußerst linken Knopfes der Motoranzeige VM 1000 ermöglicht. Im Lean-Modus steht ein Balken für 10 °F (4,6 °C).

FORTGESETZT

Gemischeinstellung für beste Leistung (Best Power Mixture)

Für alle Leistungseinstellungen kann das Gemisch für die größte Leistung gesetzt werden.

- █ Zuerst wird die Gemischeinstellung für höchste Wirtschaftlichkeit eingestellt. Dann wird
- █ das Gemisch so weit angereichert, bis die Abgastemperatur um 100 °F (55 °C) niedriger ist.

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

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.11 SINKFLUG

1. Gemischhebel der Flughöhe entsprechend einstellen, langsam betätigen
2. Drehzahlhebel 1800 - 2400 RPM
3. Gashebel nach Bedarf
4. Elektrische Kraftstoffpumpe ON in großer Höhe

WICHTIGER HINWEIS

Beim Verringern der Leistung soll die Änderung der Zylinderkopf-Temperatur 50 °F (22,8 °C) pro Minute nicht überschreiten. Dies wird normalerweise durch den "Self Adapting Inlet" garantiert. Plötzliches Gaswegnehmen bei sehr heißem Motor und Abstieg mit hoher Geschwindigkeit kann dennoch zu einer übermäßigen Abkühlungsrate führen. Dies wird durch eine blinkende Zylinderkopftemperaturanzeige angezeigt.

WICHTIGER HINWEIS

In großen Höhen kann der Betrieb mit ausgeschalteter elektrischer Kraftstoffpumpe zur Dampfblasenbildung führen, die sich durch wiederkehrende Anzeige eines zu niedrigen Kraftstoffdruckes, fallweise gefolgt von hohen Kraftstoffflußanzeigen, äußert.

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.12 LANDEANFLUG

WICHTIGER HINWEIS

Während der Landung muss die verstellbare Sitzlehne (wenn installiert) in aufrechter Position fixiert sein.

1. Verstellbare Sitzlehne (wenn installiert) aufrechte Position und korrekte Fixierung prüfen
2. Tankwahlschalter auf Tank mit größerer Menge
3. Kraftstoffpumpe ON
4. Sicherheitsgurte festgezogen
5. Geschwindigkeit reduzieren zum Betätigen der Klappen (108 KIAS)
6. Flügelklappen T/O
7. Trimmung nach Bedarf
8. Landescheinwerfer nach Bedarf

Vor der Landung:

9. Gemischhebel RICH
10. Drehzahlhebel HIGH RPM
11. Gashebel nach Bedarf
12. Geschwindigkeit reduzieren zum Betätigen der Klappen (91 KIAS)
13. Klappen LDG
14. Anfluggeschwindigkeit 73 KIAS (1200 kg)
71 KIAS (1150 kg)
67 KIAS (1092 kg)
63 KIAS (1000 kg)
58 KIAS (850 kg)

FORTGESETZT

WICHTIGER HINWEIS

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

ANMERKUNG

Für Flugzeuge mit einer maximalen Landemasse, die kleiner ist als die maximal zulässige Flugmasse, stellt eine Landung mit einer höheren Landemasse ein abnormales Betriebsverfahren dar. Siehe Abschnitte 2.7 - MASSE (GEWICHT) und 4B.7 - LANDUNG MIT HOHER LANDEMASSE.

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.13 DURCHSTARTEN

1. Gashebel MAX PWR
2. Fluggeschwindigkeit 67 KIAS (1200 kg)
66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (1000 kg)
54 KIAS (850 kg)
3. Klappen T/O

Ab einer sicheren Höhe:

4. Drehzahlhebel 2400 RPM
5. Fluggeschwindigkeit 76 KIAS (1200 kg)
73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
6. Klappen UP
7. Elektrische Kraftstoffpumpe OFF

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.14 NACH DER LANDUNG

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

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.15 ABSTELLEN DES MOTORS

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

ENDE DER CHECKLISTE

4A.3.16 NACHFLUGKONTROLLE

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

ANMERKUNG

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

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. Der Erdungspunkt für elektrische Masse ist die blanke Stelle (Lasche) am linken und rechten Fußauftritt.

4A.3.19 FLUG IN GROSSEN HÖHEN

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

Siehe auch Abschnitt 2.11 - BETRIEBSHÖHE.

KAPITEL 4B

ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

	Seite
4B.1 VORSORGLICHE LANDUNG	4B-2
4B.2 INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS	4B-4
4B.3 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM	4B-5
4B.4 START AUF GRASPISTE MIT KURZER PISTENLÄNGE	4B-7
4B.5 STÖRUNGEN IM KLAPPENANTRIEB	4B-9
4B.6 STÖRUNGEN IN DER ELEKTRISCHEN PEDALVERSTELLUNG	4B-10
4B.7 LANDUNG MIT HOHER LANDEMASSE	4B-11
4B.8 ANLASSEN DES MOTORS MITTELS EXTERNER STROMQUELLE	4B-12

4B.1 VORSORGLICHE LANDUNG

ANMERKUNG

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

ANMERKUNG

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

1. Geeignetes Landefeld wählen.
2. Wind beachten.
3. Anflug: nach Möglichkeit soll das Landefeld in entsprechender Höhe überflogen werden, um Hindernisse zu erkennen. Je nach Versetzung auf den Teilstücken der Platzrunde kann der Wind nach Richtung und Stärke beurteilt werden.

4. Fluggeschwindigkeit 76 KIAS (1200 kg)
73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

5. ATC informieren

FORTGESETZT

Seite 4B - 2	Rev. 8	01-Dez-2010	Dok. Nr. 6.01.01
--------------	--------	-------------	------------------

Im Endanflug:

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

WICHTIGER HINWEIS

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

- Tankwahlschalter OFF
- Zündung OFF
- Hauptschalter (ALT/BAT) OFF

ENDE DER CHECKLISTE

4B.2 INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHES

a) Hoher Öldruck beim Anlassen bei niedrigen Außentemperaturen

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

b) Hoher Ansaugdruck (MAN)

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

c) Öltemperatur (OT)

- Eine stabile Anzeige der Öltemperatur von 26 °F (-3 °C) oder 317 °F (158 °C) deutet auf einen Fehler des Öltemperatursensors hin. Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen.

d) Zylinderkopftemperatur (CHT) und Abgastemperatur (EGT)

Bei einer viel zu geringen CHT- oder EGT-Anzeige für einen einzelnen Zylinder ist es möglich, daß der entsprechende Sensor aus der Halterung gerutscht ist und daher die Temperatur des Motorraumes anzeigt. Das Flugzeug ist einer Wartung zuzuführen.

ENDE DER CHECKLISTE

Seite 4B - 4	Rev. 8	01-Dez-2010	Dok. Nr. 6.01.01
--------------	--------	-------------	------------------

4B.3 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

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

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

Die möglichen Gründe sind:

- Störung in der Stromversorgung.
- Zu niedrige Drehzahl.

(i) Unterspannungs-Vorwarnung am Boden:

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

Wenn Vorwarnung weiter besteht und das Ampèremeter blinkt und Null anzeigt:

- Flugvorhaben abbrechen

(ii) Unterspannungs-Vorwarnung während des Fluges:

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

Wenn Vorwarnung weiter besteht und das Ampèremeter blinkt und Null anzeigt:

- Verfahren gemäß 3.7.2 b) - GENERATORAUSFALL befolgen.

(iii) Unterspannungs-Vorwarnung während der Landung:

- Nach der Landung entsprechend (i) verfahren.

ENDE DER CHECKLISTE

b) Elektronische Zündungssteuerung

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

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

ENDE DER CHECKLISTE

4B.4 START AUF GRASPISTE MIT KURZER PISTENLÄNGE

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

ANMERKUNG

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

7. Höhenruder langsam nachlassen, sobald Bugrad abgehoben hat
 Flugzeug möglichst früh abheben lassen und in Bodennähe Fahrt aufholen.

8. Fluggeschwindigkeit 67 KIAS (1200 kg)
 66 KIAS (1150 kg)
 60 KIAS (1000 kg)
 54 KIAS (850 kg)

9. Drehzahlhebel 2400 RPM,
 ab einer sicheren Höhe

FORTGESETZT

- 10. Klappen UP, ab einer sicheren Höhe
- 11. Elektrische Kraftstoffpumpe OFF, ab einer sicheren Höhe
- 12. Landescheinwerfer nach Bedarf

ENDE DER CHECKLISTE

4B.5 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 oder T/O verfügbar:

 	Fluggeschwindigkeit	76 KIAS (1200 kg)
		73 KIAS (1150 kg)
		68 KIAS (1000 kg)
		60 KIAS (850 kg)

Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel

(b) Nur LDG verfügbar:

Normale Landung durchführen.

ENDE DER CHECKLISTE

4B.6 STÖRUNGEN IN DER ELEKTRISCHEN PEDALVERSTELLUNG

"Weglaufen" der elektrischen Pedalverstellung (optionale Ausrüstung, OÄM 40-251)

ANMERKUNG

Die Sicherung für die elektrische Pedalverstellung befindet sich direkt unter dem zugehörigen Schalter, an der hinteren Wand des Fußraumes.

1. Sicherung ziehen

ENDE DER CHECKLISTE

4B.7 LANDUNG MIT HOHER LANDEMASSE

ANMERKUNG

Dieser Abschnitt gilt nur für Flugzeuge mit einer maximalen Landemasse, die kleiner ist als die maximale Flugmasse. Jede Landung mit einer aktuellen Flugmasse, die nicht größer ist als die maximal zulässige Landemasse, stellt ein Normales Betriebsverfahren dar. Siehe Abschnitte 2.7 - MASSE (GEWICHT) und 4A.3.12 - LANDEANFLUG.

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 | 73 KIAS (1200 kg) |
| | 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

Dok. Nr. 6.01.01	Rev. 8	01-Dez-2010	Seite 4B - 11
------------------	--------	-------------	---------------

**4B.8 ANLASSEN DES MOTORS MITTELS EXTERNER
STROMQUELLE**

WARNUNG

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

WARNUNG

Die externe Stromquelle muß von einer Person bedient werden, die mit den zugehörigen Prozeduren vertraut ist. Besondere Vorsicht ist durch die unmittelbare Nähe der Propellers geboten.

ANMERKUNG

Das Anlassen des Motors mittels externer Stromquelle ist besonders bei Außentemperaturen unter 0 °C (32 °F) empfohlen, um Verschleiß und Belastung des Motors und des elektrischen Systems zu reduzieren.

1. Vorflugkontrolle durchgeführt
2. Pedale eingestellt
3. Passagiere eingewiesen
4. Sicherheitsgurte alle anlegen und schließen
5. Gepäck check, gesichert
6. Kabinenhaube hinten geschlossen und verriegelt
7. Türschloß hinten (falls eingebaut) nicht versperrt, Schlüssel abgezogen

FORTGESETZT

WICHTIGER HINWEIS

Beim Schließen der Kabinenhaube ist zu beachten, daß sich keine Teile wie zum Beispiel Sitzgurte, Kleidungsstücke etc. zwischen Kabinenhaube und dem Rahmen am Rumpf befinden. Die Betätigung des Verriegelungshebels soll OHNE übermäßige Kraftanwendung erfolgen.

Zur leichteren Betätigung des Verriegelungshebels kann ein leichter Druck auf den Kabinenhaubenrahmen notwendig sein.

- | | | |
|-----|-----------------------------------|--------------------------------------|
| 8. | Kabinenhaube vorne | Position 1 oder 2 ("Kühlspalt") |
| 9. | Türschloß vorne (falls eingebaut) | nicht versperrt, Schlüssel abgezogen |
| 10. | Parkbremse | setzen |
| 11. | Steuerung | freigängig |
| 12. | Trimmung | T/O |
| 13. | Gashebel | IDLE |
| 14. | Drehzahlhebel | HIGH RPM |
| 15. | Gemischhebel | LEAN |
| 16. | Hebelreibung, Throttle Quadrant | eingestellt |
| 17. | Alternate Air | CLOSED |
| 18. | Alternate Static Valve | CLOSED, falls vorhanden |
| 19. | Avionikhauptschalter | OFF |
| 20. | Essential Bus-Schalter | OFF, falls vorhanden |

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Essential Bus-Schalter auf ON steht, wird die Batterie nicht geladen, es sei denn, der „Essential Tie Relay Bypass“ (OÄM 40-126) ist eingebaut.

FORTGESETZT

- 21. Externe Stromquelle anschließen
- 22. Hauptschalter (BAT) ON
- 23. Annunciator Panel testen (siehe Abschnitt 7.11)
- 24. Tankwahlschalter auf vollem Tank

WARNUNG

Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen!
Verletzungsgefahr!

Motor niemals von Hand zu starten versuchen!

- 25. Anlassen des Motors gemäß 4A.3.3 durchführen
- 26. Externe Stromquelle abkoppeln, Abdeckklappe
schließen
- 27. Ampèremeter check
- 28. Hauptschalter (ALT) OFF, Abfall der Ampèremeter-
anzeige beachten
- 29. Hauptschalter (ALT) ON

ENDE DER CHECKLISTE

KAPITEL 5

LEISTUNGEN

	Seite
5.1 EINFÜHRUNG	5-2
5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME ..	5-2
5.3 LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME	5-3
5.3.1 FAHRTMESSERKORREKTUR	5-3
5.3.2 TABELLE ZUR LEISTUNGSEINSTELLUNG	5-4
5.3.3 DRUCKHÖHE - DICHTEHÖHE	5-7
5.3.4 ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN	5-8
5.3.5 WINDKOMPONENTEN	5-9
5.3.6 STARTSTRECKE	5-10
5.3.7 STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG	5-13
5.3.8 STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG	5-15
5.3.9 REISEFLUG (WAHRE FLUGGESCHWINDIGKEIT TAS) ..	5-17
5.3.10 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'LDG'	5-18
5.3.11 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'UP'	5-21
5.3.12 STEIGWINKEL BEIM DURCHSTARTEN	5-24
5.3.13 ANERKANNTE LÄRMWERTE	5-24

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.

5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

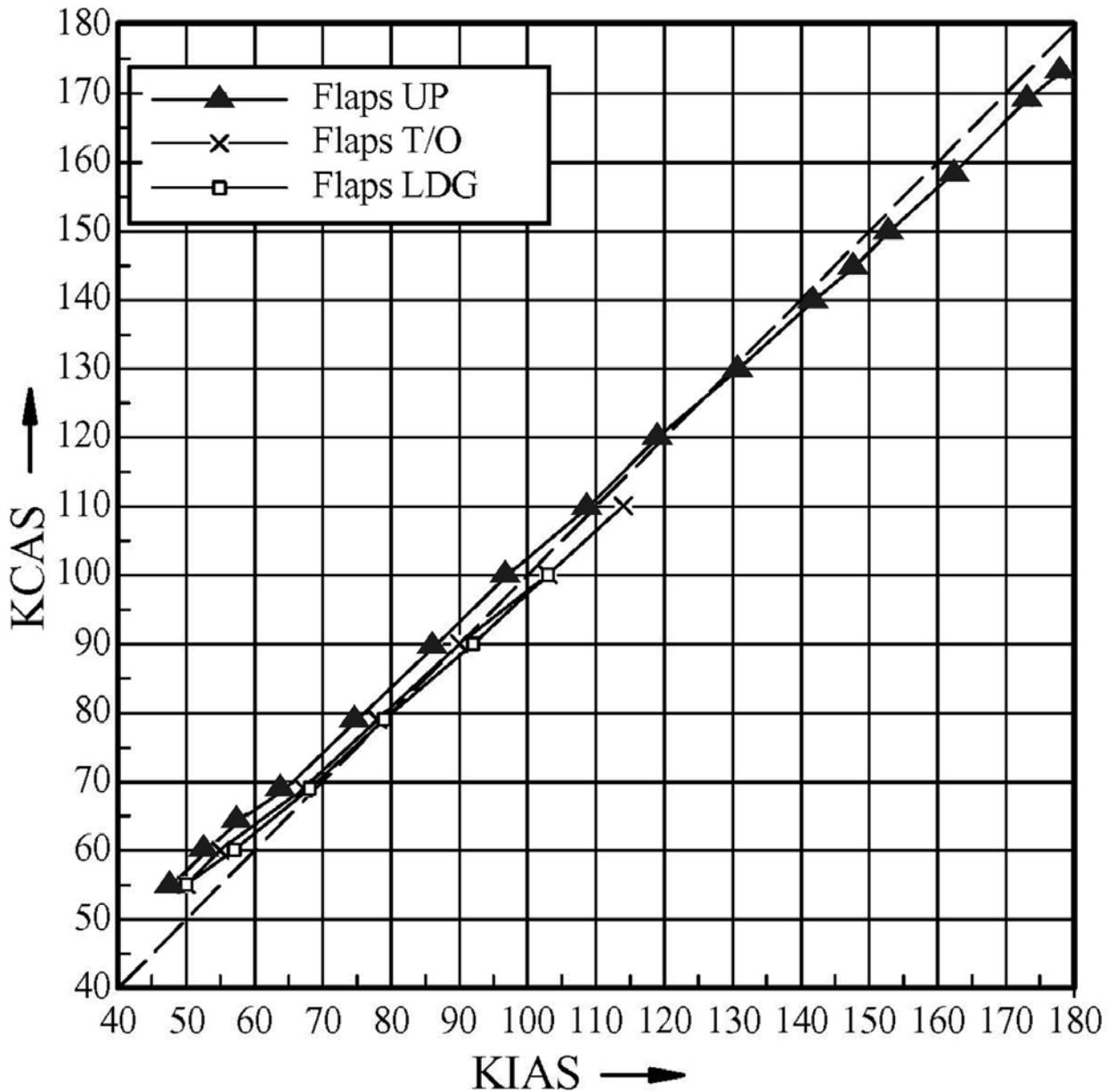
Um den Einfluß verschiedener Variablen zu veranschaulichen, sind die Leistungsdaten in Form von Tabellen oder Diagrammen wiedergegeben. Diese enthalten ausreichend detaillierte Angaben, sodaß auf der sicheren Seite liegende Werte ausgewählt und zur Bestimmung hinreichend genauer Leistungswerte für den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

Wo erforderlich, werden die Flugleistungseinbußen als Folge nicht montierter Radverkleidungen in Prozent angegeben.

Die Installation der optionalen Hauptfahrwerksblattverkleidungen bzw. der Bugradstielverkleidung hat nur geringen Einfluß auf die Flugleistungen der DA 40. Es ergeben sich daraus keine Änderungen der Leistungstabellen und -diagramme.

5.3 LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

5.3.1 FAHRTMESSERKORREKTUR



5.3.2 TABELLE ZUR LEISTUNGSEINSTELLUNG**ANMERKUNG**

Wenn der Long Range-Tank eingebaut ist:

Eine Zusatzkraftstoffmenge von weniger als 3 US gal kann vom System nicht angezeigt werden. Wenn eine Kraftstofftankanzeige 16 US gal und die Anzeige für den Zusatzkraftstoff auf der selben Seite 0 US gal anzeigt, ist für die Kraftstoffverbrauchsrechnung und Flugplanung eine verfügbare Kraftstoffmenge von 16 US gal einzusetzen.

			Motorleistung in % der maximalen Startleistung						
			45 %				55 %		
	Drehzahl		1800	2000	2200	2400	2000	2200	2400
Fuel Flow [US gal/h]	Best Economy		5,8	6	6,3	6,6	7	7,2	7,5
	Best Power		-	-	7,3	7,7	-	8,5	8,7
ISA	[°C]	[°F]	Ansaugdruck (MP) [inHg]						
MSL	15	59	22,7	21,3	20,2	19	23,9	22,4	21,2
1000	13	55	22,4	21,0	19,9	18,7	23,6	22,2	21,0
2000	11	52	22,1	20,7	19,6	18,4	23,3	21,9	20,7
3000	9	48	21,8	20,4	19,3	18,2	23,0	21,6	20,4
4000	7	45	21,5	20,2	19,0	17,9	22,7	21,2	20,1
5000	5	41	21,2	19,9	18,7	17,6	22,3	20,9	19,8
6000	3	38	20,9	19,6	18,4	17,4	22,0	20,6	19,5
7000	1	34	20,5	19,3	18,2	17,1	21,7	20,3	19,3
8000	-1	31	20,2	19,0	17,9	16,9	21,3	20,0	19,0
9000	-3	27	19,9	18,7	17,6	16,6	21,1	19,7	18,7
10000	-5	23	19,6	18,4	17,3	16,3	-	19,4	18,4
11000	-7	19	19,3	18,2	17,0	16,1		19,1	18,1
12000	-9	16	-	17,9	16,7	15,8		-	17,8
13000	-11	12		17,6	16,4	15,5			17,6
14000	-13	9		-	16,1	15,3			-
15000	-15	6			15,8	15,0			
16000	-17	2			15,5	14,7			
17000	-19	-2			-	14,5			

			Motorleistung in % der maximalen Startleistung				
			65 %			75 %	
	Drehzahl		2000	2200	2400	2200	2400
Fuel Flow [US gal/h]	Best Economy		7,9	8,2	8,5	9,2	9,5
	Best Power		-	9,5	9,8	10,7	11
ISA	[°C]	[°F]	Ansaugdruck (MP) [inHg]				
MSL	15	59	26,8	24,9	23,4	27,3	25,8
1000	13	55	26,4	24,5	23,2	26,8	25,5
2000	11	52	26,0	24,2	22,9	26,5	25,2
3000	9	48	25,7	23,8	22,6	26,1	24,8
4000	7	45	25,4	23,5	22,3	-	24,5
5000	5	41	-	23,1	22,0		24,1
6000	3	38		22,8	21,7		-
7000	1	34		22,4	21,4		
8000	-1	31		-	21,0		
9000	-3	27			20,7		
10000	-5	23			-		

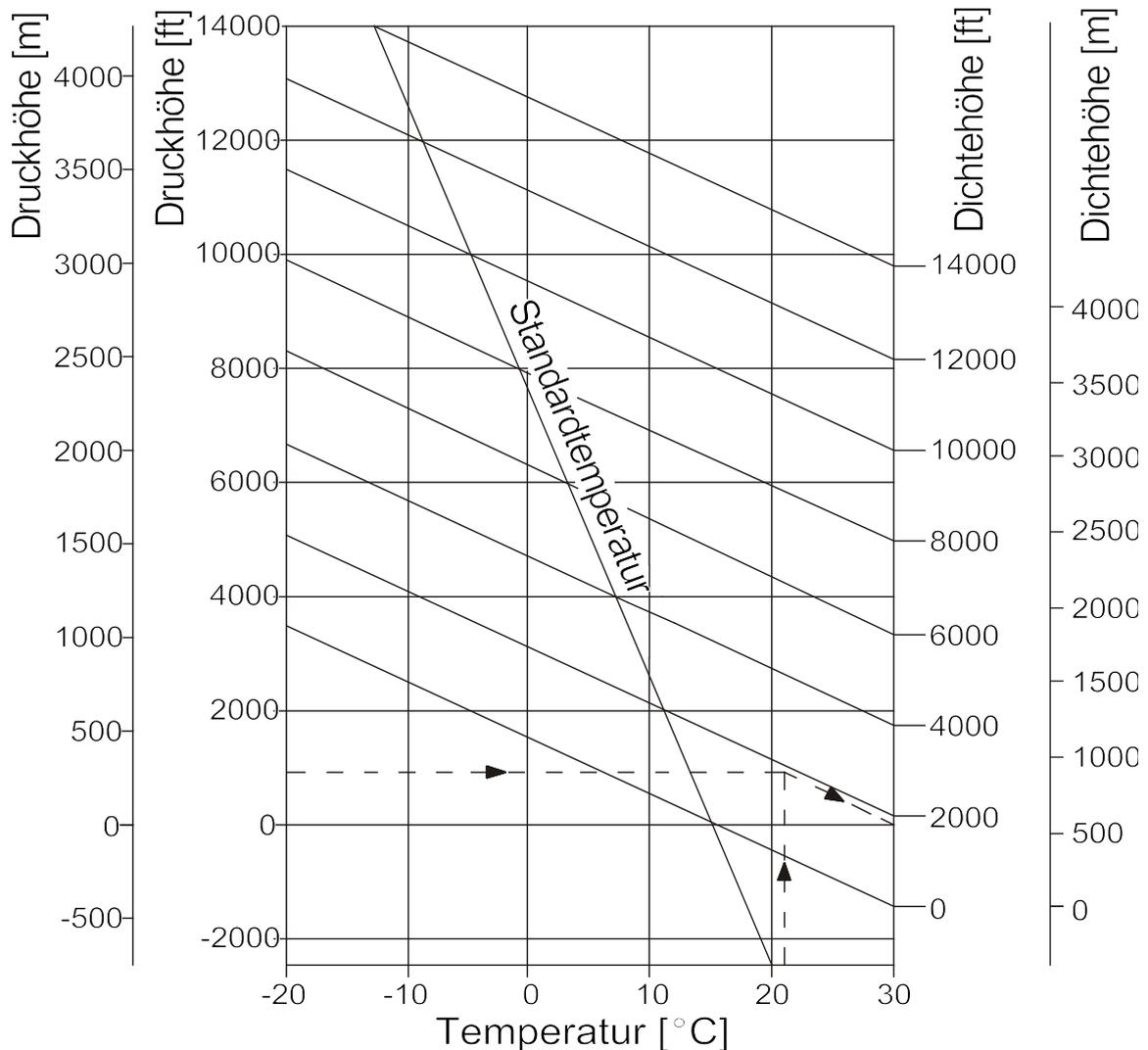
Die grau unterlegten Drehzahlbereiche stellen die empfohlenen Bereiche dar.

Korrektur der Tabelle bei Abweichung von der Standardtemperatur

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

5.3.3 DRUCKHÖHE - DICTEHÖHE

Umrechnung der Druckhöhe auf Dichtehöhe



- Beispiel:
1. Am Höhenmesser 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 ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN

Fluggeschwindigkeiten in KIAS

Masse: 980 kg

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

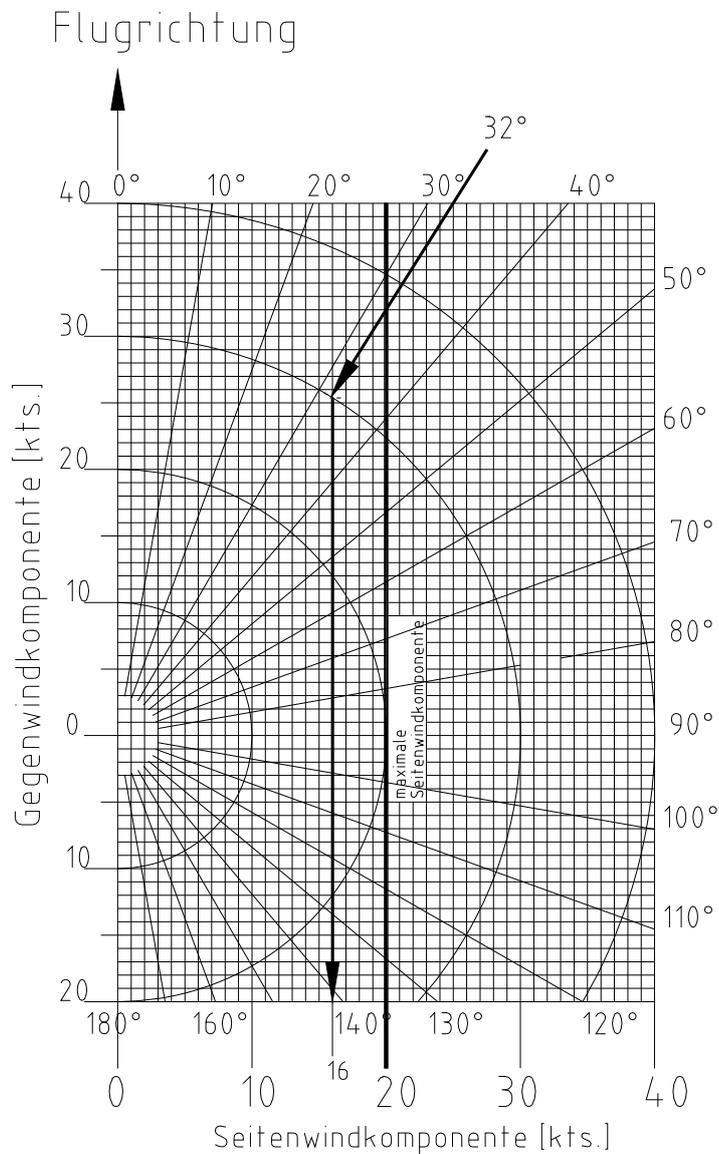
Masse: 1150 kg

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

Masse: 1200 kg (falls MÄM 40-227 durchgeführt wurde)

1200 kg		Querneigung			
		0°	30°	45°	60°
Klappen	UP	53	58	68	83
	T/O	52	57	67	81
	LDG	52	57	66	80

5.3.5 WINDKOMPONENTEN



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

5.3.6 STARTSTRECKE

- Bedingungen:
- Gashebel MAX PWR
 - Drehzahlhebel 2700 RPM
 - Klappen T/O
 - Abhebegeschwindigkeit ca. 59 KIAS
- I
- Fluggeschwindigkeit 67 KIAS (1200 kg)
66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (unter 1000 kg)
 - Startbahn eben, Asphaltbelag

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

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

WICHTIGER HINWEIS

Die Zahlenangaben in der folgenden ANMERKUNG sind Richtwerte. Auf nassem Boden oder Graspisten mit nassem, weichem Gras kann sich die Startrollstrecke signifikant verlängern. In jedem Fall muß der Pilot den Zustand der Piste berücksichtigen, um einen sicheren Start zu gewährleisten.

ANMERKUNG

Für Starts von Graspisten mit trockenem, kurzgeschnittenem Gras müssen die nachfolgenden Korrekturen im Vergleich zum Start von Hartbelagpisten berücksichtigt werden- (Richtwerte, siehe oben):

- 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.
- Grashöhe über 25 cm: es sollte kein Startversuch unternommen werden.

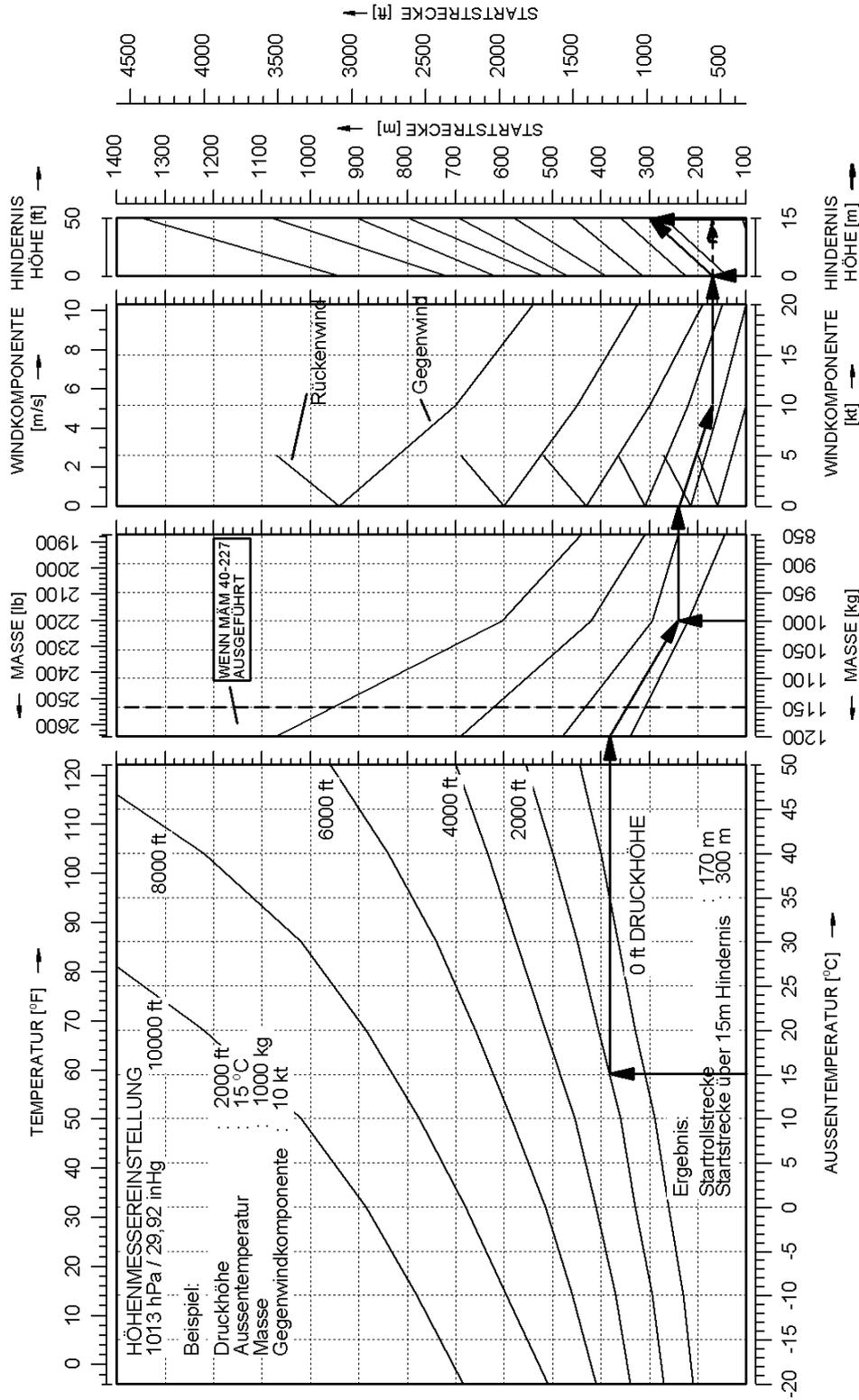
ANMERKUNG

Auf nassem Gras muß mit einer weiteren Verlängerung der Startrollstrecke von 10 % gerechnet werden.

ANMERKUNG

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

DA 40 - STARTSTRECKE

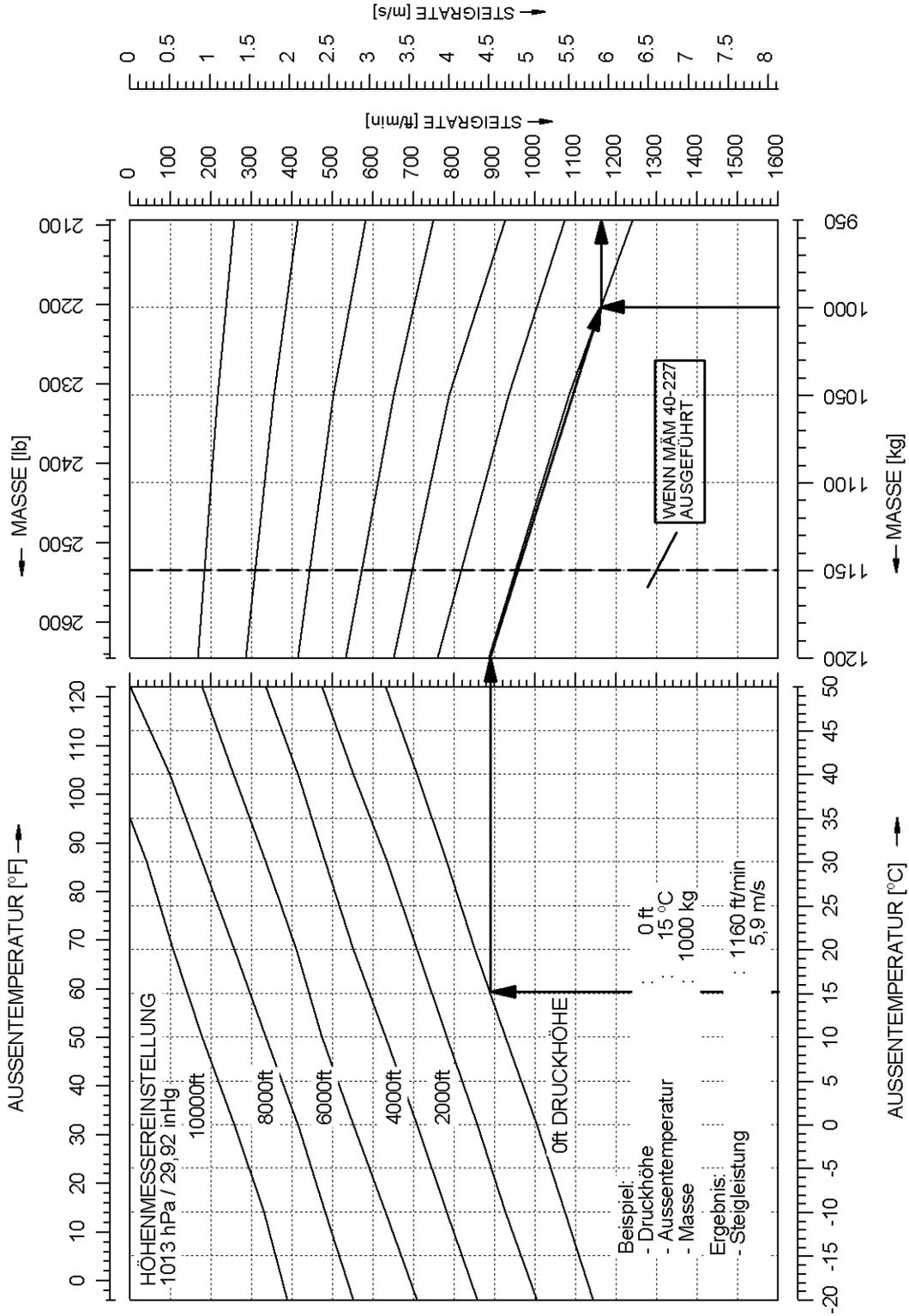


5.3.7 STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG

Bedingungen: Gashebel MAX PWR
Drehzahlhebel 2400 RPM
Klappen T/O

I Fluggeschwindigkeit 67 KIAS (1200 kg)
66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (1000 kg)
54 KIAS (850 kg)

DA 40 - STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG

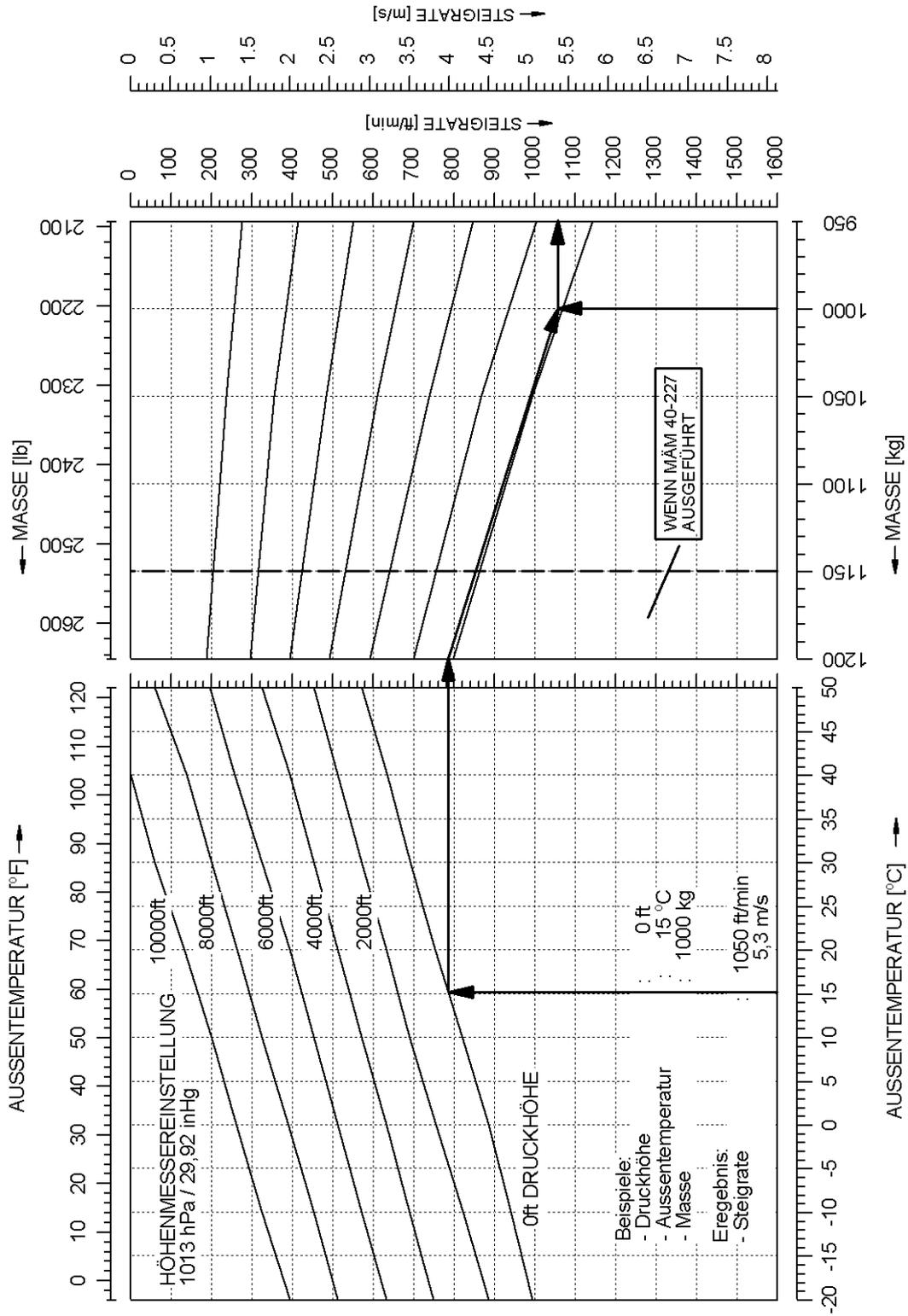


5.3.8 STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG

Bedingungen: Gashebel MAX PWR
Drehzahlhebel 2400 RPM
Klappen UP

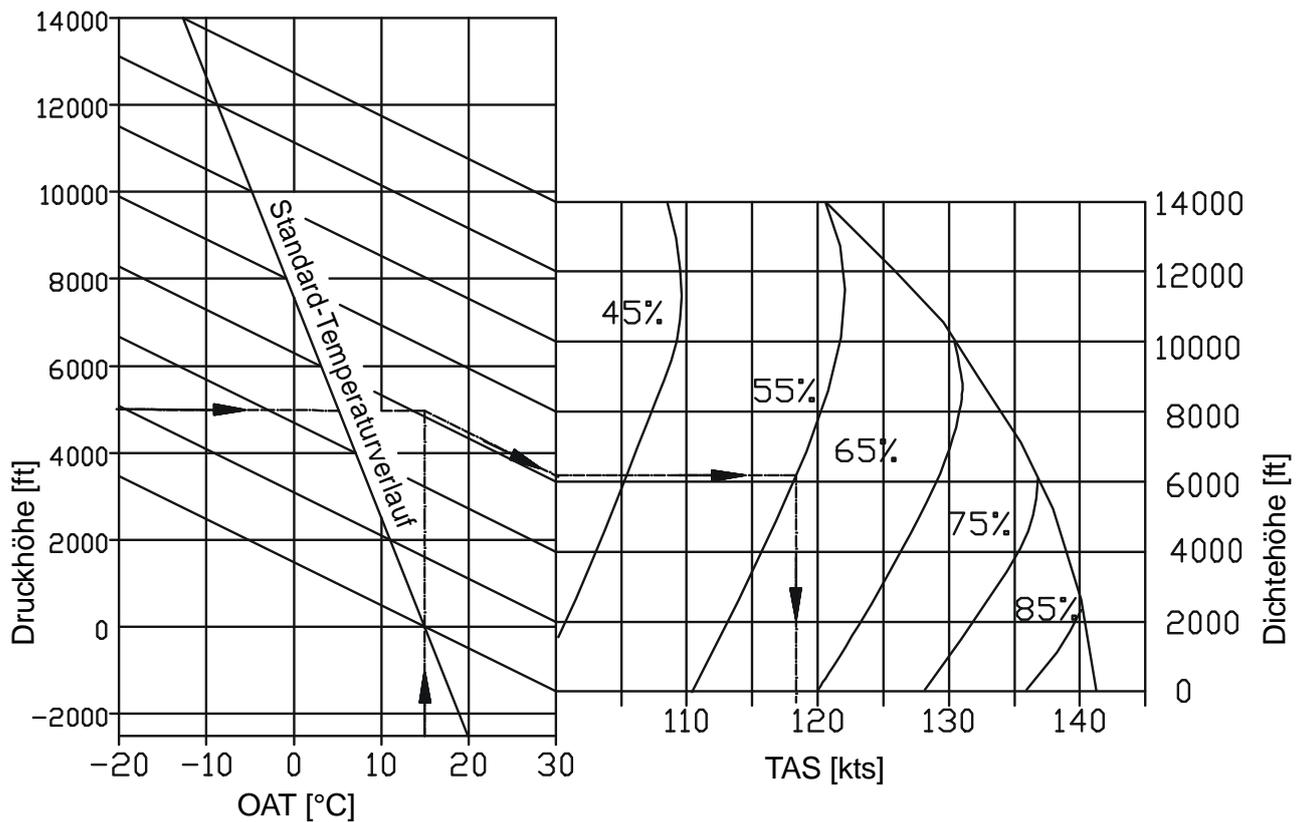
I Fluggeschwindigkeit 76 KIAS (1200 kg)
73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

DA 40 - STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG



5.3.9 REISEFLUG (WAHRE FLUGGESCHWINDIGKEIT TAS)

Diagramm zur Ermittlung der wahren Fluggeschwindigkeit bei gesetzter Leistung.



Beispiel: Druckhöhe 5000 ft
 Temperatur +15 °C
 gesetzte Leistung 55 %

Ergebnis: wahre Fluggeschwindigkeit ... 118 kts

WICHTIGER HINWEIS

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

5.3.10 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'LDG'

Bedingungen:	- Gashebel	IDLE
	- Drehzahl	HIGH RPM
	- Klappen	LDG
	- Anfluggeschwindigkeit	73 KIAS (1200 kg)
		71 KIAS (1150 kg)
		63 KIAS (1000 kg)
		58 KIAS (850 kg)
	- Landebahn	eben, Asphaltbelag

ANMERKUNG

Eine Landemasse über 1150 kg bis zu 1200 kg verlängert die Landestrecke über ein 15 m hohes Hindernis und die Landerollstrecke um bis zu 6%.

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

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

Für die sichere Durchführung einer Landung sollte die verfügbare Landestrecke (LDA) mindestens der Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis entsprechen.

Seite 5 - 18	Rev. 8	01-Dez-2010	Dok. Nr. 6.01.01
--------------	--------	-------------	------------------

WICHTIGER HINWEIS

Die Zahlenangaben in der folgenden ANMERKUNG sind Richtwerte. Auf nassem Boden oder Graspisten mit nassem, weichem Gras kann sich die Landestrecke signifikant verlängern. In jedem Fall muß der Pilot den Zustand der Piste berücksichtigen, um eine sichere Landung zu gewährleisten.

ANMERKUNG

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

- 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.

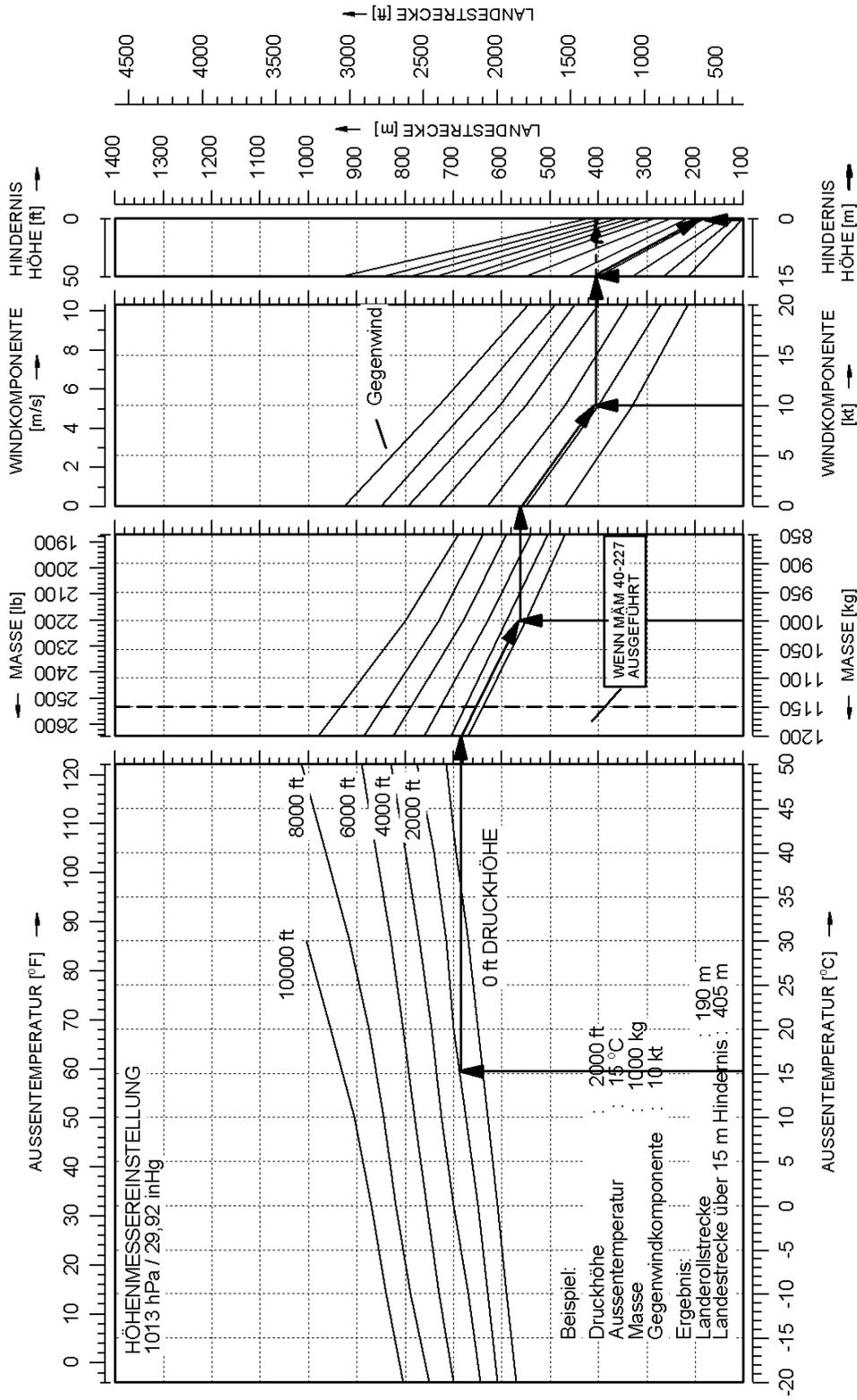
ANMERKUNG

Auf nassem Gras muß mit einer weiteren Verlängerung der Landerollstrecke von 10 % gerechnet werden.

ANMERKUNG

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

DA 40 - LANDESTRECKE MIT KLAPPEN LDG



5.3.11 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'UP'

- Bedingungen:
- Gashebel IDLE
 - Drehzahl HIGH RPM
 - Klappenposition UP
 - Anfluggeschwindigkeit 73 KIAS (1200 kg)
71 KIAS (1150 kg)
63 KIAS (1000 kg)
58 KIAS (850 kg)
 - Landebahn eben, Asphaltbelag

ANMERKUNG

Eine Landemasse über 1150 kg bis zu 1200 kg verlängert die Landestrecke über ein 15 m hohes Hindernis und die Landerollstrecke um bis zu 6%.

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

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

Für die sichere Durchführung einer Landung sollte die verfügbare Landestrecke (LDA) mindestens der Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis entsprechen.

Dok. Nr. 6.01.01	Rev. 8	01-Dez-2010	Seite 5 - 21
------------------	--------	-------------	--------------

WICHTIGER HINWEIS

Die Zahlenangaben in der folgenden ANMERKUNG sind Richtwerte. Auf nassem Boden oder Graspisten mit nassem, weichem Gras kann sich die Landestrecke signifikant verlängern. In jedem Fall muß der Pilot den Zustand der Piste berücksichtigen, um eine sichere Landung zu gewährleisten.

ANMERKUNG

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

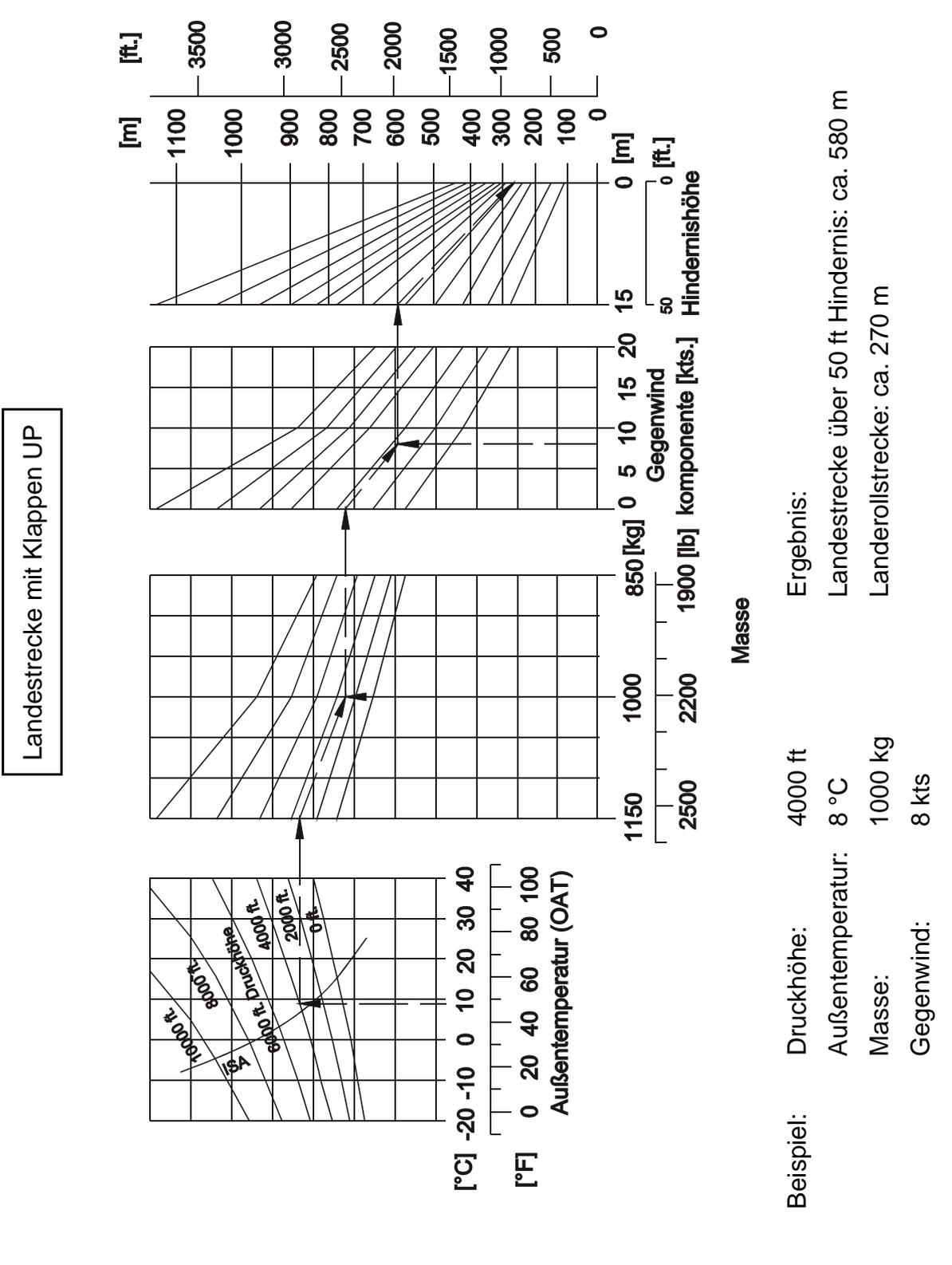
- Grashöhe bis 5 cm: 5 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe zwischen 5 und 10 cm: 15 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe über 10 cm: mindestens 25 % Verlängerung der Landerollstrecke.

ANMERKUNG

Auf nassem Gras muß mit einer weiteren Verlängerung der Landerollstrecke von 10 % gerechnet werden.

ANMERKUNG

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



5.3.12 STEIGWINKEL BEIM DURCHSTARTEN

Die DA 40 erreicht einen konstanten Steiggradienten von 7,0 % in folgender Konfiguration:

- Masse maximale Abflugmasse (1150 kg)
- Leistung Startleistung
- Klappen LDG
- Fluggeschwindigkeit 70 KIAS
- ISA, MSL

■ Wenn MÄM 40-227 ausgeführt wurde:

■ Die DA 40 erreicht einen konstanten Steiggradienten von 7,0 % in folgender Konfiguration:

- - Masse maximale Abflugmasse (1200 kg)
- - Leistung Startleistung
- - Klappen LDG
- - Fluggeschwindigkeit 73 KIAS
- - ISA,MSL

5.3.13 ANERKANNTE LÄRMWERTE

ICAO Annex 16 Kapitel X : 69.28 dB(A)

JAR-36 Subpart C : 69.28 dB(A)

■ Wenn MÄM 40-227 ausgeführt wurde:

■ ICAO Annex 16 Kapitel X : 78,4 dB(A)

■ JAR-36 Subpart C : 78,4 dB(A)

KAPITEL 6

MASSE UND SCHWERPUNKT

	Seite
6.1 EINFÜHRUNG	6-2
6.2 BEZUGSEBENE	6-3
6.3 MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT	6-3
6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE	6-5
6.4.1 HEBELARME	6-9
6.4.2 BELADUNGSDIAGRAMM	6-10
6.4.3 BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES	6-11
6.4.4 ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH	6-13
6.4.5 ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT	6-15
6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS ...	6-16

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



Weight and Balance Change Report

Aircraft Type : Diamond DA40 Serial Number : 40051
 Registration : OE-KAS Date : 29.03.2022
 WO : V200185/22

Description: Installation of Garmin G5 AI and KX 165A

	+/-	WEIGHT (kg)	ARM (m)	MOMENT (kg m)
BASIC WEIGHT AS OF 27.09.2019		789,00	2,456	1937,592
INSTALLED				
Garmin G5 AI	+	0,44	1,78	0,78
KX 165A	+	1,8	1,78	3,20
REMOVED				
AIM1100-28LK(0F)	-	1,0	1,78	1,78
KX 155A	-	1,7	1,78	3,03
NEW W&B		788,54	2,456	1936,792

Name: Roman Steinmetz

Sign:

AAC – Austrian Aircraft Corp. GmbH,
 A-2542 Kottingbrunn, Flugplatz Bad Vöslau
 AT.145.004

6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE

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

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

wie folgt, unter Berücksichtigung der Kraftstofftankgröße, zu verwenden:

Leermasse

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

Öltank

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

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

Gepäck

Die DA 40 kann mit einer der folgenden Gepäckraumvarianten ausgestattet sein:

- (a) Standard-Gepäckraum oder
- (b) Standard-Gepäckraum mit Zusatzgepäckraum ("Skiröhre") oder
- (c) Erweiterter Gepäckraum (OÄM 40-163), bestehend aus vorderem und hinterem Abteil.

Für die Varianten (a) und (b) ist in Tabelle 6.4.3 - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES Zeile Nr. 5 zu verwenden, in Zeile Nr. 6 sind nur Nullen einzutragen.

Für die Variante (c) ist in der Tabelle 6.4.3 - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES Zeile Nr. 6 zu verwenden, in Zeile Nr. 5 sind nur Nullen einzutragen.

Kraftstoff*a) Standardtank:*

Der Tankinhalt kann an den Tankanzeigen abgelesen werden.

ANMERKUNG

Abhängig von der Type der eingebauten Kraftstoffmesser können 15 US gal oder 17 US gal als maximale Kraftstoffmenge angezeigt werden. Wenn die Kraftstoffanzeige die maximal anzeigbare Kraftstoffmenge anzeigt, können bis zu 20 US gal im Tank sein. Die genaue Menge muß in diesem Fall mit dem Kraftstoffkontrollmesser bestimmt werden (siehe Abschnitt 7.10 - KRAFTSTOFFANLAGE).

b) Long Range-Tank:

Lesen Sie die Kraftstoffanzeige ab, um die Kraftstoffmenge zu ermitteln.

ANMERKUNG

Bei einer Anzeige von 16 US gal kann die Menge an Zusatzkraftstoff festgestellt werden, indem der Schalter AUX FUEL QTY auf die jeweilige Position (LH oder RH) gesetzt wird. Danach wird der Zusatzkraftstoff zu den 16 US gal addiert.

Eine Zusatzkraftstoffmenge von weniger als 3 US gal kann vom System nicht angezeigt werden. Für diesen Fall muß die Menge mit dem Kraftstoffkontrollmesser überprüft werden (siehe Abschnitt 7.10 - KRAFTSTOFFANLAGE).

WICHTIGER HINWEIS

Die korrekte Anzeige des Tankinhalts erfolgt erst 2 Minuten nach Betätigung des Schalters.

Momente

Durch Multiplikation der einzelnen Massen mit den angegebenen Hebeln das Moment für jede Position der Zuladung bestimmen und diese Momente in die zugehörige Spalte in Tabelle 6.4.3 - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES eintragen.

Gesamtmasse und -schwerpunkt

Die Massen und Momente der jeweiligen Spalten addieren. Der Schwerpunkt wird berechnet, indem das Gesamtmoment durch die Gesamtmasse dividiert wird (Reihe 7 für den Zustand mit ausgeflogenen Tanks und Reihe 9 für den Zustand vor dem Start). Der resultierende Schwerpunkt muß innerhalb der Grenzwerte liegen.

WICHTIGER HINWEIS

Für Flugzeuge, die mit Long Range-Tanks ausgerüstet sind, gilt ein eingeschränkter Schwerpunktbereich.

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.

Graphische Methode

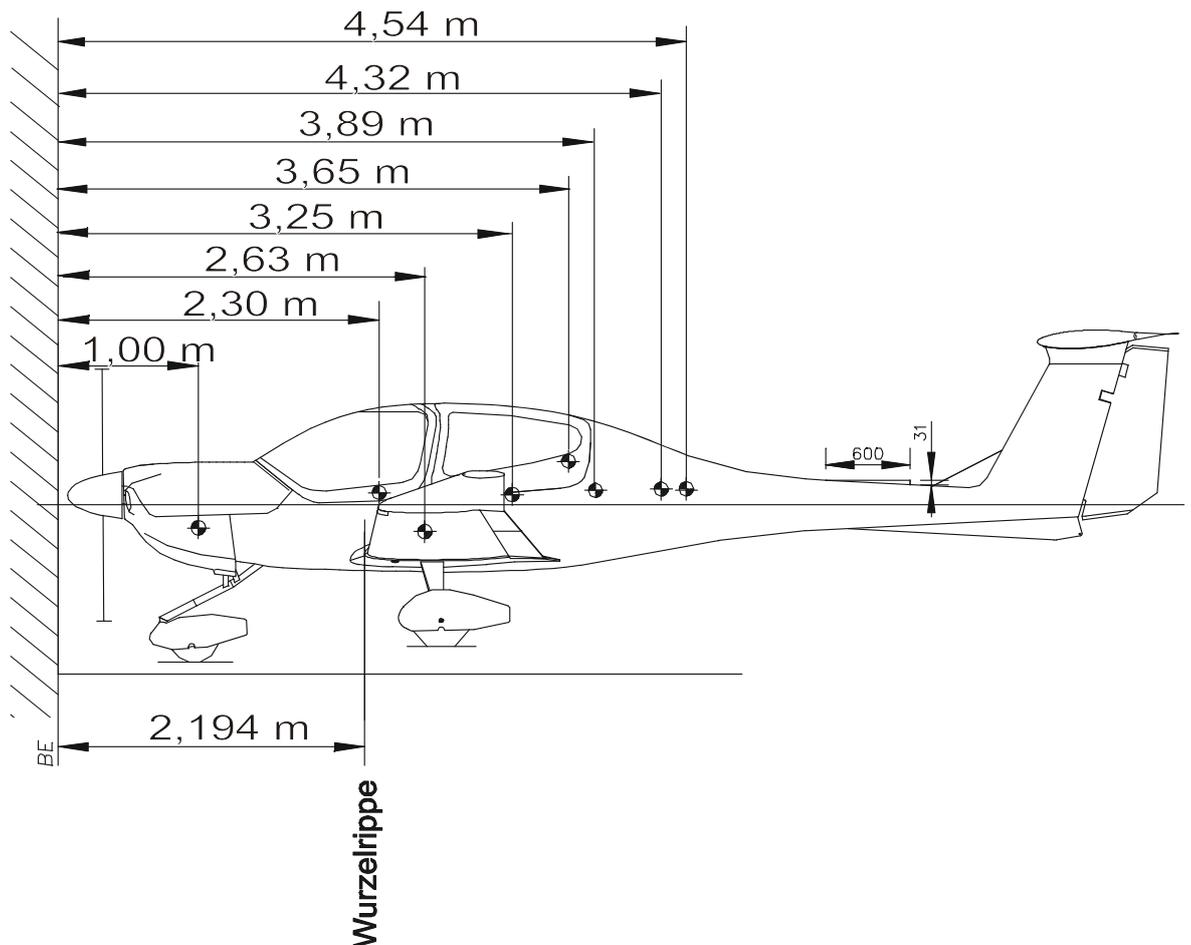
Zur Ermittlung der Momente wird das Beladungsdiagramm 6.4.2 herangezogen. Die Massen und Momente der einzelnen Positionen werden addiert. Anschließend wird im Diagramm 6.4.5 kontrolliert, ob das zur Gesamtmasse gehörende Gesamt-Moment im zulässigen Bereich ist.

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

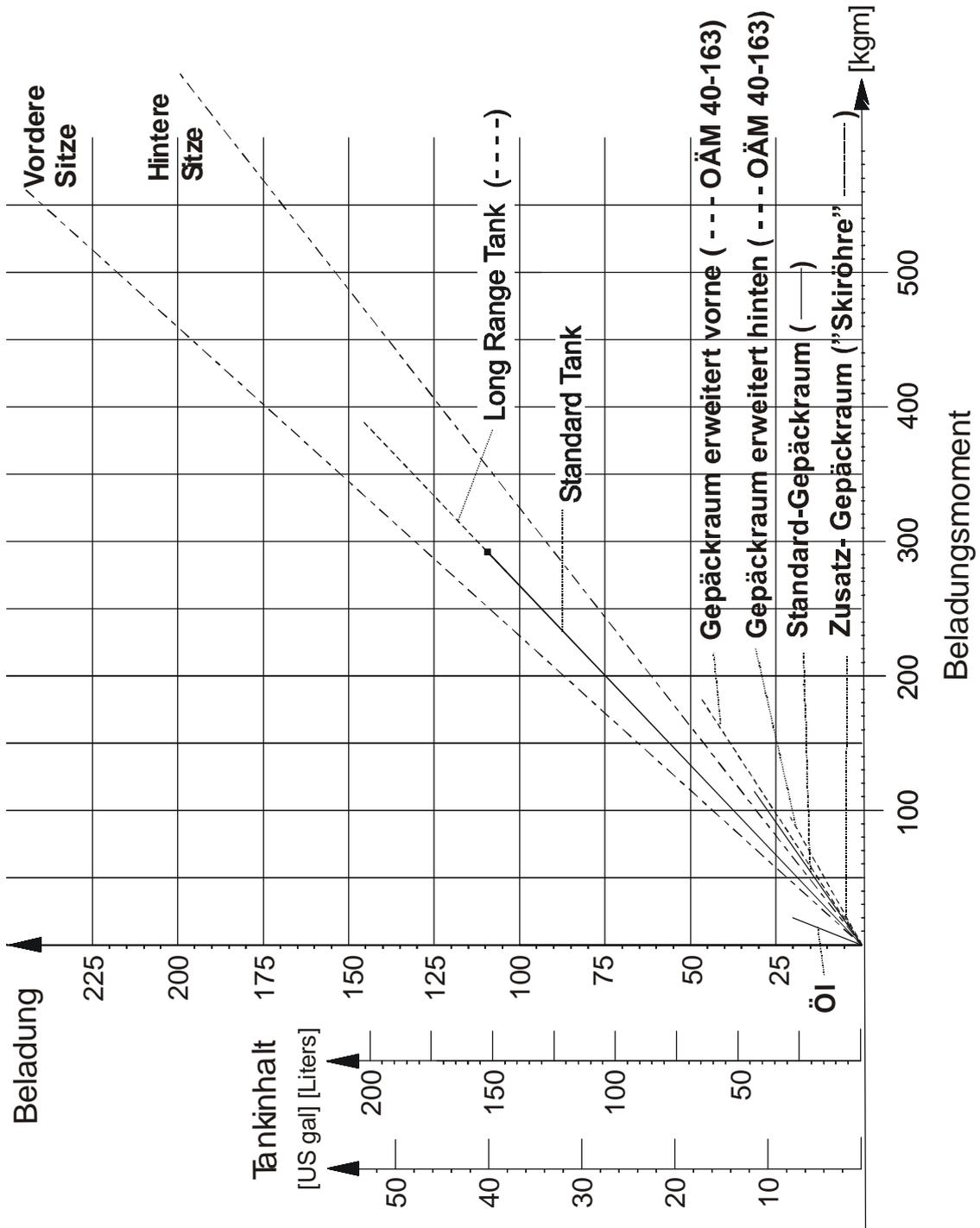
6.4.1 HEBELARME

Die wichtigsten Hebelarme, angegeben in Meter hinter BE:

- Öl	:	1,00 m
- vordere Sitze	:	2,30 m
- hintere Sitze	:	3,25 m
- Kraftstofftanks (Standard & Long Range)	:	2,63 m
- Standard-Gepäckraum	:	3,65 m
Gepäck im Zusatz-Gepäckraum („Skiröhre“)	:	4,32 m
- Erweiterter Gepäckraum (OÄM-40-163)	:	
Vorne	:	3,89 m
Hinten	:	4,54 m



6.4.2 BELADUNGSDIAGRAMM



6.4.3 BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES

WICHTIGER HINWEIS

Für Flugzeuge, die mit Long Range-Tanks ausgerüstet sind, gilt ein eingeschränkter Schwerpunktbereich.

ANMERKUNG

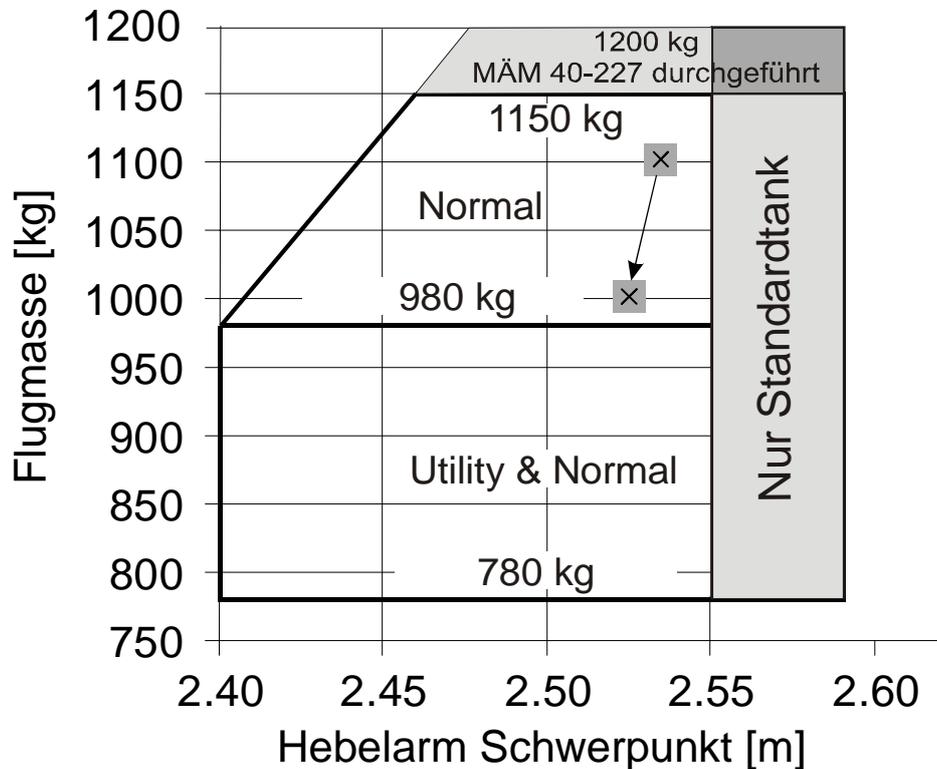
Für die Masse des Kraftstoffes wird eine Dichte von 0,72 kg/Liter zu Grunde gelegt. Für die Masse des Motoröls wird eine Dichte von 0,89 kg/Liter zu Grunde gelegt.

ANMERKUNG

Im folgenden Beispiel wird angenommen, daß der Kraftstofftank beim Start nicht voll ist.

		DA 40 (Beispiel)		Ihre DA 40	
		Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1	Leermasse (aus Massen- und Schwerpunktbericht)	735	1760		
2	Nicht aufgefülltes Öl Hebelarm: 1,00 m	-1,7	-1,7		
3	Vordere Sitze Hebelarm: 2,30 m	150	345		
4	Hintere Sitze Hebelarm: 3,25 m	75	243,8		
5	Standard-Gepäckraum Hebelarm: 3,65 m	0	0		
	Zusatz-Gepäckraum Hebelarm: 4,32 m	0	0		
6	Erweiterter Gepäckraum vorne, Hebelarm: 3,89 m	27	105		
	Erweiterter Gepäckraum hinten, Hebelarm: 4,54 m	18	81,7		
7	Gesamtmasse & -moment bei leeren Tanks (Summe von 1.-6.)	1003,3	2533,8		
8	Ausfliegbarer Kraftstoff (0,72 kg/l), Hebelarm: 2,63 m	99,4	261,4		
9	Gesamtmasse & -moment (Summe 7. und 8.) vor dem Start	1102,7	2795,2		
10	<p>Das Gesamtmoment aus Zeilen 7 und 9 (2533,8 bzw. 2795,2 kgm) ist durch die entsprechende Gesamtmasse (1003,3 bzw. 1102,7 kg) zu dividieren und im Diagramm in Abschnitt 6.4.4 - ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH aufzusuchen.</p> <p>Da Schwerpunkte (2,525 m bzw. 2,535 m) und Massen in unserem Beispiel in den zulässigen Bereich fallen, ist der Beladezustand erlaubt.</p>				

6.4.4 ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH



Die angegebenen Schwerpunkte im Diagramm sind jene aus dem Beispiel in Tabelle 6.4.3 - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES.

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage:

2,40 m hinter BE (780 kg bis 980 kg)

2,46 m hinter BE (bei 1150 kg)

dazwischen linear

Wenn MÄM 40-227 durchgeführt wurde:

2,40 m hinter BE (780 kg bis 980 kg)

2,48 m hinter BE (bei 1200 kg)

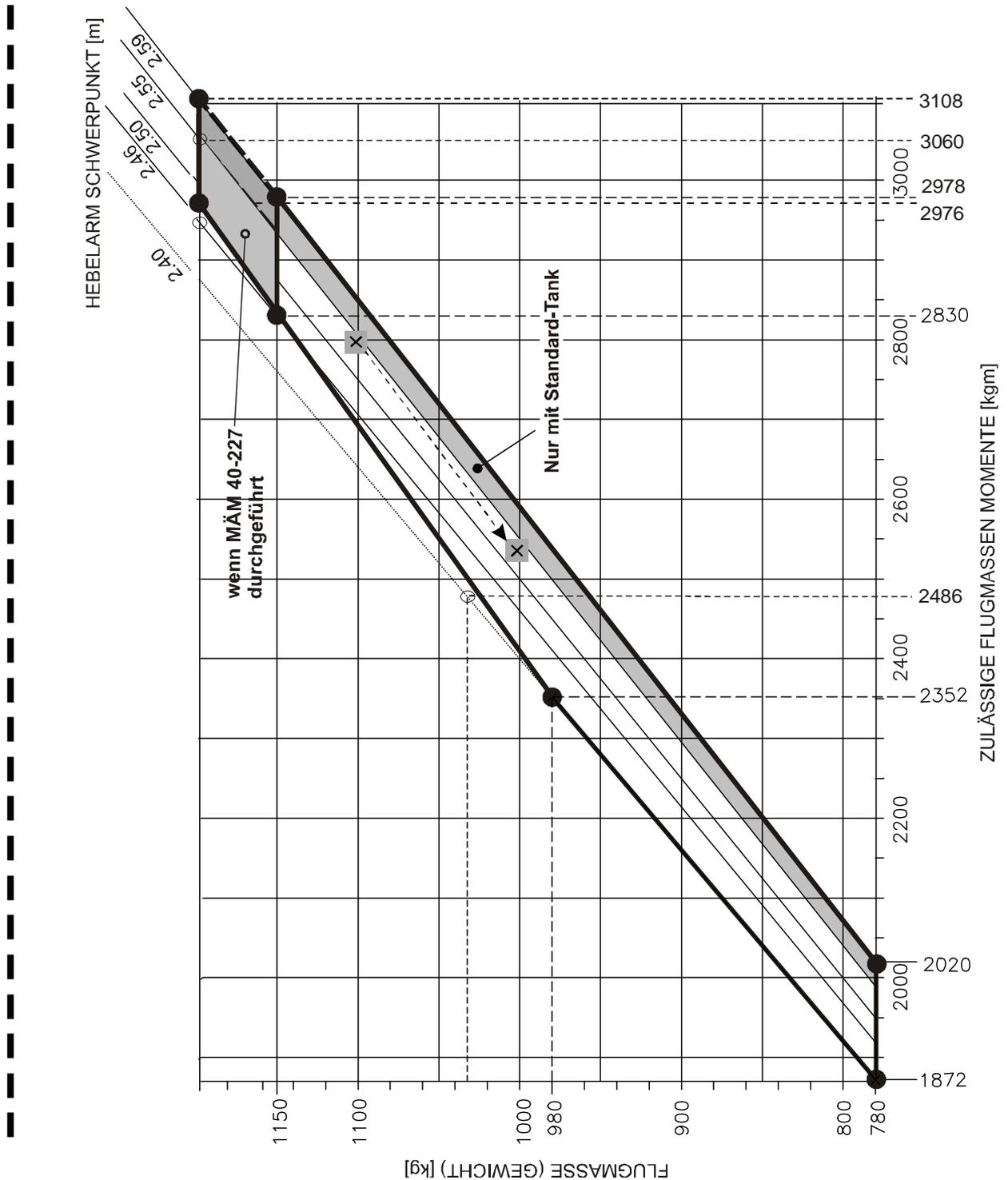
dazwischen linear

Hinterste Flugmassenschwerpunktlage:

2,59 m hinter BE (Standard Tank)

2,55 m hinter BE (Long Range Tank)

6.4.5 ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT



6.5 AUSRÜSTUNGLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS

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

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

ANMERKUNG

Die unten angeführte Ausrüstung kann nicht in jeder beliebigen Kombination eingebaut werden. Vor dem Ein- oder Ausbau von Ausrüstung ist der Hersteller zu kontaktieren. Ausgenommen ist der Austausch von Geräten und Ausrüstungsteilen gegen identische Geräte und Ausrüstungsteile.

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
AVIONICS COOLING									
Cooling fan	Cyclone 21-3 Port	CRB122253	Lone Star Aviation						
Cooling fan	ACF 328	ACF 328	Sandia Aerospace						
COMMUNICATION									
COMM #1 antenna	CI 291		Comant			0.5	0.227	177.16	4.500
COMM #2 antenna	CI 292-2		Comant			0.5	0.227	161.42	4.100
COMM #1 antenna	DMC63-1/A		DM						
COMM #2 antenna	DMC63-2		DM						
COMM #1	KX 125	069-01028-1101	Bendix/King			11.46	5.2	70.08	1.78
COMM #1	KX 155A	069-01032-0201	Bendix/King			3.7	1.68	70.08	1.78
COMM #1	KX 165	069-01025-0025	Bendix/King			5.65	2.56	70.08	1.78
COMM #1	KX 165A	069-01033-0101	Bendix/King			4.0	1.81	70.08	1.78
COMM #1	KX 165A/ 8.33 khz	069-01033-0201	Bendix/King			4.0	1.81	70.08	1.78
COMM #1	GNS 430	011-00280-00	Garmin			5.1	2.31	70.08	1.78
COMM #1	GNS 430	011-00280-10	Garmin			5.1	2.31	70.08	1.78
COMM #1	GNS 530	011-00550-00	Garmin			6.8	3.08	70.08	1.78
COMM #1	GNS 530	011-00550-10	Garmin			6.8	3.08	70.08	1.78
COMM #2	KX 155A	069-01032-0201	Bendix/King			3.7	1.68	70.08	1.78
COMM #2	GNS 430	011-00280-00	Garmin			5.1	2.31	70.08	1.78

Airplane Serial No.:		Registration:			Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m	
COMM #2	GNS 430	011-00280-10	Garmin			5.1	2.31	70.08	1.78	
Audio Panel / Marker / ICS	KMA 28	066-01176-0101	Bendix/King			1.5	0.68	70.08	1.78	
Audio Panel / Marker / ICS	GMA 340	011-00401-10	Garmin			1.2	0.54	70.08	1.78	
ICS	PM1000 II	11922	PS Engineering			0.75	0.34	70.08	1.78	
Headset, pilot	Echelon 100		Telex							
Headset, co-pilot	Echelon 100		Telex							
Headset, LH pax	Echelon 100		Telex							
Headset, RH pax	Echelon 100		Telex							
Speaker	FRS8 / 4 Ohms		Visaton							
Handmic	100TRA	62800-001	Telex							
AUTOPILOT SYSTEM										
Autopilot system	KAP 140		Bendix/King							
Flight computer (w/o alt. preselect)	KC 140	065-00176-5402 (without MAM 40-099 or MSB 40-018)	Bendix/King			2.02	0.918	70.08	1.78	
Flight computer (with alt. preselect)	KC 140	065-00176-7702 (without MAM 40-099 or MSB 40-018)	Bendix/King			2.02	0.918	70.08	1.78	
Flight computer (w/o alt. preselect)	KC 140	065-00176-5403 (with MAM 40-099 or MSB 40-018)	Bendix/King			2.02	0.918	70.08	1.78	

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
Flight computer (with alt. preselect)	KC 140	065-00176-7703 (with MIAM 40-099 or MSB 40-018)	Bendix/King			2.02	0.918	70.08	1.78
Flight computer	KC 140	065-00176-7904	Bendix/King			2.02	0.918	70.08	1.78
Pitch servo	KS 270 C	065-00178-2500	Bendix/King			2.7	1.224	154.0	3.93
Pitch servo mount	KM 275	065-00030-0000	Bendix/King			1.08	0.488	154.0	3.93
Roll servo	KS 271 C	065-00179-0300	Bendix/King			2.3	1.044	120.0	3.06
Roll servo mount	KM 275	065-00030-0000	Bendix/King			2.7	1.224	120.0	3.06
Trim servo	KS 272 C	065-00180-3500	Bendix/King			2.22	1.005	87.2	2.21
Trim servo mount	KM 277	065-00041-0000	Bendix/King			1.09	0.494	87.2	2.21
Configuration module	KCM 100	071-00073-5000	Bendix/King			0.06	0.026	70.08	1.78
Sonalert	SC	SC 628	Mallory						
Control stick		DA4-2213-12-90	Diamond						
CWS slick		031-00514-0000	Bendix/King						
AP-disc switch		031-00428-0000	Bendix/King						
Trim switch assy		200-09187-0000	Bendix/King						
ELECTRICAL POWER									
Battery	CB24-11M (G243)		Concorde (Gill)			28.0	12.7	47.0	1.19
Battery	RG24-11M		Concorde			26.4	11.97	47.0	1.19
Battery	RG24-15M		Concorde			29.5	13.38	47.0	1.19

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
Emergency battery (28 pcs.)	MN 1500 AA		Duracell			1.52	0.69	70.08	1.78
Emergency battery (Lithium)		D41-2560-93-00	Excell			0.564	0.256	66.5	1.69
Ammeter	VM1000	4010050	Vision Microsyst.						
Ammeter current sensor	VM1000	3010022	Vision Microsyst.						
Voltmeter	VM1000	4010050	Vision Microsyst.						
Voltage regulator		VR2000-28-1 (D)	Electrosyst., Inc.						
External power connector			Diamond						
Alternator	ALU-8521LS	ALU-8521LS	Electrosyst., Inc.						
DC-AC Inverter	MD 26	MD 26-28	Mid Continent						
EQUIPMENT									
Safety belt, pilot	5-01-() Series	5-01-1C0701	Schroth			3.36	1.524	92.52	2.35
Safety belt, co-pilot	5-01-() Series	5-01-1C5701	Schroth			3.36	1.524	92.52	2.35
Safety belt, LH pax	5-01-() Series	5-01-1B5701	Schroth			3.0	1.36	126.7	3.22
Safety belt, RH pax	5-01-() Series	5-01-1B0701	Schroth			3.0	1.36	126.7	3.22
Safety belt receptacle, pilot			Schroth			0.54	0.245	92.52	2.35
Safety belt receptacle, co-pilot			Schroth			0.54	0.245	92.52	2.35
Safety belt receptacle, LH pax			Schroth			0.54	0.245	126.7	3.22
Safety belt receptacle, RH pax			Schroth			0.54	0.245	126.7	3.22
ELT unit		E-01	ACK			3	1.36	173.2	4.40

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
ELT remote switch		E0105	ACK						
ELT antenna		E0109	ACK						
ELT unit	JE2-NG	JE-1978-1NG	Joliet			2.43	1.1	173.2	4.40
ELT remote switch		JE-1978-16	Joliet						
ELT antenna		JE-1978-73	Joliet						
ELT unit	ME 406	453-6603	Artex			2	0.91	173.2	4.40
ELT buzzer		452-6505	Artex						
ELT antenna	WHIP	110-773	Artex						
ELT remote switch (ACE)		453-0023	Artex						
ELT module interface		453-1101	Artex						
Winter baffle		DA4-2157-00-00	Diamond						
Armrest		DA4-5210-50-91	Diamond						
Baggage extension (OÄM 40-163)									
Baggage net (OÄM 40-163)									
Baggage tray (OÄM 40-164)									
FLIGHT CONTROLS									
Flaps control unit (instr. panel)		430550	Diamond						
Flaps actuator assy		430555	Diamond						
Stall warning horn assy	"A"	DA4-2739-10-00	Diamond						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
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						
Stall warning horn assy	"E"	DA4-2739-10-00X04	Diamond						
Stall warning horn assy	"F"	DA4-2739-10-00X05	Diamond						
SAFETY EQUIPMENT									
Fire extinguisher, portable		HAL 1	AIR Total			4.85	2.2	110.0	2.794
Fire extinguisher, portable ¹⁾		A 620 T	Amerex			2.43	1.1	110.0	2.794
First aid kit									
Emergency axe		G45912	Fiskars			1.23	0.558	78.74	2.00
FUEL									
Fuel qty indicator	VM1000	4010028	Vision Microsyst.						
Fuel qty sensor LH	VM1000	30100-11	Vision Microsyst.						
Fuel qty sensor RH	VM1000	30100-11	Vision Microsyst.						
Fuel qty sensor LH (auxiliary fuel)	VM1000	30100-50	Vision Microsyst.						
Fuel qty sensor RH (auxiliary fuel)	VM1000	30100-50	Vision Microsyst.						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
HYDRAULIC									
Master cylinder		10-54 A	Cleveland						
Parking valve		60-5D	Cleveland						
Brake assembly		30-239 B	Cleveland						
INDICATING / REC. SYSTEM									
Digital chronometer	LC-2	AT420100	Astro Tech						
Digital chronometer	Model 803		Davtron						
Flight timer		85000-12	Hobbs						
Flight timer		85094-12	Hobbs						
Annunciator panel (system)			Diamond						
Annunciator panel	WW-IDC 001		White Wire						
CO detector	Model 452-201		CO Guardian LLC						
LANDING GEAR									
LANDING GEAR STANDARD FAIRINGS									
MLG wheel fairing LH		D41-3213-91-00	Diamond Aircraft						
MLG wheel fairing RH		D41-3213-92-00	Diamond Aircraft						
NLG wheel pant shell LH		D41-3223-91-00_1	Diamond Aircraft						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
NLG wheel pant shell RH		D41-3223-92-00_1	Diamond Aircraft						
NLG strut fairing assy		DA4-3227-90-00	Diamond Aircraft						
LANDING GEAR SPEEDKIT									
MLG speed cover LH		DA4-3219-27-00_1	Diamond Aircraft						
MLG speed cover RH		DA4-3219-28-00_1	Diamond Aircraft						
MLG sheet cover LH		DA4-3219-25-00	Diamond Aircraft						
MLG sheet cover RH		DA4-3219-26-00	Diamond Aircraft						
MLG cover speed LH		DA4-3219-21-00	Diamond Aircraft						
MLG cover speed RH		DA4-3219-22-00	Diamond Aircraft						
MLG strut cover LH		DA4-3219-23-00	Diamond Aircraft						
MLG strut cover RH		DA4-3219-24-00	Diamond Aircraft						
NLG wheel pant shell LH		D41-3223-91-00_1	Diamond Aircraft						
NLG wheel pant shell RH		D41-3223-92-00_1	Diamond Aircraft						
NLG strut cover		DA4-3229-29-00	Diamond Aircraft						



Airplane Serial No.:	Type	Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
		Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
LANDING GEAR SMALL TIRES AND FAIRINGS or LANDING GEAR TALL MLG WITH FAIRINGS FOR SMALL TIRES									
MLG wheel fairing assy small tire LH		DA4-3215-91-00	Diamond Aircraft						
MLG wheel fairing assy small tire RH		DA4-3215-92-00	Diamond Aircraft						
NLG wheel fairing shell LH		DA4-3225-91-00	Diamond Aircraft						
NLG wheel fairing shell RH		DA4-3225-92-00	Diamond Aircraft						
Bracket assy LH MLG wheel fairing		DA4-3215-31-00	Diamond Aircraft						
Bracket assy RH MLG wheel fairing		DA4-3215-32-00	Diamond Aircraft						
Brake cover MLG wheel frame LH		DA4-3215-93-00	Diamond Aircraft						
Brake cover MLG wheel frame RH		DA4-3215-94-00	Diamond Aircraft						
NLG strut fairing assy		DA4-3227-90-00	Diamond Aircraft						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
LANDING GEAR SMALL TIRES AND FAIRINGS WITH MAINTENANCE ACCESS or LANDING GEAR TALL MLG WITH FAIRINGS FOR SMALL TIRES WITH MAINTENANCE ACCESS									
MLG wheel fairing assy access door LH		DA4-3215-91-00X01	Diamond Aircraft						
MLG wheel fairing assy access door RH		DA4-3215-92-00X01	Diamond Aircraft						
NLG wheel fairing shell LH		DA4-3225-91-00X01	Diamond Aircraft						
NLG wheel fairing shell RH		DA4-3225-92-00	Diamond Aircraft						
Bracket assy LH MLG wheel fairing		DA4-3215-31-00	Diamond Aircraft						
Bracket assy RH MLG wheel fairing		DA4-3215-32-00	Diamond Aircraft						
Brake cover MLG wheel frame LH		DA4-3215-93-00	Diamond Aircraft						
Brake cover MLG wheel frame RH		DA4-3215-94-00	Diamond Aircraft						
NLG strut fairing assy		DA4-3227-90-00	Diamond Aircraft						
LIGHTS									
Map / Reading light assy crew		W1461.0.010	Rivoret						
Cabin Light		W1461.0.010	Rivoret						
Instr./radio lights dimmer assy		WW-LCM-002	White Wire						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
Glareshield lamp assy		DA4-3311-10-01	Diamond Aircraft						
Glareshield light inverter		APVL328-8-3-L-18QF	Quantaflex						
Strobe / Pos. light assy LH	A600-PR-D-28	01-0790006-05	Whelen						
Strobe / Pos. light assy RH	A600-PG-D-28	01-0790006-07	Whelen						
Strobe / Pos. light assy LH	0R6002R	01-0771733-12	Whelen						
Strobe / Pos. light assy RH	0R6002G	01-0771733-11	Whelen						
Strobe light power supply LH/RH	A490ATS-CF-14/28	01-0770062-05	Whelen			1.592	0.722	101.0	2.566
Halogen Taxi light	70346-01	01-0770346-05	Whelen			0.28	0.13	79.920	2.030
Halogen Landing light	70346-01	01-0770346-03	Whelen			0.28	0.13	79.920	2.030
Electro luminescent lamps	Quantaflex 1600		Quantaflex						
Ballast	GENS D1,24V	37776	Newark						
Ballast	GENS D1,24V	37776	Newark						
Taxi light	HID LAMP D15	39663	Newark						
Landing light	HID LAMP D15	39663	Newark						
LED Taxi light	71125	01-0771125-23	Whelen			0.3	0.14	79.920	2.030
LED Landing light	71125	01-0771125-20	Whelen			0.3	0.14	79.920	2.030

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
NAVIGATION									
Pitot/static probe, heated		DAI-9034-57-00	Diamond						
P/S probe HTR fail sensor		DA4-3031-01-00	Diamond						
Altimeter inHg/mbar, primary		5934PD-3	United Instruments			1.9	0.86	70.08	1.78
Altimeter inHg/mbar, primary	LUN 1128	1128-14B6	Mikrotechna			1.39	0.63	70.08	1.78
Altimeter inHg/mbar, secondary		5934PD-3	United Instruments			1.9	0.86	70.08	1.78
Altimeter inHg/mbar, secondary	LUN 1128	1128-14B6	Mikrotechna			1.39	0.63	70.08	1.78
Vertical speed indicator		7000	United Instruments			1.2	0.54	70.08	1.78
Vertical speed indicator	LUN 1144	1144-A4B4	Mikrotechna			0.9	0.4	70.08	1.78
Airspeed indicator		8025	United Instruments			0.7	0.32	70.08	1.78
Airspeed indicator	LUN 1116	1116-B4B3	Mikrotechna			0.77	0.35	70.08	1.78
Outside air temp. indication		301F(C)	Davtron			0.27	0.124	70.08	1.78
Magnetic compass		C2400L4P	Airpath			0.65	0.293	70.08	1.78
Compass system C/O	KCS 55A		Bendix/King						
Slaved gyro	KG 102 A	060-00015-0000	Bendix/King			4.3	1.95	70.08	1.78
HSI	KI 525A	066-03046-0007	Bendix/King			3.38	1.53	70.08	1.78
Slaving unit (vertical)	KA 51B	071-01242-0001	Bendix/King			0.2	0.91	70.08	1.78
Slaving unit (horizontal)	KA 51B	071-01242-06	Bendix/King			0.2	0.91	70.08	1.78
Flux valve	KMT 112	071-01052-0000	Bendix/King			0.3	0.14	101.0	2.566
Directional gyro, free	AIM2051BLD	505-0031-931	BF-Goodrich			2.6	1.18	70.08	1.78

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
Attitude indicator	AIM1100-28L(0F)	504-0111-936	BF-Goodrich			2.20	1.0	70.08	1.78
Attitude indicator	AIM1100-28LK(0F)	504-0111-938	BF-Goodrich			2.20	1.0	70.08	1.78
Attitude indicator	AIM1100-28LK(2F)	504-0111-941	BF-Goodrich			2.20	1.0	70.08	1.78
Turn coordinator w/o AP pickup	1394T100-(3Z)		Mid Continent Instr.			0.822	0.373	70.08	1.78
Turn coordinator	1394T100-(12RZ)		Mid Continent Instr.			1.41	0.64	70.08	1.78
Turn coordinator	1394T100-(12RA)		Mid Continent Instr.			1.41	0.64	70.08	1.78
Turn coordinator	1394T100-(12RB)		Mid Continent Instr.			1.41	0.64	70.08	1.78
Marker antenna	CI102		Comant						
DME	KN 62A	066-01068-0004	Bendix/King			2.6	1.18	70.08	1.78
DME antenna	KA60	071-01174-0000	Bendix/King						
DME antenna	KA60	071-01591-0001	Bendix/King						
DME antenna	KA61	071-00221-0010	Bendix/King						
Transponder	KT 76A	066-1062-10	Bendix/King			0.85	0.39	70.08	1.78
Transponder	KT 76C	066-01156-0101	Bendix/King			0.2	0.09	70.08	1.78
Transponder	GTX 327	011-00490-00	Garmin			2.4	1.09	70.08	1.78
Transponder	GTX 330	011-00455-00	Garmin			3.4	1.54	70.08	1.78
XPDR antenna	KA60	071-01174-0000	Bendix/King						
XPDR antenna	KA60	071-01591-0001	Bendix/King						
XPDR antenna	KA61	071-00221-0010	Bendix/King						
Altitude digitizer		D120-P2-T	TCI						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
Altitude data system	SAE5-35	305154-00	Sandia Aerospace						
ADF	KR87	066-01072-0004	Bendix/King			2.9	1.32	70.08	1.78
ADF antenna	KA44B	071-01234-0000	Bendix/King						
ADF indicator	KI227	066-03063-0001	Bendix/King			0.7	0.32	70.08	1.78
ADF indicator	KI227	066-03063-00	Bendix/King			0.7	0.32	70.08	1.78
NAV antenna coupler	CI505		Comant						
NAV/GS antenna coupler	CI507		Comant			0.20	0.089	106.1	2.685
dual NAV/dual GS antenna coupler	CI 1125		Comant						
VOR/LOC/GS antenna	CI157P		Comant						
NAV/COM #1	KX 125	069-01028-1101	Bendix/King			11.46	5.2	70.08	1.78
NAV/COM #1 volt conv.	KA39	071-01041-001	Bendix/King						
NAV/COM #1	KX155A	069-01032-0201	Bendix/King			3.7	1.68	70.08	1.78
NAV/COM #1	KX 165	069-01025-0025	Bendix/King			5.65	2.56	70.08	1.78
NAV/COM #1	KX 165A	069-01033-0101	Bendix/King			4.0	1.81	70.08	1.78
NAV/COM #1	KX 165A, 8.33 kHz	069-01033-0201	Bendix/King			4.0	1.81	70.08	1.78
NAV/COM #2	KX155A	069-01032-0201	Bendix/King			3.7	1.68	70.08	1.78
NAVCOM/GPS #1	GNS 430	011-00280-00	Garmin			6.5	2.95	70.08	1.78
NAVCOM/GPS #1	GNS 430	011-00280-10	Garmin			6.5	2.95	70.08	1.78
NAVCOM/GPS #1	GNS 530	011-00550-00	Garmin			8.5	3.86	70.08	1.78
NAVCOM/GPS #1	GNS 530	011-00550-0	Garmin			8.5	3.86	70.08	1.78

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
NAVCOM/GPS #2	GNS 430	011-00280-00	Garmin			6.5	2.95	70.08	1.78
NAVCOM/GPS #2	GNS 430	011-00280-10	Garmin			6.5	2.95	70.08	1.78
CDI, VOR/LOC #1	KI 208	066-03056-0000	Bendix/King			1	0.45	70.08	1.78
CDI, VOR/LOC #2	KI 208	066-03056-0000	Bendix/King			1	0.45	70.08	1.78
CDI, VOR/LOC/GS #1	GI 106A	013-00049-01	Garmin			1.4	0.64	70.08	1.78
CDI, VOR/LOC/GS #2	GI 106A	013-00049-01	Garmin			1.4	0.64	70.08	1.78
GPS	KLN 89 B	066-01148-0102	Bendix/King			3	1.36	70.08	1.78
GPS	KLN 94	069-01034-0101	Bendix/King			3	1.36	70.08	1.78
GPS antenna	KA 92	071-01553-0200	Bendix/King						
GPS antenna #1	GA 56	011-00134-00	Garmin						
GPS antenna #2	GA 56	011-00134-00	Garmin						
GPS annunciation unit	MD41-1488		Mid Continent						
GPS / AP switch assy	MD41-528		Mid Continent						
Multifunction display / GPS	KMD 150	066-01174-0101	Bendix/King			3.3	1.5	70.08	1.78
Stormscope	WX-500	805-11500-001	Goodrich						
Stormscope antenna	NY-163	805-10930-001	Goodrich						
Strike finder display	SF 2000	2000-009	Insight						
Strike finder sensor	SF 2000	2000-022	Insight						
TAS processor	TAS 600	70-2420-x TAS600	Avidyne/Ryan						
TAS processor	TAS 610	70-2420-x TAS610	Avidyne/Ryan						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
TAS processor	TAS 620	70-2420-x TAS620	Avidyne/Ryan						
Transponder coupler		70-2040	Avidyne/Ryan						
TAS antenna, top		S72-1750-31L	Sensor Systems						
TAS antenna, bottom		S72-1750-32L	Sensor Systems						
ENGINE									
ENGINE INDICATING									
Engine	IO-360-M1A		Textron Lycoming						
ENGINE FUEL CONTROL									
Fuel flow transmitter	VM1000	3010032	Vision Microsyst.						
Fuel pressure transmitter	VM1000	3010017	Vision Microsyst.						
ENGINE IGNITION SYSTEM									
SlickSTART booster	SS1001		Unison						
Lasar ignition controller	LC-1002-03	LC-1002-03	Unison						
Lasar ignition harneidd	LH-1004-43		Unison						
Magneto RH/LH	4370/4347		Slick						
Magneto RH/LH	4770/4771		Slick						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
RPM sensor	VM1000	3010005	Vision Microsyst.						
Manifold pressure sensor	VM1000	3010016	Vision Microsyst.						
Cyl. head temp. probes (4 each)	VM1000	1020061	Vision Microsyst.						
EGT probes	VM1000	1020060	Vision Microsyst.						
Data processing unit	DPU	4010067	Vision Microsyst.						
Data processing unit	DPU	4010081	Vision Microsyst.						
Integr. engine data display	VM1000	4010050	Vision Microsyst.						
I/O board assy		3020003	Vision Microsyst.						
I/O board assy		3020018	Vision Microsyst.						
ENGINE OIL									
Oil temperature sensor	VM1000	3010021	Vision Microsyst.						
Oil pressure transducer	VM1000	3010018	Vision Microsyst.						
ENGINE STARTING									
Starter	149-24LS		Skytec						

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:		Mass		Lever Arm	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	installed	lb	kg	in	m
PROPELLER SYSTEM									
Propeller	MTV-12-B/180-17		mt-Propeller			47.0	21.32	15.0	0.381
Propeller	MTV-12-B/180-17f		mt-Propeller			47.0	21.32	15.0	0.381
Propeller governor	C-210776		Woodward			3.05	1.385	29.4	0.747
Propeller governor	MT-P-420-10		mt-Propeller			2.0	0.907	29.4	0.747
Propeller governor	MT-P860-23	P-860-23	mt-Propeller			2.05	0.93	29.4	0.747
AIRPLANE FLIGHT MANUAL									
		Doc.No. 6.01.01	Diamond						

1) Der Amerex A 620 T Feuerlöscher ist UL - zugelassen und darf in Flugzeugen, die in Kanada oder in den USA registriert sind, verwendet werden. Für Flugzeuge, die in anderen Staaten registriert sind, sind die Vorschriften der nationalen Luftfahrtbehörde zu befolgen.

Ort: _____ Datum: _____

Unterschrift: _____

KAPITEL 7

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

		Seite
7.1	EINFÜHRUNG	7-3
7.2	FLUGWERK	7-3
7.3	STEUERUNGSANLAGE	7-4
7.4	INSTRUMENTENBRETT	7-10
7.5	FAHRWERK	7-13
7.6	SITZE UND SICHERHEITSGURTE	7-15
7.7	GEPÄCKRAUM	7-17
7.8	KABINENHAUBE, KABINENTÜR UND INNENRAUM	7-18
7.9	TRIEBWERK	7-21
	7.9.1 MOTOR, ALLGEMEINES	7-21
	7.9.2 BEDIENELEMENTE	7-22
	7.9.3 PROPELLER	7-25
	7.9.4 MOTORINSTRUMENTE	7-26
7.10	KRAFTSTOFFANLAGE	7-32
7.11	ELEKTRISCHE ANLAGE	7-41
	7.11.1 ALLGEMEINES	7-43
	7.11.2 DAI-ANNUNCIATOR PANEL (WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN)	7-47
	7.11.3 WHITE WIRE-ANNUNCIATOR PANEL(WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN)	7-50
7.12	STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM	7-55
7.13	ÜBERZIEHWARNUNG	7-55
7.14	AVIONIK	7-55

	7.15	KOHLNMONOXID WARNGERÄT (falls eingebaut)	7-56
	7.15.1	SELBSTTEST	7-56
	7.15.2	KOHLNMONOXID ALARM WÄHREND DES FLUGS . . .	7-56
	7.15.3	ANZEIGE EINES GERÄTEFEHLERS	7-57

7.1 EINFÜHRUNG

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

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

7.2 FLUGWERK

Rumpf

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

Tragflächen

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

Leitwerk

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

7.3 STEUERUNGSANLAGE

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

Querruder

Aufbau: CFK/GFK Sandwich

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

Antrieb: Eingeschraubt in eine Stahlschubstange ist ein Gelenkstangenkopf mit einer Mutter, die mit Lack plombiert ist. Eine Beschädigung des Lacks kann auf ein Verdrehen und damit auf eine Veränderung der Einstellung hinweisen. Die Verbindung Gelenkstangenkopf - Ruderhorn erfolgt über einen Bolzen, dessen Mutter ebenfalls mit Lack plombiert ist.

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

Klappen

Aufbau: CFK/GFK Sandwich

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

Antrieb: Eingeschraubt in eine Stahlschubstange ist ein Gelenkstangenkopf mit einer Mutter, die mit Lack plombiert ist. Eine Beschädigung des Lacks kann auf ein Verdrehen und damit auf eine Veränderung der Einstellung hinweisen. Die Verbindung Gelenkstangenkopf - Ruderhorn erfolgt über einen Bolzen, dessen Mutter ebenfalls mit Lack plombiert ist.

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

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

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

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

Der elektrische Klappenantrieb hat einen eigenen abschaltbaren Sicherungsautomaten.

Klappenstellungsanzeige:

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

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

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

Höhenruder

Aufbau: GFK - Sandwich

Lagerung: 5 Lager

Antrieb Stoßstangen aus Stahl;

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

Seitenruder

Aufbau: GFK - Sandwich

Lagerung: oben: 1 Bolzen

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

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

Höhenruder-Trimmung

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

Rad nach vorne drehen = kopflastig

Rad nach hinten drehen = schwanzlastig

Pedalverstellung

ANMERKUNG

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

- Durch gerades Zurückziehen des schwarzen T-Griffes, der hinter der hinteren Befestigung liegt, werden die Pedale entriegelt.

ANMERKUNG

■ Zum Verstellen der Pedale um die Rudersperre einzusetzen
■ den T-Griff gerade nach hinten ziehen, nicht nach oben
■ ziehen.

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.

- Elektrische Pedalverstellung (optionale Ausrüstung, OÄM 40-251)

ANMERKUNG

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

Die Pedale werden mit Hilfe eines Wippschalters, der sich an der hinteren Fußraumwand befindet, eingestellt. Die zugehörige Sicherung befindet sich direkt unter dem Schalter.

Verstellung nach vorne:

Um die Pedale nach vorne zu verstellen den Wippschalter in seiner unteren Hälfte gedrückt halten. Beim Erreichen der gewünschten Position den Schalter loslassen.

Verstellung nach hinten:

Um die Pedale nach hinten zu verstellen den Wippschalter in seiner oberen Hälfte gedrückt halten. Beim Erreichen der gewünschten Position den Schalter loslassen.

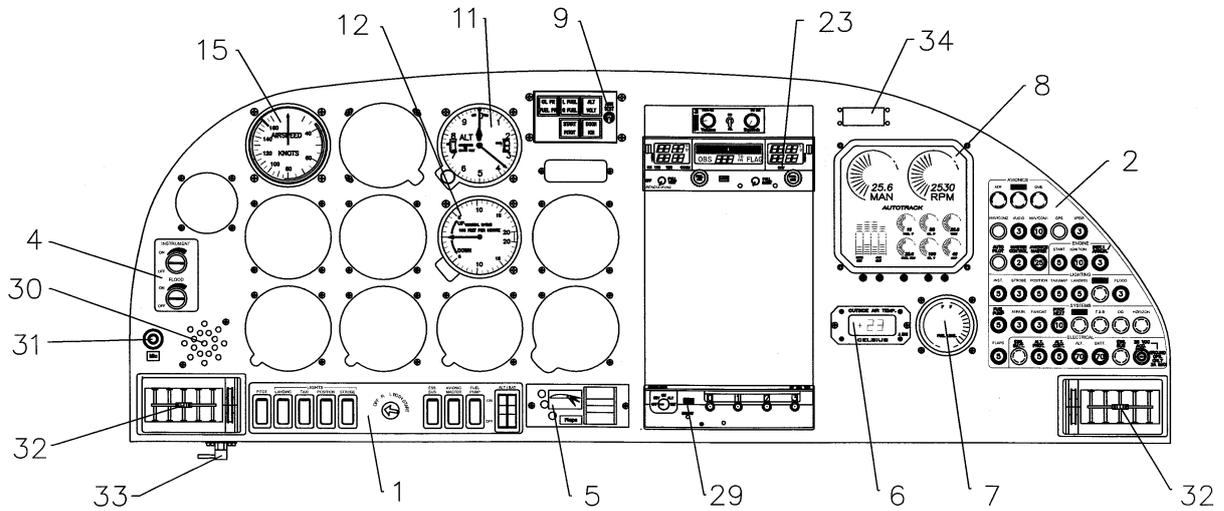
Verriegelung

Beim Loslassen des Schalters springt derselbe automatisch in die Mittelposition zurück und schaltet die Pedalverstellung stromlos, womit auch die Verriegelung erfolgt.

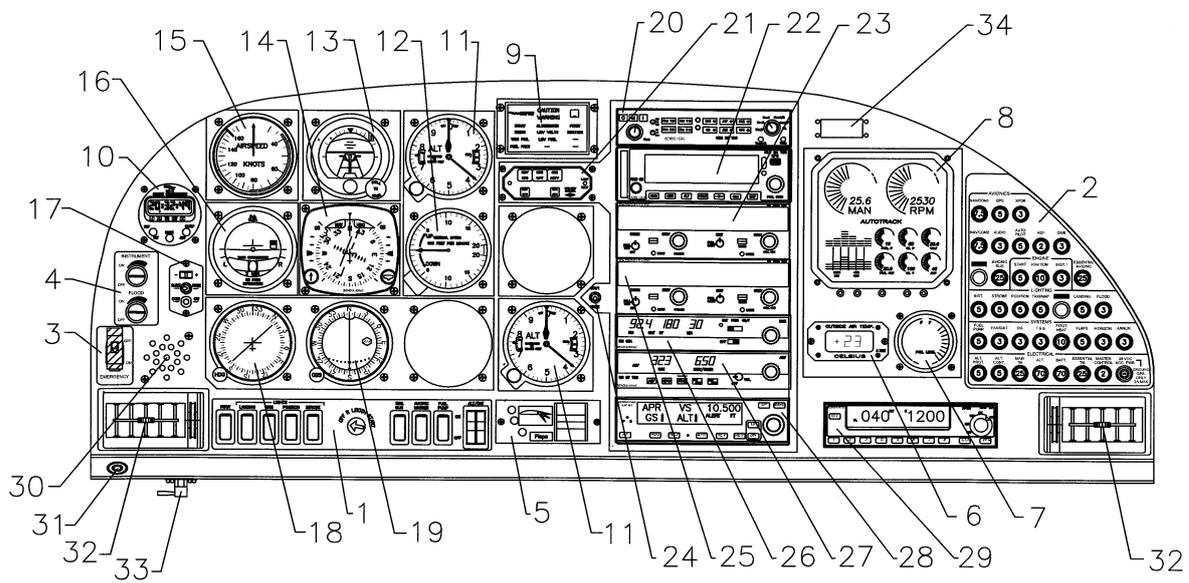
7.4 INSTRUMENTENBRETT

Instrumentenbrettvarianten

Die DA 40 kann mit einer Vielzahl verschiedener 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 bestehenden Ausrüstungsteils durch ein identisches.



VFR-Instrumentenbrett (Muster)



IFR- Instrumentenbrett (Muster)

Die wichtigsten Instrumente und Bedienelemente

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

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

Cockpitbelüftung

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

7.5 FAHRWERK

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

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

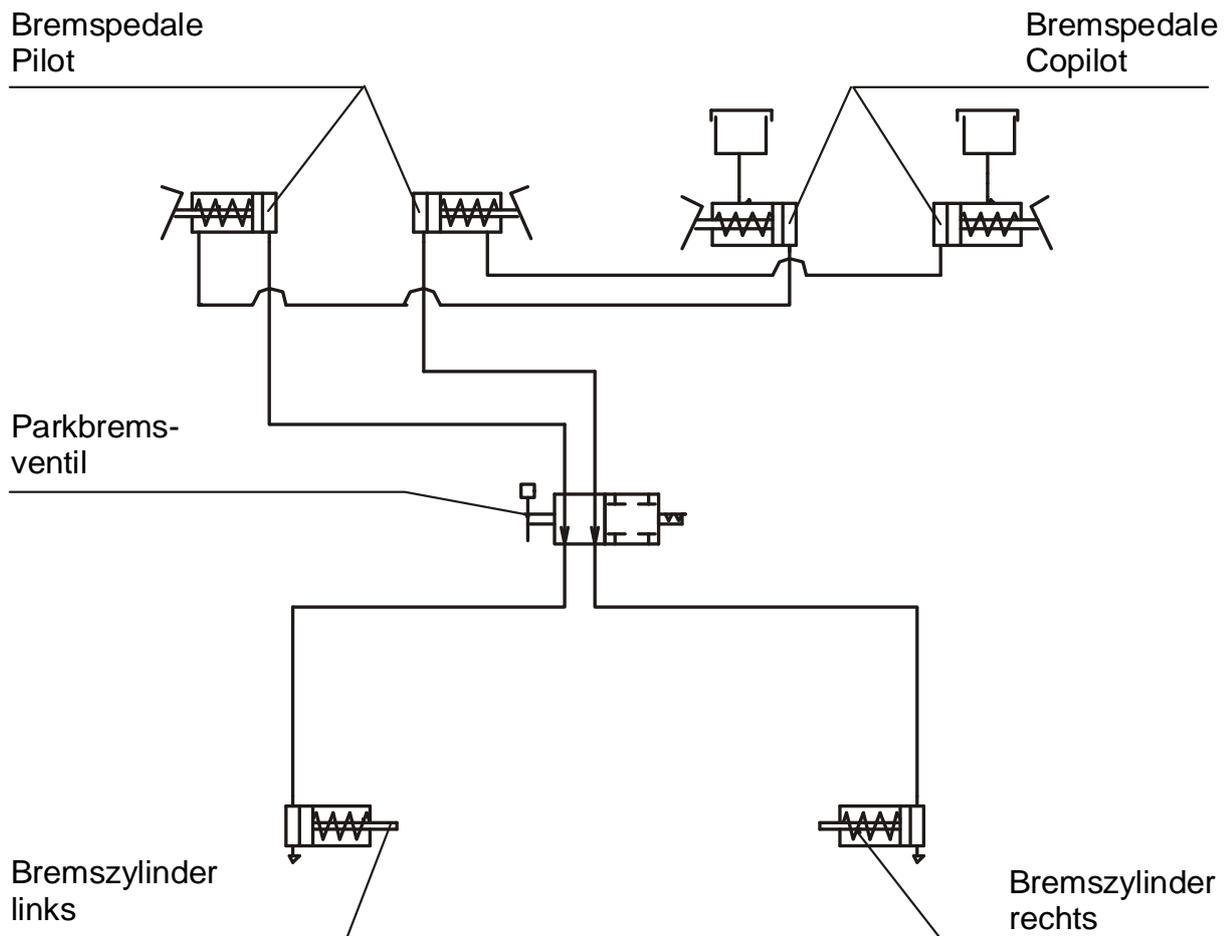
Radbremse

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

Parkbremse

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

Systemskizze Hydraulik



7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE

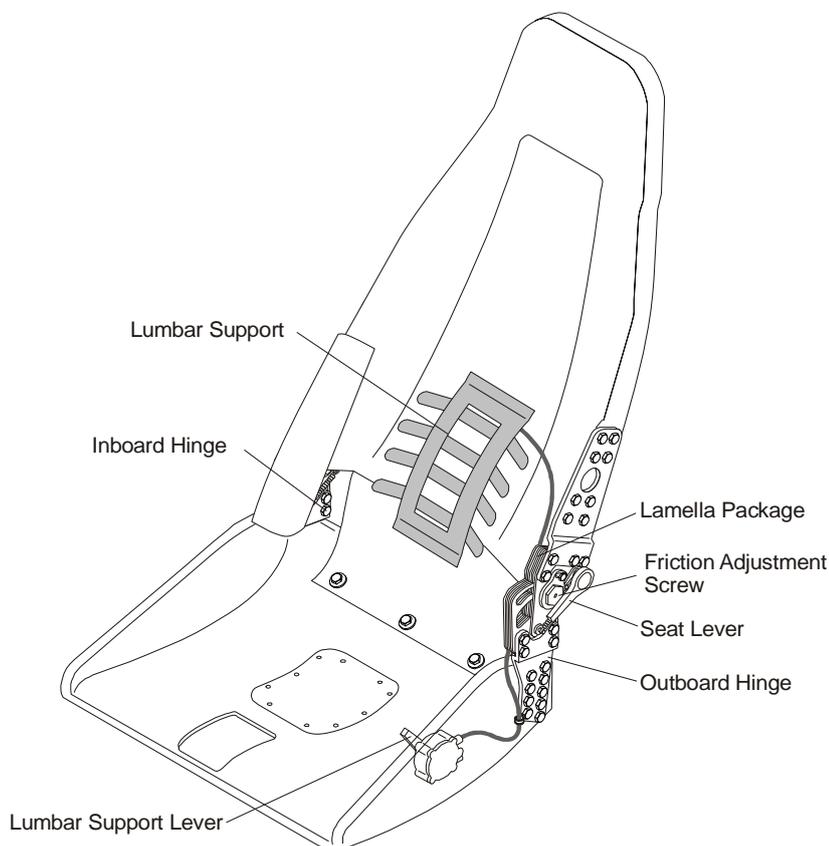
Zur Erhöhung der passiven Sicherheit sind die Sitze aus Kohle/Kevlar-Hybridgewebe und GFK aufgebaut. Die Sitzschalen sind herauserschraubbar, um die Wartung und Kontrolle der darunterliegenden Steuerung zu ermöglichen. Verkleidungen an den Steuerknüppeln verhindern das Hineinfallen von Fremdkörpern in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

- | Wenn Vordersitze mit verstellbarer Sitzlehne installiert sind (OÄM 40-252) kann der Winkel der Sitzlehne angepasst werden. Der Verstellhebel befindet sich an der Außenseite der Sitzlehne. Während Start, Landung und Notlandung muss die Sitzlehne in aufrechter Position fixiert sein, wie am Hinweisschild am Überrollbügel ausgewiesen.

WICHTIGER HINWEIS

- | Lehnen sie sich gegen die Sitzlehne, bevor sie den Verstellhebel anheben, um die Fixierung der Sitzlehne zu lösen. Andernfalls kann die Sitzlehne vorschnellen.
- | Um den Winkel der Sitzlehne einzustellen, den Verstellhebel anheben und durch Vor- oder Zurücklehnen die gewünschte Position einnehmen. Danach den Verstellhebel loslassen und nach unten drücken.
- | Falls der Verstellmechanismus kaputt ist, kann die äußere Verstellerschraube mit einem 10 mm Sechskantschlüssel im Uhrzeigersinn angezogen werden, um die Sitzlehne in der aufrechten Position zu fixieren.
- | Wenn möglich, den Verstellhebel in die gesicherte Position bringen. Der Mechanismus muss bei der nächsten vorgesehenen Inspektion repariert werden.
- | Die Lendenstütze kann mit Hilfe des Lendenstützverstellhebels auf der Außenseite des Sitzes eingestellt werden.

Wenn Sitze mit verstellbarer Sitzlehne installiert sind (OÄM-40-252):



Die Sitze sind mit herausnehmbaren Polstern und energieabsorbierenden Schaumelementen ausgestattet.

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

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

7.7 GEPÄCKRAUM

Die DA 40 kann mit einer der folgenden Gepäckraumvarianten ausgestattet sein:

- (a) Standard-Gepäckraum.
- (b) Standard-Gepäckraum mit Zusatzgepäckraum („Skiröhre“).
- (c) Erweiterter Gepäckraum (ÖAM 40-163). Er besteht aus einem vorderen und einem hinteren Teil.

Ohne Sicherung mit dem Gepäcknetz dürfen keine Gepäckstücke geladen werden.

Standard-Gepäckraum

Der Gepäckraum befindet sich hinter der Lehne der hinteren Sitze.

Zusatzgepäckraum („Skiröhre“, falls eingebaut)

An der Rückseite des Standard-Gepäckraumes kann der Zusatzgepäckraum eingebaut sein. Er ist mit einer Stoffabdeckung abgetrennt.

Erweiterter Gepäckraum (OÄM 40-163 & OÄM 40-164, falls eingebaut):

Der erweiterte Gepäckraum besteht aus dem Standardgepäckraum hinter den hinteren Sitzen und der Gepäckraumerweiterung, die zwischen dem Gepäckraumspant und dem Ringspant Nummer 1 montiert ist.

Die Gepäckraumerweiterung hat eine Klappe, die geschlossen werden kann, um Gepäckstücke am Verrutschen nach hinten zu hindern; im offenen Zustand können lange Gepäckstücke eingeladen werden.

Das Gepäckfach kann am Boden des Standardgepäckraumes montiert sein. Der Deckel des Gepäckfaches bildet mit dem Boden der Gepäckraumerweiterung eine ebene Ladefläche. Der Deckel verfügt über eine Halterung für die Schleppgabel. Der Raum unter dem Deckel kann zum Verstauen kleinerer Gegenstände verwendet werden, wie zum Beispiel die Rudersperre und den Kraftstoffkontrollmesser.

7.8 KABINENHAUBE, KABINENTÜR UND INNENRAUM

Kabinenhaube (vorne)

Die 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 Kabinenhaube einen Spalt weit geöffnet.

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

WARNUNG

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

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

Kabinentür (hinten)

Die Kabinentür wird ebenfalls durch Ziehen am Türrahmen, oder wenn eingebaut, am Griff, geschlossen und mit dem Hebel verriegelt. Ein Gasdruckdämpfer verhindert das Herunterfallen der Kabinentür; bei starkem Wind muß die Tür gehalten werden. Die Kabinentür ist durch einen zusätzlichen Hebel gegen unbeabsichtigtes Öffnen gesichert.

Die Kabinentür kann mit einem Schloß (optional) auf der linken Seite neben dem Türöffnungsgriff durch Drehen des Schlüssels im Uhrzeigersinn versperrt werden. Von innen kann die geschlossene und versperrte Tür durch Ziehen des Hebels innerhalb des Türöffnungsgriffes geöffnet werden.

WARNUNG

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

Heizung und Lüftung

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

Linker Hebel: oben = Heizung EIN (ON)
 unten = Heizung AUS (OFF)

Mittlerer Hebel (Luftverteilhebel): oben = Lüftung Scheibe (▲)
 unten = Lüftung Fußraum (▼)

Notaxt

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

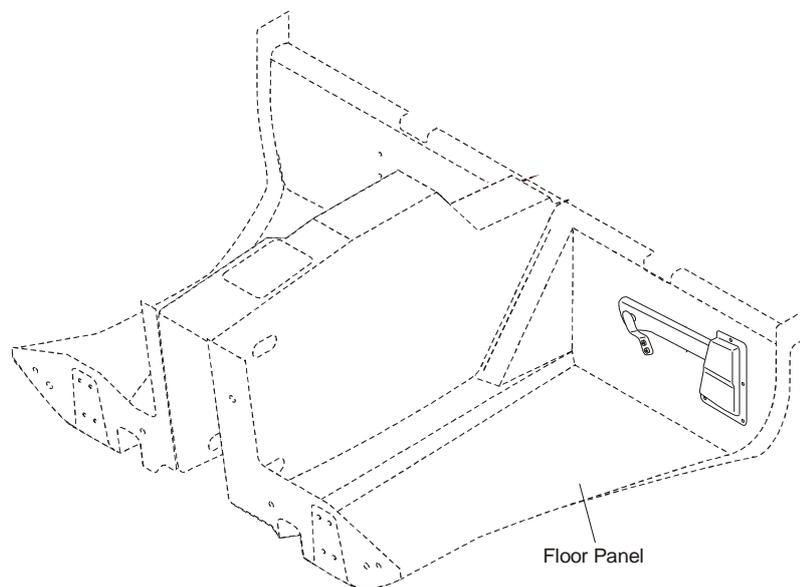
Wenn sich die Kabinenhaube in einem Notfall nicht öffnen lässt, kann die Notaxt verwendet werden, um die Kabinenhaube aufzubrechen.

WARNUNG

Verletzen sie keine Personen, wenn sie die Notaxt verwenden.

WARNUNG

Achtung vor scharfen Kanten und Splittern der zerstörten Kabinenhaube.



7.9 TRIEBWERK

7.9.1 MOTOR, ALLGEMEINES

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

Hubraum: 5916 cm³ (361 inch³)

Höchstleistung: 180 PS (134,2 kW) bei 2700 RPM auf Meereshöhe bei ISA

Max. Dauerleistung: 160 PS (119,3 kW) bei 2400 RPM auf Meereshöhe bei ISA

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

Weitere Angaben sind dem Motorbetriebshandbuch zu entnehmen.

Die Motorüberwachungsinstrumente befinden sich im Instrumentenbrett auf der rechten Seite.

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

7.9.2 BEDIENELEMENTE

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

Gashebel

- Linker Hebel mit großem, schwarzem Griff.

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

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

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

Drehzahlhebel

- Mittlerer Hebel mit blauem Griff.

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

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

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

WICHTIGER HINWEIS

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

WICHTIGER HINWEIS

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

Gemischhebel

- Rechter Hebel mit rotem Griff und Sperre gegen unbeabsichtigtes Herausziehen.

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

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

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

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

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

Alternate Air

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

Hinweisschild am Bedienhebel, gedrückte Position des Hebels:

ALTERNATE AIR

Hinweisschild am Bedienhebel, sichtbar bei gezogenem Hebel:

**ALTERNATE AIR
ON**

7.9.3 PROPELLER

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

WICHTIGER HINWEIS

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

WARNUNG

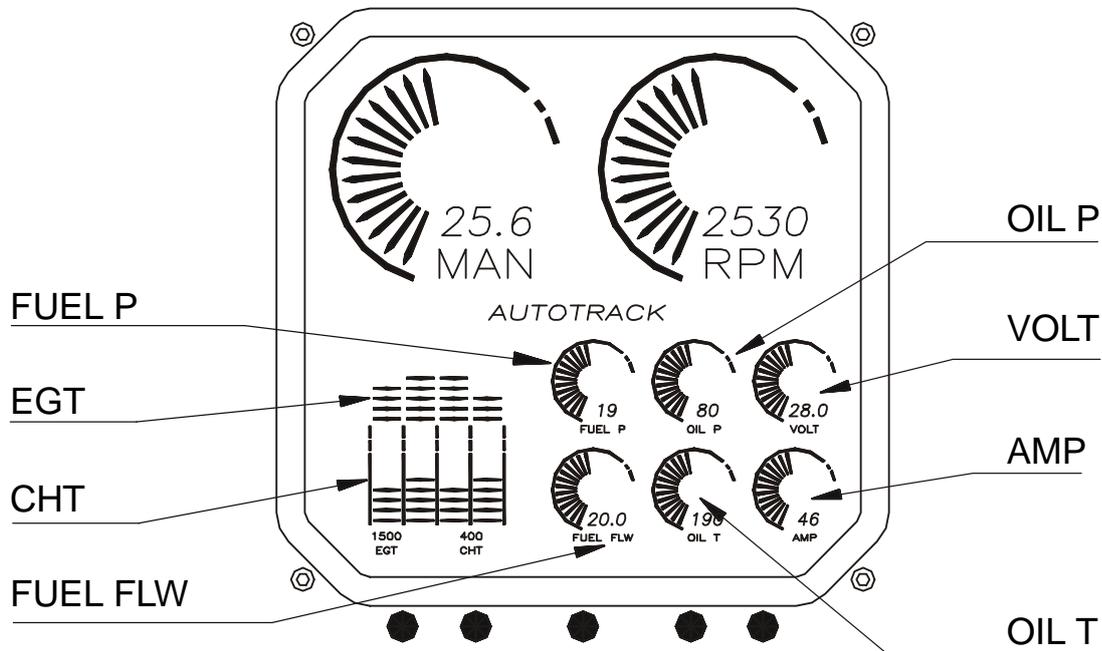
Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen! Verletzungsgefahr!

Motor niemals von Hand zu starten versuchen!

Propellerregler

Es kann entweder der Woodward C-210776 Governor, der MT-P420-10 Governor (OÄM 40-077), oder der MT P-860-23 Governor (OÄM 40-289) eingebaut sein.

7.9.4 MOTORINSTRUMENTE



Knopf 1: Lean - Modus

1

2

3

4

5

Knopf 2: digitaler Abgas- / Zylinderkopftemperatur-Modus

Knopf 3: Autotrack einschalten

Knopf 4: Fuelcomputer - Modus

Knopf 5: Motordatenschreiber

Knopf 3 hat eine Zusatzfunktion beim Einschalten: Anzeige - Modus

Füllstands-Modus oder Zeiger-Modus

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

Tabelle der Anzeigen des Vision Microsystems VM 1000 Motorinstruments

Beschriftung	Anzeige	Einheit
MAN	Ansaugdruck	inHg
RPM	Drehzahl	RPM
EGT	Abgastemperatur	°F
CHT	Zylinderkopftemperatur	°F
FUEL P	Kraftstoffdruck	PSI
FUEL FLW	Kraftstofffluß	US gal/hr
OIL P	Öldruck	PSI
OIL T	Öltemperatur	°F
VOLT	Spannung	Volt
AMP	Stromstärke	Ampère

Knopf 1: Lean - Modus

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

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

Das Betätigen von Knopf 1 bewirkt, das die Anzeige in den Lean - Modus umschaltet. Verdeutlicht wird das durch zwei halbe Balken rechts und links der Balken-Blöcke. In diesem Modus werden alle Balken, die zuvor Zylinderkopf- und Abgastemperatur dargestellt haben, für die Anzeige der Abgastemperaturen verwendet. Ein Balken steht dabei für 10 °F (4,6 °C). Sollten die Säulen zur Gänze mit Balken aufgefüllt sein, bevor das Gemisch verarmt ist, soll Knopf 1 zweimal betätigt werden, und die Balken beginnen wieder am Boden der Anzeige.

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

Knopf 2: digitaler Abgas- / Zylinderkopftemperatur-Modus

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

Knopf 3: Autotrack einschalten

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

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

Knopf 4: Fuelcomputer - Modus

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

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

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

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

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

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

WICHTIGER HINWEIS

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

Knopf 5: Flight Data Recorder - Modus

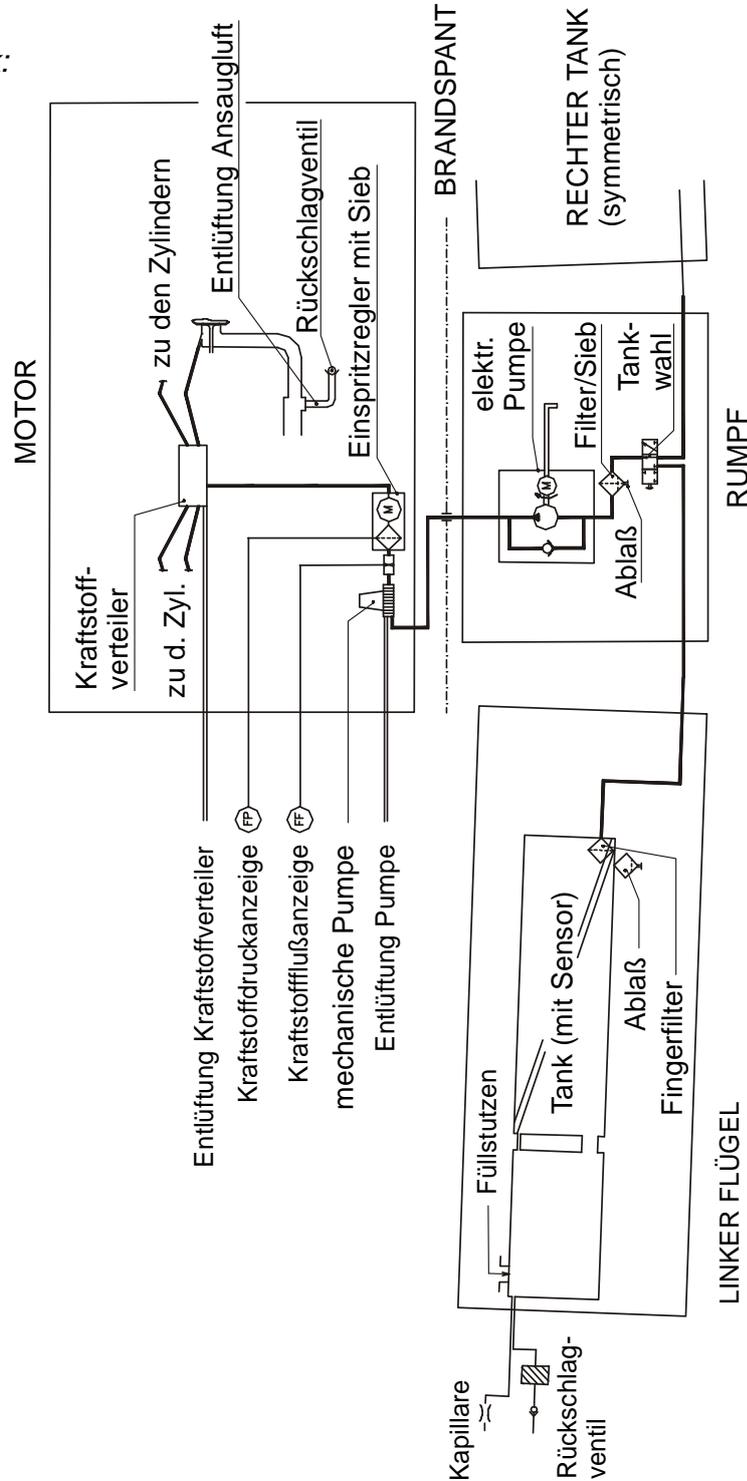
Durch einmaliges Drücken von Knopf 5 wird der Flight Data Recorder eingeschaltet. Angezeigt werden die minimal im Betrieb aufgetretenen Werte, z.B. geringste Spannung, geringster Kraftstoffdruck usw., die durch das Vision Microsystems erfaßt werden. Die Digitalanzeige für die Drehzahl zeigt jetzt die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

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

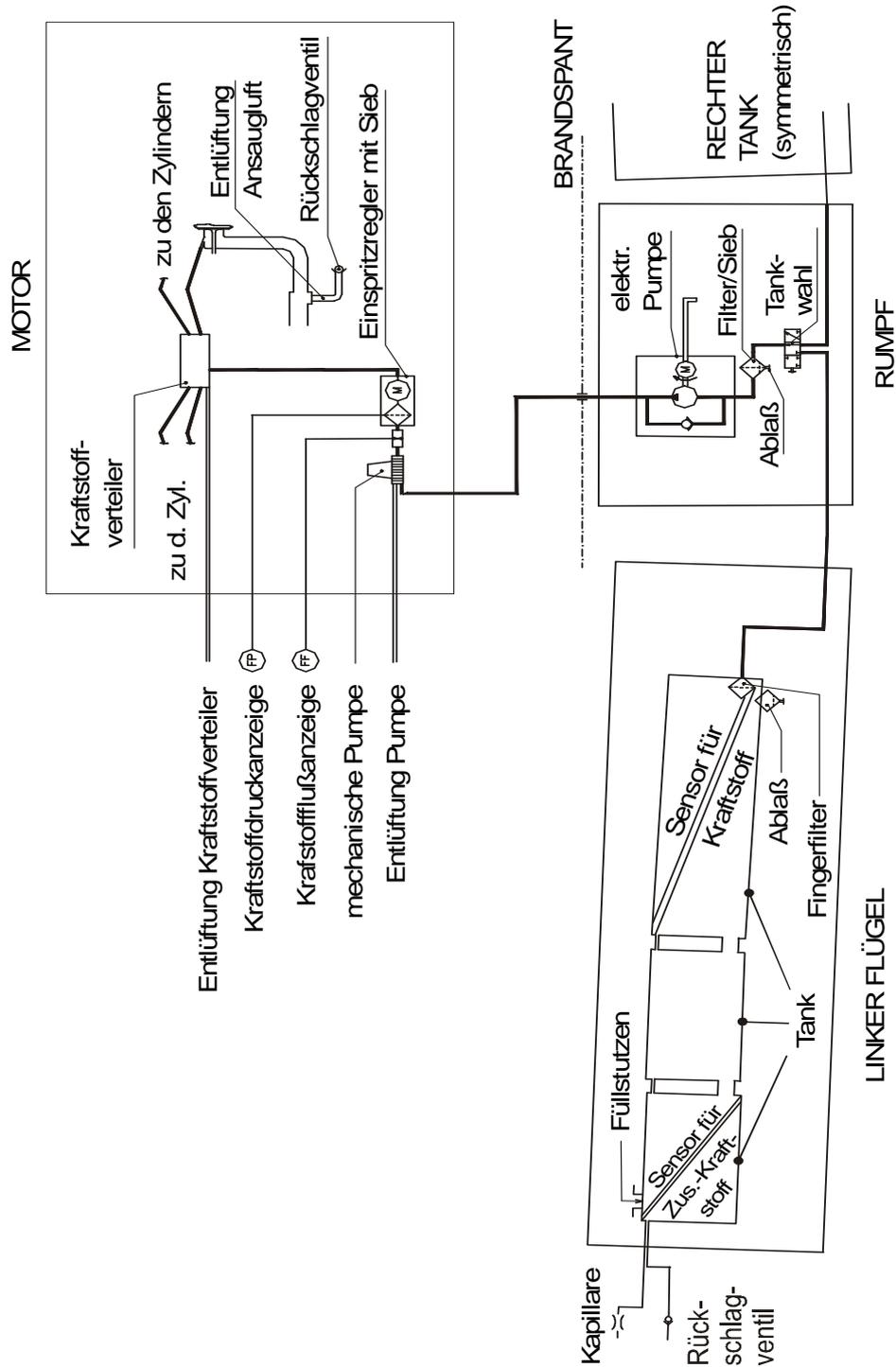
Die Daten des Flight Data Recorders sind nur während des Fluges und direkt nach der Landung abrufbar. Mit jedem neuen Flug werden die vorhergehenden Daten überschrieben.

7.10 KRAFTSTOFFANLAGE

a) Standardtank:



b) Long Range-Tank:



Kraftstoffpumpen

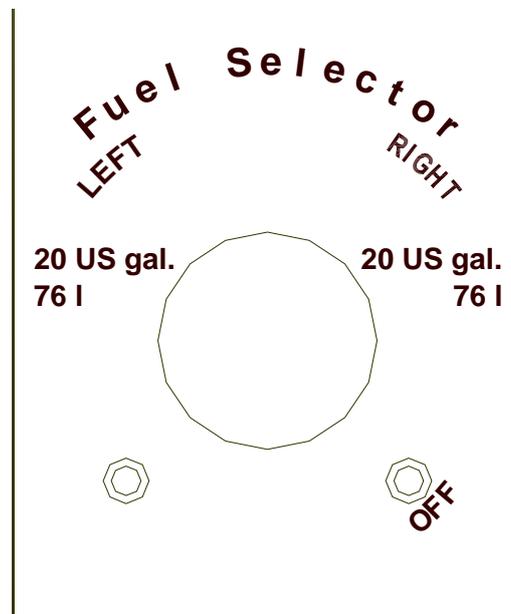
Das Kraftstoffsystem ist mit einer mechanischen und einer elektrischen Kraftstoffpumpe ausgestattet. Die mechanische Pumpe stellt die normale Kraftstoffversorgung sicher.

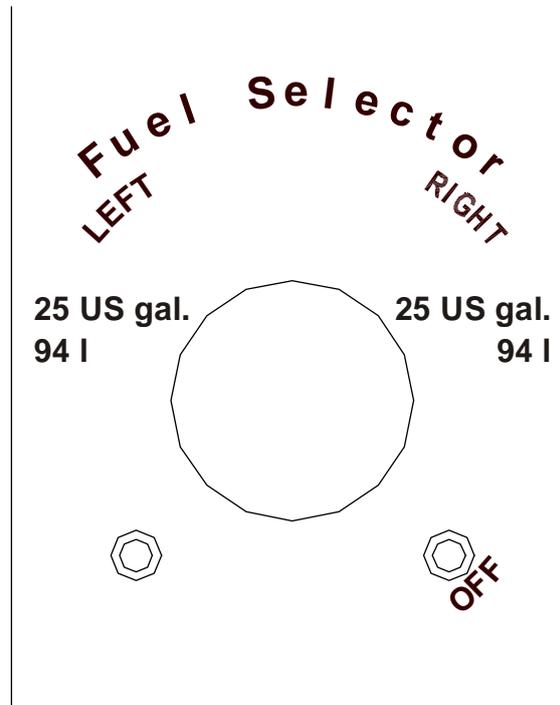
Die elektrische Kraftstoffpumpe ist als Hilfs- und Notpumpe gedacht, die normalerweise nicht läuft. Über den Schalter 'FUEL PUMP' in der Schalterleiste am Instrumentenbrett wird sie betätigt. Sie wird beim Anlassen überprüft und wird bei Start und Landung sowie beim Umschalten der Tanks zur Sicherheit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

Tankwahlschalter

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

a) Standardtank



b) Long Range-TankTanks

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

Ein grober Filter (Fingerfilter) ist vor dem Auslaß eingebaut. Um die Entwässerung des Tanks zu ermöglichen, ist ein Ablassventil an dessen tiefster Stelle eingebaut. Ein Gascolator sitzt an der tiefsten Stelle des Kraftstoffsystems. In diesem Gascolator ist ein Ablassventil integriert, das zum Entfernen von Wasser und Ablagerungen, die sich im Kraftstoffsystem angesammelt haben, benutzt werden kann. Dieses Ablassventil ist auf der Rumpfunterseite, zirka 30 cm vor der Flügelvorderkante gelegen.

Kraftstoffanzeige

a) *Standardtank*

Zur Bestimmung der Kraftstoffmenge im Tank dient ein kapazitiver Sensor. Ist die Tankanzeige auf Null, befindet sich nur mehr der nicht ausfliegbare Kraftstoff im Tank. Die Gesamtfüllmenge eines jeden Tanks beträgt 20 US gal (ca. 76 l), die größte angezeigte Menge beträgt jedoch bis Werk-Nr. 40.054 15 US gal, ab Werk-Nr. 40.055 17 US gal. Die Anzeige bis zu dieser Menge im Tank ist genau, bei einer Kraftstoffmenge im Tank von mehr als 15 US gal / 17 US gal bleibt die Anzeige auf 15 US gal / 17 US gal.

ANMERKUNG

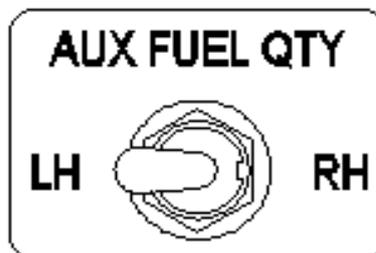
Bei einer Anzeige von 15 US gal / 17 US gal ist die tatsächliche Menge im Tank mit dem Kraftstoff-Kontrollmesser festzustellen. Wird auf diese Messung verzichtet, so ist die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht, 15 US gal / 17 US gal.

b) Long Range-Tank

Zur Bestimmung der Kraftstoffmenge in den vergrößerten Tanks wird jeweils ein zusätzlicher kapazitiver Sensor pro Seite (LH / RH) verwendet. Ist die Tankanzeige auf Null, befindet sich nur mehr der nicht ausfliegbare Kraftstoff im Tank. Die ausfliegbare Menge eines jeden Tanks beträgt 25 US gal (ca. 94 l).

Bis zu einer Kraftstoffmenge von 16 US gal (ca. 61 l) im jeweiligen Tank (LH / RH) wird die Kraftstoffmenge von den Standardsensoren gemessen und auf der Kraftstoffanzeige auf der linken beziehungsweise rechten Seite in 1 US gal (ca. 4 l) - Schritten zur Anzeige gebracht.

Die Kraftstoffmenge zwischen 16 US gal (ca. 61 l) und 25 US gal (ca. 94 l) wird von den zusätzlichen Sensoren gemessen und in der Mitte der Kraftstoffanzeige zur Anzeige gebracht. Dies erfolgt numerisch in 3 US gal (ca. 11 l) - Schritten (im Bereich 0 bis 3 US gal (ca. 11 l)), beziehungsweise in 1 US gal (ca. 4 l) - Schritten (im Bereich über 3 US gal bis 9 US gal (ca. 11 bis 34 l)). Welche Seite (LH / RH) zur Anzeige gebracht wird, kann über den AUX FUEL QTY-Schalter (siehe untenstehende Abbildung), der in der Nähe der Anzeige angebracht ist, ausgewählt werden. Die Anzeige auf der linken und rechten Seite des Instrumentes (0 US gal bis maximal 16 US gal (ca. 61 l)) bleibt hievon unberührt.

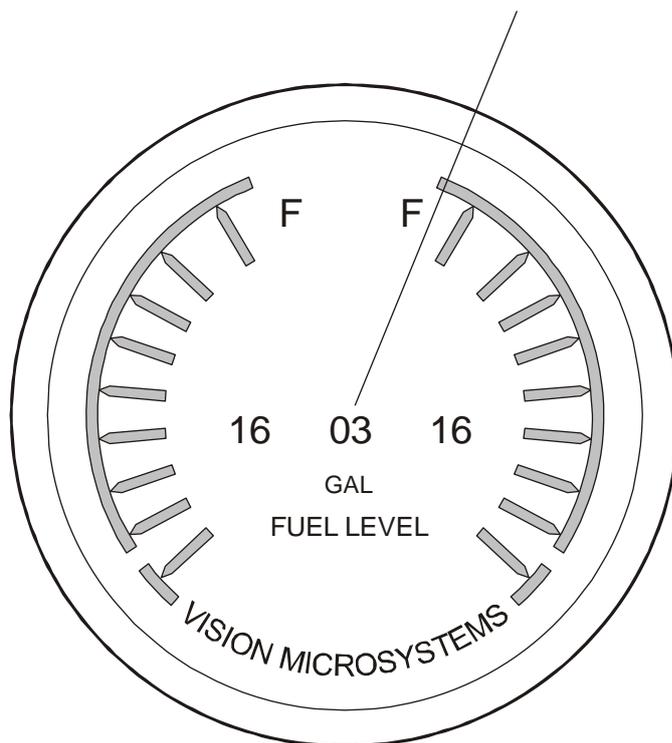


Die tatsächliche Gesamtmenge an Kraftstoff im jeweiligem Tank (LH/RH) ergibt sich aus der Summe der Anzeige in der Mitte und der jeweils zugehörigen Anzeige auf der linken oder rechten Seite.

WICHTIGER HINWEIS

Die korrekte Anzeige des Tankinhalts erfolgt erst 2 Minuten nach Betätigung des AUX FUEL QTY-Schalters.

Zusätzliche Kraftstoffanzeige für den Bereich zwischen 16 US gal (ca. 61 l) und 25 US gal (ca. 94 l) des mit dem AUX FUEL QTY Schalter ausgewähltem Tank



Kraftstoff-Kontrollmesser

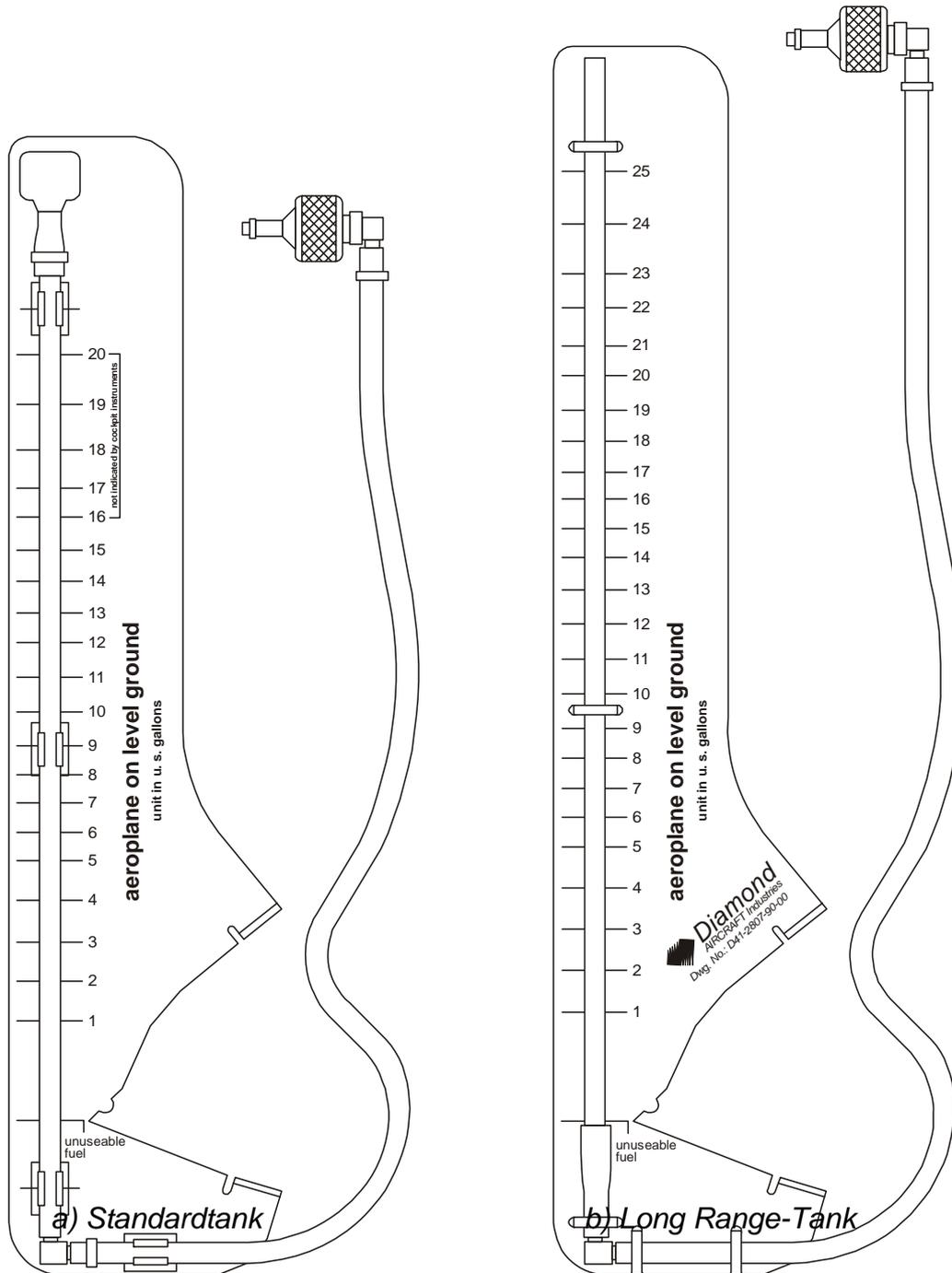
Der Kraftstoff-Kontrollmesser dient zur Kontrolle der Kraftstoffmenge im Tank im Rahmen der Vorflugkontrolle. Er funktioniert nach dem Prinzip der kommunizierenden Gefäße. Der Kraftstoff-Kontrollmesser hat eine Ausnehmung, die an das Profil des Flügels angepaßt ist; mit dieser wird er an die Dreiecksleiste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

Für eine korrekte Anzeige muß das Flugzeug auf horizontalem Untergrund stehen und der Tankdeckel muß zuvor geöffnet gewesen sein.

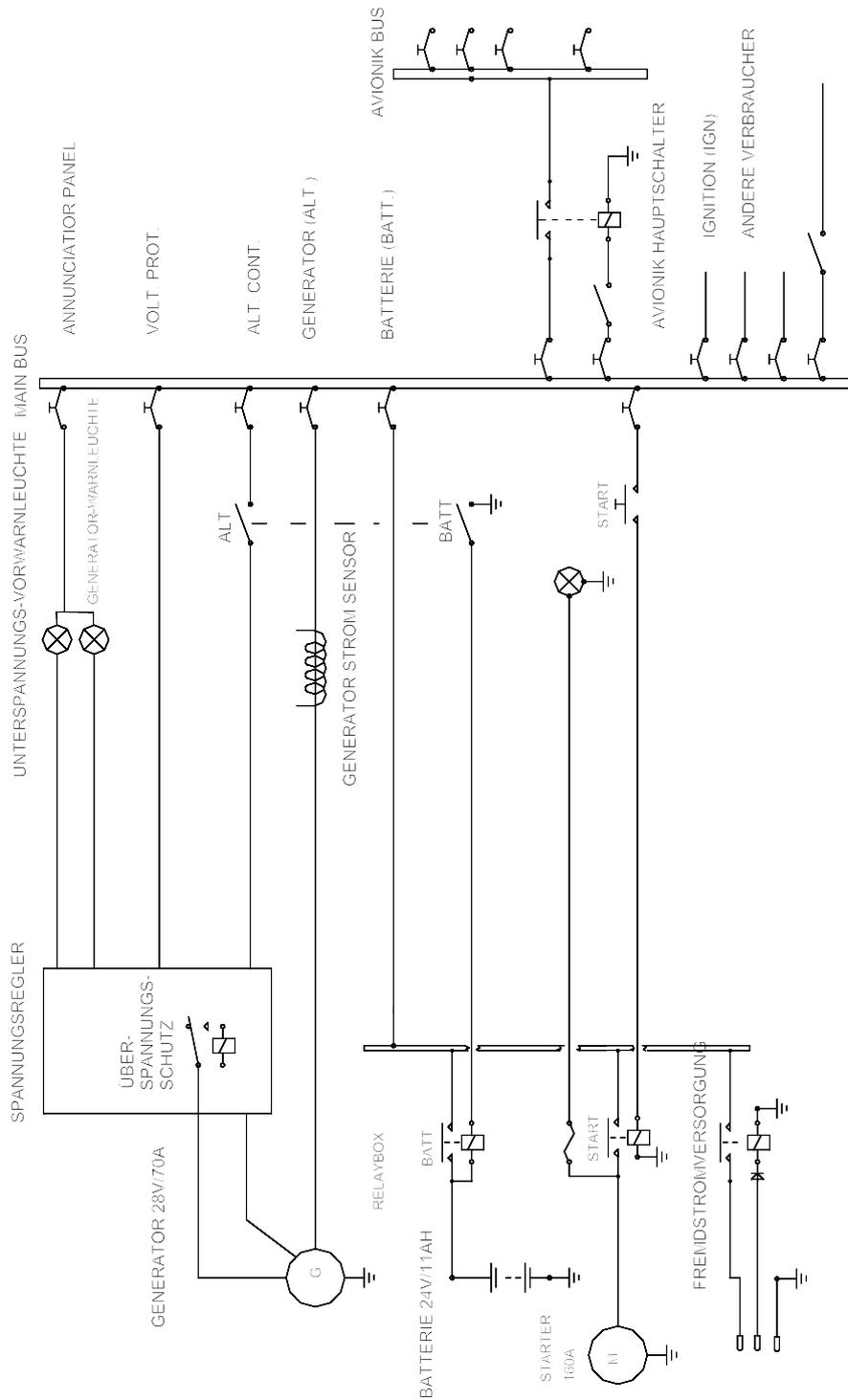
Der Aufbewahrungsort für den Kraftstoff-Kontrollmesser ist die Tasche auf der Rückseite des Pilotensitzes.

WICHTIGER HINWEIS

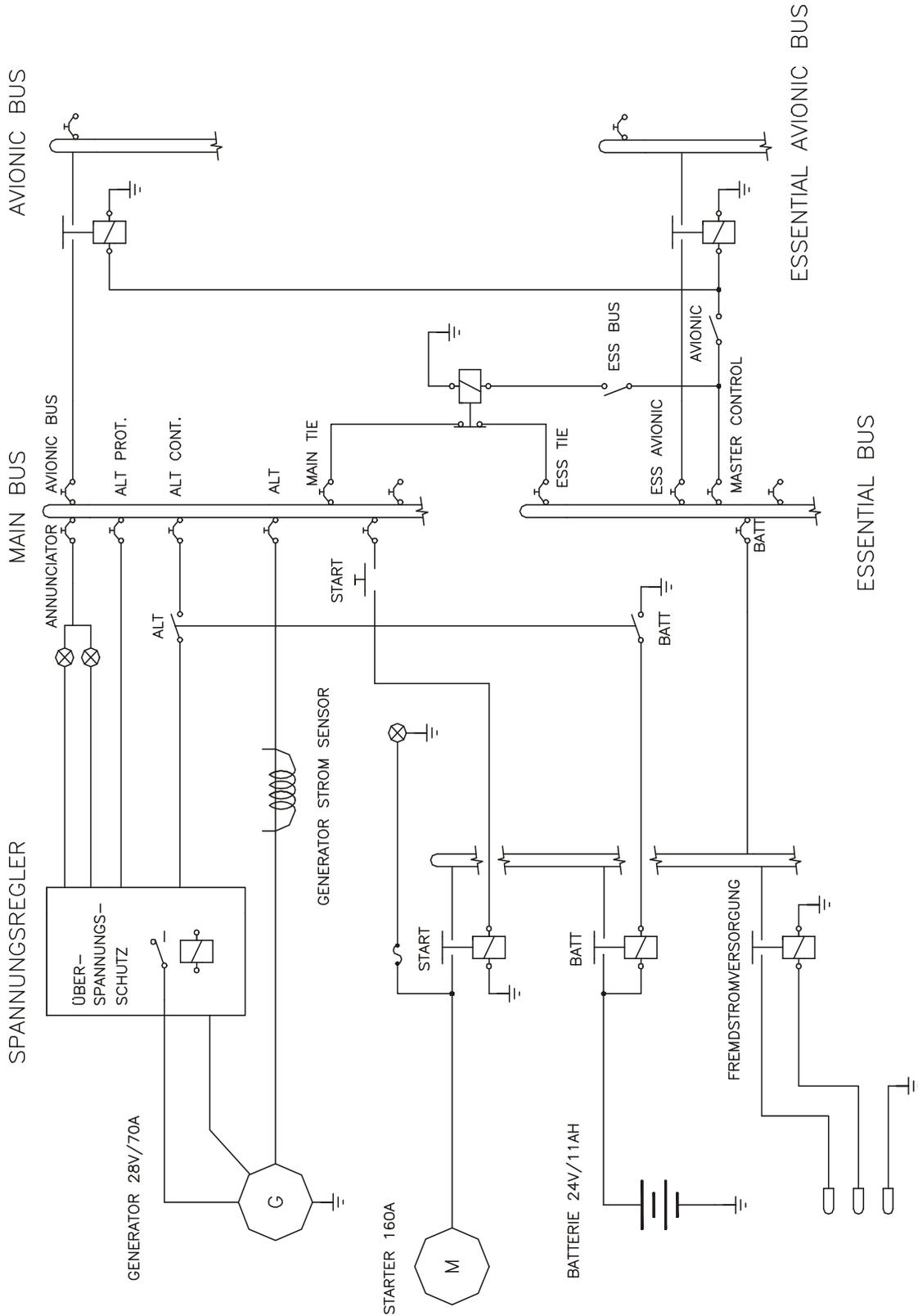
Für den Standardtank und den Long Range-Tank werden unterschiedliche Kontrollmesser verwendet. Die Verwendung des falschen Kontrollmessers führt zu einem falschen Ergebnis!



7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE



Vereinfachter Schaltplan für Werknummern ohne Essential Bus



Vereinfachter Schaltplan für Werknummern mit Essential Bus

7.11.1 ALLGEMEINES

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

- Stromerzeuger
- Stromspeicher
- Stromverteilung
- Stromverbraucher

Stromerzeuger

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

Stromspeicher

Als Stromspeicher dient ein Bleiakku, der an der rechten Seite des Motorraums befestigt ist. Abhängig von der Akkutype beträgt die Kapazität 10 oder mehr Ampèrestunden. Über die Hauptsicherung (70 Ampère) ist die Batterie mit dem Bordnetz verbunden.

Zusätzlich ist in der IFR-Version als weitere Stromquelle für den künstlichen Horizont (Attitude Gyro) und das Flutlicht (Flood Light) eine nicht aufladbare Trockenbatterie oder ein Lithium-Batterien-Pack eingebaut. Wenn der Emergency-Schalters auf ON geschaltet wird, werden die beiden oben genannten Geräte unabhängig von allen anderen elektrischen Verbrauchern für 1 Stunde und 30 Minuten mit Strom versorgt.

Stromverteilung

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

Elektrischer Hauptschalter (ALT/BAT)

Der elektrische Hauptschalter ist geteilt in einen "Hauptschalter (ALT)" links und einen "Hauptschalter (BAT)" rechts. Beide Schalter zusammen werden "Elektrischer Hauptschalter (ALT/BAT)" genannt.

Elektrische Verbraucher

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

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

Zündung

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

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

Spannungsanzeige

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

Ampèremeter

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

Lande- und Rollscheinwerfer

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

Positions- und Zusammenstoßwarnlichter

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

Flutlicht (Flood Light)

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

Instrumentenbeleuchtung

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

Pitotrohr-Heizung

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

ANMERKUNG

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

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

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

Test des Annunciator Panels

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

Generator-Warnleuchte (ALT)

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

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

Unterspannungs-Vorwarnleuchte (VOLT)

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

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

Kraftstoffdruck-Warnleuchte (FUEL PR)

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

Vorwarnleuchte für niedrige Kraftstoffmenge (L FUEL und R FUEL)

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

Öldruck-Warnleuchte (OIL PR)

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

Das Verfahren beim Auftreten der Öldruck-Warnung ist in 3.2.3 - TRIEBWERKS-STÖRUNG IM FLUG angegeben.

Tür-Warnleuchte (DOOR)

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

Das Verfahren beim Auftreten der Tür-Warnung ist im Abschnitt 3.7.4 - DOOR WARNLEUCHTE AN angegeben.

Zustandsleuchte für die Zündung (IGN)

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

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

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

Starter-Warnleuchte (START)

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

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

Pitotrohr-Vorwarnleuchte (PITOT)

Die Pitotrohr-Vorwarnleuchte leuchtet auf, wenn die Pitotrohr-Heizung nicht eingeschaltet ist oder wenn in der Pitotrohr-Heizung ein Fehler aufgetreten ist. Die Farbe ist gelb. Bei längerem Betrieb der Pitotrohr-Heizung am Boden kann die Pitotrohr-Vorwarnleuchte ebenfalls aufleuchten. In diesem Fall zeigt sie ein Ansprechen des Temperaturschalters an, der eine Überhitzung des Pitotrohr-Heizsystems am Boden verhindert. Dies stellt eine normale Funktion des Systems dar. Nach einer Abkühlphase schaltet sich das Heizsystem automatisch wieder ein.

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

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

Test des Annunciator Panels

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

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

Anzeige von Warnungen

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

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

Anzeige von Vorwarnungen

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

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

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

Generator-Warnung (ALTERNATOR)

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

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

Unterspannungs-Vorwarnung (LOW VOLTS)

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

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

Kraftstoffdruck-Warnung (FUEL PRESS)

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

Vorwarnung für niedrige Kraftstoffmenge (LOW FUEL)

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

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

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

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

Öldruck-Warnung (OIL PRESS)

Die Öldruck-Warnung wird angezeigt, wenn der Öldruck unter 25 PSI sinkt.

Das Verfahren beim Auftreten der Öldruck-Warnung ist in 3.2.3 - TRIEBWERKS-STÖRUNG IM FLUG angegeben.

Tür-Warnung (DOORS)

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

Das Verfahren beim Auftreten der Tür-Warnung ist im Abschnitt 3.7.4 - DOOR WARNLEUCHTE AN angegeben.

Zündungs-Zustandsleuchte (IGNITION)

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

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

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

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

Starter-Warnung (START)

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

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

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

Pitotrohr-Vorwarnung (PITOT)

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

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

Trimmungs-Warnung (TRIM FAIL)

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

Nicht verwendete Leuchten

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

7.12 STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM

Der Gesamtdruck wird an der 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.

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

Falls ein Autopilot installiert ist, können zusätzliche Bohrungen zur Aufnahme des statischen Drucks vorhanden sein (OÄM 40-267).

7.13 ÜBERZIEHWARNUNG

Das Unterschreiten einer Geschwindigkeit, die etwa 10 Knoten 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 Tragflügel Nase aktiviert das Horn über eine Schlauchleitung. Die Bohrung für die Überziehwarnung im linken Flügel ist durch einen roten Ring markiert.

7.14 AVIONIK

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

7.15 KOHLENMONOXID WARNGERÄT (falls eingebaut)

Die DA 40 kann mit einem Kohlenmonoxid Warngerät ausgestattet sein (OÄM 40-253).

7.15.1 SELBSTTEST

Sobald das Kohlenmonoxid Warngerät mit Strom versorgt wird, startet der Selbsttest. Der Test prüft die Funktion der kritischen Komponenten, wie CO Sensor, Temperatursensor und die Integrität des gesamten Kohlenmonoxid Warngeräts.

Die Kontrollleuchte leuchtet 2x auf. Die Kontrollleuchte bleibt dann ausgeschaltet bis ein Kohlenmonoxid Alarm oder ein Fehler des Kohlenmonoxid Warngeräts auftritt.

7.15.2 KOHLENMONOXID ALARM WÄHREND DES FLUGS

Wenn die Kontrolleuchte während des Fluges aufleuchtet, muß die TEST/RESET-Taste gedrückt werden.

Wenn die Kontrolleuchte weiterhin leuchtet laut Kapitel 3.7.3 - VERDACHT AUF KOHLENMONOXIDVERGIFTUNG IN DER KABINE vorgehen.

ANMERKUNG

Die Kontrollleuchte leuchtet bis der CO Messwert unter 50 PPM sinkt.

7.15.3 ANZEIGE EINES GERÄTEFEHLERS

Ein Fehler des CO Sensors, des Temperatursensors oder des Micro-Controllers ergibt folgende Anzeige:

Die Kontrollleuchte leuchtet mit einer Frequenz von ca. einem Aufleuchten pro 4 Sekunden bis der Fehler gelöst wurde oder das Gerät nicht mehr mit Strom versorgt wird.

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	8-3
8.4.3 PARKEN	8-5
8.4.4 VERANKERN	8-7
8.4.5 HOCHHEBEN	8-7
8.4.6 AUSRICHTEN	8-7
8.4.7 STRASSENTTRANSPORT	8-8
8.5 REINIGUNG UND PFLEGE	8-9
8.5.1 LACKOBERFLÄCHEN	8-9
8.5.2 KABINENHAUBE / KABINENTÜR	8-10
8.5.3 PROPELLER	8-10
8.5.4 MOTOR	8-10
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

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

WICHTIGER HINWEIS

Außerplanmäßige Wartungen sind erforderlich nach:

- Harten Landungen.
- Gewaltsamem Propellerstopp.
- Motorbrand.
- Blitzschlag.
- Auftreten von sonstigen Funktionsstörungen und Schäden.

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

8.3 ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG

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

8.4 HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT

8.4.1 RANGIEREN AM BODEN OHNE SCHLEPPGABEL

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

8.4.2 RANGIEREN AM BODEN MIT SCHLEPPGABEL

Zum Schieben oder Ziehen des Flugzeuges am Boden wird empfohlen, die vom Hersteller angebotene Schleppgabel zu verwenden. Die Schleppgabel wird auseinander gebogen 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 Rückwärts rangieren 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 übermäßigem Verschleiß oder Beschädigungen führen.

WARNUNG

Die Rudersperre muß vor dem Flug entfernt werden.

Die Rudersperre wird wie folgt eingesetzt:

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

Der Ausbau erfolgt in umgekehrter Reihenfolge.



8.4.4 VERANKERN

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

8.4.5 HOCHHEBEN

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

8.4.6 AUSRICHTEN

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

8.4.7 STRASSENTRANSPORT

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

1. Rumpf:

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

2. Flügel:

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

Der Flügel ist gegen Verrutschen nach hinten abzusichern.

3. Höhenleitwerk:

Höhenleitwerk flach auf den Boden legen und mit Bändern niederhalten oder senkrecht auf die Leitwerksnase in profilmörmige 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 ist es von Vorteil, das Flugzeug gegen Nässe und Feuchtigkeit zu schützen. Es wird empfohlen, für längeres Abstellen das Flugzeug zu hangarieren. Eingedrungenes Wasser ist durch trockenes Lagern und öfteren Wenden der abgerüsteten Bauteile zu entfernen.

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

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

8.5.2 KABINENHAUBE / KABINENTÜR

Das Reinigen der Acrylglashauben und der Fenster geschieht zweckmäßigerweise mit Plexiklar oder einem ähnlichen Reinigungsmittel für Acrylglas, oder mit lauwarmen Wasser. Zum Nachwischen nur reines weiches Rehlleder 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.

WICHTIGER HINWEIS

Zum Reinigen der Auspuffanlage dürfen keine säurehaltigen Reinigungsmittel (wie zum Beispiel Felgenreiniger für Kraftfahrzeuge) verwendet werden.

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

In den ersten 3 Monaten sollte die Lederausstattung im Innenraum mit einem Reinigungsmittel für Leder behandelt werden, ab dann wird dieser Vorgang in Abständen von 3 bis 6 Monaten wiederholt. Das Leder wird mit einem geeigneten Mittel und einer weichen Bürste gereinigt.

Zu beachten ist, daß die Kabinenhaube aus Acrylglas die UV-Strahlen der Sonne nicht absorbiert.

8.6 ENTEISUNG AM BODEN

Zugelassene Enteisungsflüssigkeiten

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

Enteisungsvorgang:

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 weichen 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 betreffen.

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

Im Verzeichnis der Ergänzungen dieses Kapitels 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.: 40051 Kennz.: OE-KAS Datum: 30.3.2022					
Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
				JA	NEIN
A1	COMM/NAV, KX 125 Bendix/King	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A2	Intercomm-Anlage, Model PM 1000 II PS Engineering, Inc.	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A3	Transponder, KT 76A Bendix/King	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A4	GPS, KLN 89B Bendix/King	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A5	Course Deviation Indicator, KI 208 Bendix/King	1	20-Apr-2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A6	GPS, KLN 94, VFR-Betrieb Bendix/King	2	09-Sep-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A7	Audioverstärker / Intercomm-An- lage / Marker-Empfangsanlage KMA 28 Bendix/King	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A8	UKW-Funkgerät / NAV-Empfänger KX 155A und KX 165A Bendix/King	<input checked="" type="checkbox"/> 1	03-Okt-2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Flugzeug-Werknr.: 40051

Kennz.: OE-KAS

Datum:30.3.2022

Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
				JA	NEIN
A9	Radiokompaß (ADF), KR 87 Bendix/King	2	17-Feb-2003	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A10	DME-Anlage, KN 62A Bendix/King	2	17-Feb-2003	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A11	Kompaßsystem, KCS 55A Bendix/King	3	17-Feb-2003	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A12	Transponder, KT 76C Bendix/King	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A13	Autopilot-System, KAP 140 Bendix/King	1	26-Mai-2003	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A14	GPS, KLN 94, IFR-Betrieb Bendix/King	2	09-Sep-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A15	GPS Annunciation Control Unit, MD 41 Mid-Continent	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A16	Multifunktions-Display / GPS KMD 150, Bendix/King	0	20-Sep-2001	<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	01-Okt-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Flugzeug-Werknr.: 40051

Kennz.: OE-KAS

Datum 30.3.2022

Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
				JA	NEIN
A20	Course Deviation Indicator, GI 106A, Garmin	0	01-Okt-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A21	COM / NAV / GPS, GNS 530, Garmin	1	15-Mär-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A22	Strike Finder, SF 2000, Insight	0	10-Okt-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A23	GPS-Anzeigegerät, MD 41-1488/1484, MID Continent	1	20-Dez-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A24	Stormscope, WX-500, Goodrich	2	28-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A25	Audioanlage, GMA 340, Garmin, VFR	1	20-Feb-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A26	COM / NAV / GPS GNS 430, Garmin, VFR	0	20-Mär-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A27	Ground COM #2-Schalter	0	05-Apr-2002	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A29	Transponder, GTX 330, Garmin	0	20-Mai-2003	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E1	Digitale Uhr, LC-2 AstroTech	1	20-Apr-2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E2	Künstlicher Horizont (Attitude Indicator), AIM 1100-28L(0F) BF Goodrich	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Flugzeug-Werknr.: 40051

Kennz.: OE-KAS

Datum: 30.3.2022

Erg. Nr.	Titel	Rev. Nr.	Datum	vorhanden	
				JA	NEIN
E3	Künstlicher Horizont (Attitude Indicator), AIM 1100-28LK(0F) DIA BF Goodrich	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E4	Digitale Uhr, Model 803, Davtron	0	05-Sep-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E7	Winterverschluß, Frischlufteinlaß	1	27-Apr-2005	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
O1	Verwendung der DA 40 als Schleppflugzeug	1	28-Nov-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
O2	Betrieb der DA 40 mit Winterkit	0	26-Nov-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S1	Emergency Locator Transmitter, Model E-01 ACK	1	20-Apr-2001	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S2	Emergency Locator Transmitter, Model JE2-NG, Jolliet	keine deutsche Ausgabe verfügbar			
S4	Emergency Locator Transmitter, Artex ME 406 'ACE'	1	10-Apr-2007	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

ARTEX ELT 345	1	X
VT2000 Mode S Trsansponder	1	X
GTN750/GMA35 GPS Nav/Com/Audio	1	X
Charterware OBU	1	X
Garmin G5 Attitude Indicator	1	X

**ERGÄNZUNG A5
ZUM FLUGHANDBUCH DA 40**

**COURSE DEVIATION INDICATOR
KI 208
BENDIX/KING**

Dok. Nr. : 6.01.01
Ausgabedatum der Ergänzung : 26 Sep 2000
Änderungsmitteilung : OÄM 40-058/b

Unterschrift :


AUSTRO CONTROL GmbH

Behörde :

Abteilung Flugtechnik
Zentrale

A-1030 Wien, Schnirchgasse 11

Stempel :



23. APR. 2001

Anerkennungsdatum :

Diese Ergänzung 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 JC/VP).

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

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kapitel	Seite	Datum
0	9-A5-1	20 Apr 2001
	9-A5-2	20 Apr 2001
	9-A5-3	20 Apr 2001
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A5-4	20 Apr 2001
6	9-A5-5	20 Apr 2001
7	9-A5-5	20 Apr 2001
	9-A5-6	20 Apr 2001
	9-A5-7	20 Apr 2001
8	9-A5-8	20 Apr 2001

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. ALLGEMEINES	9-A5-4
2. BETRIEBSGRENZEN	9-A5-4
3. NOTVERFAHREN	9-A5-4
4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A5-4
4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A5-4
5. LEISTUNGEN	9-A5-4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	9-A5-5
7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	9-A5-5
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	9-A5-8

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur effizienten Bedienung des Flugzeuges, wenn der CDI (Course Deviation Indicator) KI 208 installiert ist. Die Informationen, die in dieser Ergänzung enthalten sind, müssen zusammen mit dem vollständigen Handbuch verwendet werden.

Diese Ergänzung ist ein permanenter Teil des Flughandbuches und muß solange im Handbuch verbleiben, wie der CDI KI 208 installiert ist.

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

2. BETRIEBSGRENZEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches

3. NOTVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 3 des Flughandbuches.

4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4A des Flughandbuches.

4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4B des Flughandbuches.

5. LEISTUNGEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuches.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Aus- oder Einbau des CDI gemäß Kapitel 6 des Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

7.14 AVIONIK

ALLGEMEINES

FUNKTIONEN DER ANZEIGE

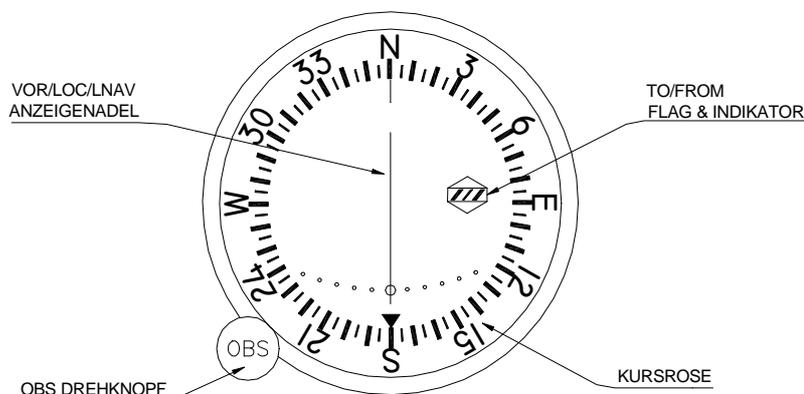
OMNI BEARING SELECTOR (OBS)

Mit dem OBS-Knopf wird die Kompaßscheibe gedreht, auf welcher der gewünschte Kurs eingestellt wird. Der Gegenkurs wird an der unteren Kurszeigermarke angezeigt.

VOR/LOC/LNAV-ABWEICHUNGSNADEL

Der Ausschlag der VOR/LOC/LNAV-Abweichungsnadel zeigt den Wert der Abweichung vom gewählten VOR/LNAV-Kurs oder Localizerkurs. Im normalen Betrieb zeigt der Ausschlag in Richtung zur korrekten Flugbahn. Während des LNAV-Betriebs ist die Abweichung linear, nicht winkelbezogen wie im VOR-Betrieb.

Das VOR/LOC/LNAV-Warnsignal ist zur Gänze sichtbar, wenn das VOR-, LNAV- oder LOC-Signal unzuverlässig ist. Die TO/FROM-Anzeige zeigt in Richtung zu ('To') oder von ('From') der VOR-Station oder dem LNAV-Wegpunkt.



VOR-BETRIEB

Die gewünschte VOR-Frequenz mit den Bedienelementen für die NAV-Frequenz einstellen. Danach kann die Lautstärkenregelung am NAV-Empfänger so eingestellt werden, daß die Station eindeutig identifiziert werden kann oder FSS- (Flight Service Station-) Berichte abgehört werden können.

Um einen gewählten VOR-Radial (von der Station) zu interceptieren und von der Station weg (outbound) zu fliegen, den OBS-Knopf drehen, um den gewünschten Radial unter dem oberen Zeiger einzustellen. Das Flugzeug so steuern, daß es den gewählten mißweisenden Steuerkurs plus einem Intercept-Winkel von 45° fliegt, was einen hinreichenden Intercept-Winkel gewährleistet. Der Intercept-Winkel sollte verringert werden, sobald sich die Abweichungsnadel einem 'auf Kurs'-Zustand (Mitte) nähert, um ein übertriebenes Einschwenken auf den Kurs zu vermeiden.

Um die Richtung zu einer gewählten VOR-Station festzustellen und zu (TO) ihr zu fliegen, den OBS-Knopf solange drehen, bis die 'To-From'-Anzeige einem weißen Pfeil gleicht, der nach oben zeigt und die Abweichungsnadel in der Mitte ist. Die Richtung zur Station unter dem oberen Zeiger ablesen und das Flugzeug so steuern, daß es ungefähr auf dem mißweisenden Kurs zur Station ('To') fliegt. Wenn sich die Abweichungsnadel nach rechts bewegt, muß der Kurs des Flugzeuges um 5 oder 10 Grad nach rechts verändert werden. Gleichmaßen muß, wenn sich die Abweichungsnadel nach links bewegt, der Flugzeugkurs nach links verändert werden. Das Halten der Abweichungsnadel in der Mitte gleicht automatisch die Winddrift aus.

LNAV-BETRIEB

Wenn die OBS-Anschlüsse des KI 208 mit dem LNAV verbunden sind, wird der Kurs zum aktiven Wegpunkt mit dem OBS-Knopf auf dem KI 208 eingestellt. Wenn das LNAV im LEG-Modus ist, wird die Kursauswahl automatisch vom LNAV übernommen. Um einen LNAV-Kurs zu interceptieren, das Flugzeug so steuern, daß es einen Kurs fliegt, welcher mit dem LNAV-Kurs einen Intercept-Winkel von 45° bildet. Der Intercept-Winkel sollte verringert werden, sobald sich die Abweichungsnadel einem 'auf Kurs'-Zustand (Mitte) nähert, um ein übertriebenes Einschwenken auf den Kurs zu vermeiden. Die Abweichungsskala hängt vom gegenwärtigen LNAV-Modus ab. Während des LNAV-Betriebs ist die Abweichung linear, nicht winkelbezogen wie im VOR-Betrieb.

LOCALIZER-BETRIEB

Die Localizer-Schaltkreise werden automatisch aktiviert, wenn eine ILS-Frequenz am NAV-Empfänger ausgewählt wird. Durch die Einstellung der NAV-Lautstärke kann die Localizer-Station identifiziert werden, in manchen Fällen werden auch ATIS-Informationen empfangen. Das Localizer-Warnsignal sollte verschwinden, und der 'To'-Zustand sollte sich einstellen, was die Zuverlässigkeit des Signals anzeigt.

Das Flugzeug so steuern, daß es dem Kurs folgt (Nadel in der Mitte). Während eines 'Front Course'-Landeansflugs oder auf dem 'Back Course Outbound' erfolgen Korrekturen des mißweisenden Steuerkurses hin zum Nadelausschlag. Analog erfolgen Korrekturen während eines 'Back Course'-Landeansflugs oder auf dem 'Front Course Outbound' weg vom Nadelausschlag.

Die Breite des Localizer-Kurses ist gering verglichen mit der Breite des VOR-Kurses, und viel kleinere Kurskorrekturen sind erforderlich, um die Nadel in die Mitte zu bringen. Wenn der Localizer-Kurs interceptiert wird, sollte mit dem Einschwenken des Flugzeugs auf den Localizer-Kurs begonnen werden, sobald sich die Nadel vom Anschlag wegbewegt.

Eine nützliche Merkhilfe für den Localizer-Kurs ist, diesen unter der oberen Kurszeigermarke einzustellen.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

ERGÄNZUNG A8 ZUM FLUGHANDBUCH DA 40

VHF COMMUNICATION/NAVIGATION TRANSCEIVERS

KX 155A und KX 165A

BENDIX/KING

Dok. Nr. : 6.01.01
Ausgabedatum der Ergänzung : 01 Mär 2001
Änderungsmitteilung : OÄM 40-067 (KX 155A)
 OÄM 40-083 (KX 165A)

Unterschrift :

Winkler

 AUSTRO CONTROL GmbH

Behörde :

Abteilung Flugtechnik

 Zentrale

A-1030 Wien, Schnirchgasse 11

Stempel :



Anerkennungsdatum :

23. APR. 2001

Diese Ergänzung 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).

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

0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite	Datum der Revision	Anerkennungs-vermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Ein-arbeitung	Unter-schrift
1	OÄM 40-067 (IFR) OÄM 40-083 (KX 165A)	alle	alle	20 Apr 2001	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler im Auftrag der ACG]	23 Apr 2001		
2	OÄM 40-083a (KX 165A/ 8,33 kHz)	0	9-A8-1 bis 9-A8-3	03 Okt 2001				
		1-6	9-A8-4					
		7	9-A8-5 bis 9-A8-7					

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kapitel	Seite	Datum
0	9-A8-0	20 Apr 2001
	9-A8-1	03 Okt 2001
	9-A8-2	03 Okt 2001
	9-A8-3	03 Okt 2001
1, 2, 3, 4A, 4B, 5, 6	9-A8-4	03 Okt 2001
7	9-A8-5	03 Okt 2001
	9-A8-6	03 Okt 2001
	9-A8-7	03 Okt 2001
	9-A8-8	20 Apr 2001
	9-A8-9	20 Apr 2001
	9-A8-10	20 Apr 2001
	9-A8-11	20 Apr 2001
8	9-A8-12	20 Apr 2001

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. ALLGEMEINES	9-A8-4
2. BETRIEBSGRENZEN	9-A8-4
3. NOTVERFAHREN	9-A8-4
4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A8-4
4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A8-4
5. LEISTUNGEN	9-A8-4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	9-A8-4
7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	9-A8-5
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	9-A8-12

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur effizienten Bedienung des Flugzeuges, wenn das COM/NAV KX 155A und/oder KX 165A installiert ist. Die Informationen, die in dieser Ergänzung enthalten sind, müssen zusammen mit dem vollständigen Handbuch verwendet werden.

Diese Ergänzung ist ein permanenter Teil des Flughandbuches und muß solange im Handbuch verbleiben, wie das COM/NAV KX 155A und/oder KX 165A installiert ist.

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

2. BETRIEBSGRENZEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches.

3. NOTVERFAHREN

STANDARD-MODUS

Die Betriebsart 'Direkte Frequenzeingabe' wird aktiviert, indem man die entsprechende Frequenztauschtaaste (COM oder NAV) beim Einschalten des Gerätes gedrückt hält.

Die aktive COM-Frequenz ist dann 120,00 MHz, und die aktive NAV-Frequenz ist 110,00 MHz. Dies hilft dem Piloten beim blinden Abstimmen der Empfangsgeräte für den unwahrscheinlichen Fall eines Ausfalls der LCD-Anzeige.

4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4A des Flughandbuches.

4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4B des Flughandbuches.

5. LEISTUNGEN

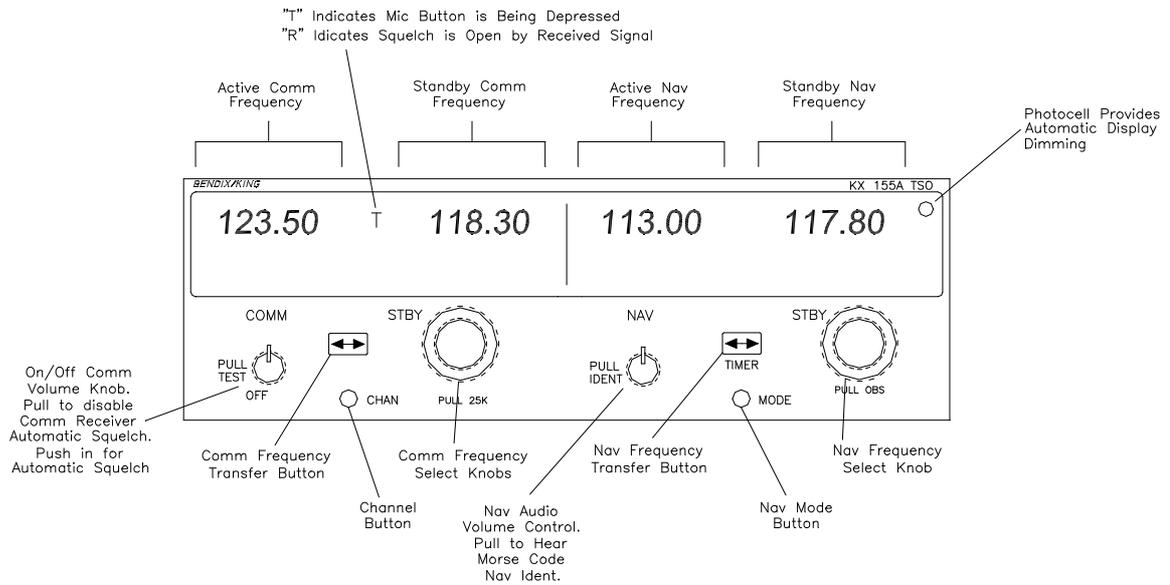
Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuches.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

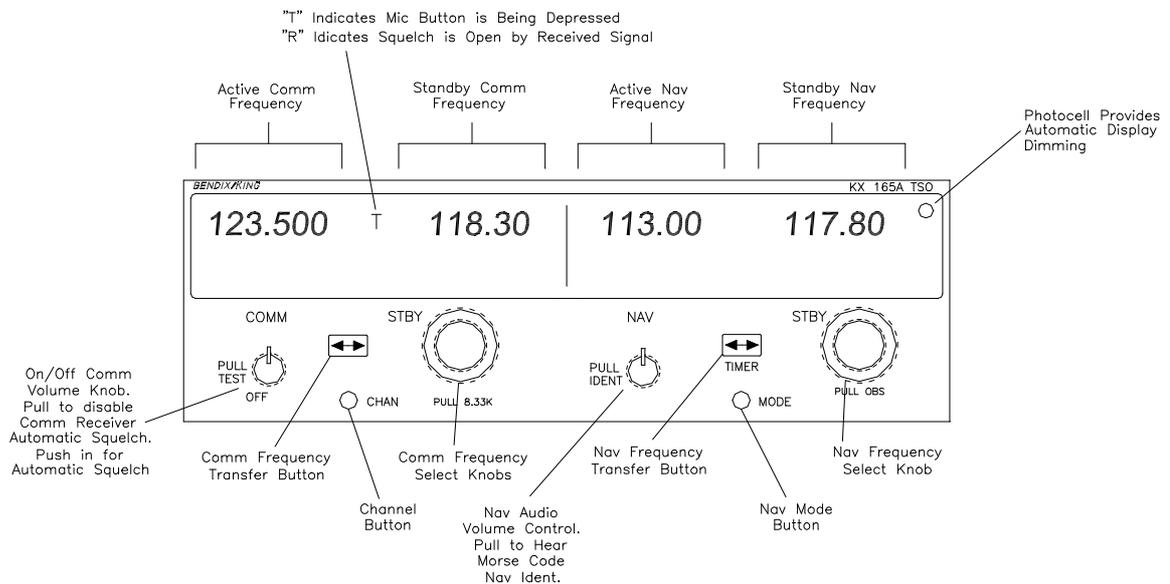
Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Aus- oder Einbau der COM/NAV-Geräte gemäß Kapitel 6 des Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

7.14 AVIONIK



KX 155A and KX 165A (25 kHz Versions) CONTROL FUNCTION



KX 165A (8.33 kHz Version) CONTROL FUNCTION

ANMERKUNG

Die 25 kHz- und die 8,33 kHz-Versionen des KX 165A unterscheiden sich durch zwei Dinge. Bei der 25 kHz-Version steht 'PULL 25K' unter dem COMM-Frequenzwahlknopf während bei der 8,33 kHz-Version 'PULL 8.33K' darunter steht. Zusätzlich hat die 25 kHz-Version bei der COMM-Frequenz zwei Stellen hinter dem Komma, während die 8,33 kHz-Version drei Stellen hinter dem Komma besitzt. Der Frequenzabstand von 8,33 kHz ist in bestimmten europäischen (ICAO EUR Region) Lufträumen gefordert.

BEDIENUNG

COM SENDER-EMPFÄNGER (FUNKGERÄT)

Das Einschalten des Gerätes erfolgt durch Drehen des Lautstärkenreglers im Uhrzeigersinn aus der OFF-Position. Ziehen sie den Lautstärkeregler heraus, und stellen Sie die gewünschte Lautstärke ein. Um die automatische Rauschsperrung (Squelch) zu aktivieren, muß der Lautstärkenregler wieder hineingedrückt werden.

Die linke Seite der digitalen Anzeige ist der aktiven und der Standby-COM-Frequenz zugeteilt. Ein 'T' zwischen den Frequenzen zeigt das Senden (Transmit), ein 'R' zeigt das Empfangen (Receive) an.

Das Auswählen der gewünschten Arbeitsfrequenz im Standby-Fenster erfolgt durch Drehen der Frequenzwahlknöpfe nach links oder rechts. Ein Drehen im Uhrzeigersinn erhöht die bisherige Frequenz, während ein Drehen gegen den Uhrzeigersinn eine Verminderung der bisherigen Frequenz hervorruft.

Der äußere Knopf verändert den MHz-Teil im Standby-Fenster. An den Grenzen des Frequenzbandes (118 bzw. 136 MHz) springt die Frequenz beim nächsten 1 MHz-Schritt ans andere Ende des Bereichs.

KX 155A und KX 165A 25 kHz-Versionen

Der innere Knopf verändert den kHz-Teil im Standby-Fenster. Wenn der Knopf hineingedrückt ist, wird die Frequenz in 50 kHz-Schritten verändert, ist der Knopf herausgezogen, wird die Frequenz in 25 kHz-Schritten verändert. Das Umspringen ans andere Ende des Frequenzbandes erfolgt auch, wenn der kHz-Teil im Standby-Fenster erhöht oder vermindert wird.

KX 165A 8,33 kHz-Version

Der innere Knopf verändert den kHz-Teil im Standby-Fenster. Wenn der Knopf hineingedrückt ist, wird die Frequenz nur in 25 kHz-Schritten verändert, ist der Knopf herausgezogen, wird die Frequenz in 25 kHz- und 8.33 kHz-Schritten verändert. Das Umspringen ans andere Ende des Frequenzbandes erfolgt auch, wenn der kHz-Teil im Standby-Fenster erhöht oder vermindert wird.

Um das Funkgerät auf die gewünschte Arbeitsfrequenz einzustellen, muß die gewünschte Frequenz im Standby-Fenster eingestellt werden und dann die Frequenztauschtaste (COM Frequency Transfer Button) gedrückt werden. Dadurch werden die Inhalte des aktiven und des Standby-Fensters vertauscht.

Die Arbeitsfrequenz kann auch durch Aufrufen des 'Active Entry'-Modus (direkte Eingabe) eingestellt werden. Durch Drücken und Halten der COM-Frequenztauschtaste für mindestens zwei Sekunden wird dieser aufgerufen. Im 'Active Entry'-Modus ist nur der aktive Teil der Anzeige sichtbar. Die gewünschte Frequenz kann direkt eingegeben werden. Durch erneutes Drücken der COM-Frequenztauschtaste kann man wieder zur Active/Standby-Anzeige zurückkehren.

Der Sender/Empfänger ist immer auf die Frequenz in der 'Active'-Anzeige abgestimmt. Daher ist es möglich, zwei verschiedene Frequenzen im 'Active'- und im 'Standby'-Fenster gespeichert zu haben und durch simples Drücken der Frequenztauschtaste hin- und herzuschalten.

Im Sendebetrieb erscheint ein 'T' zwischen dem 'Active'- und dem 'Standby'-Fenster. Ist ein empfangenes Signal stark genug, um den Squelch zu öffnen, erscheint ein 'R' zwischen dem 'Active'- und dem 'Standby'-Fenster. Dies zeigt an, daß der Sender/Empfänger im Empfangsbetrieb arbeitet.

Ein nichtflüchtiger Speicher speichert die aktive und die Standby-COM-Frequenz, wenn die Stromversorgung abgeschaltet wird. Wird das Gerät wieder eingeschaltet, dann werden im 'Active'- und im 'Standby'-Fenster die vor dem Abschalten gewählten 'Active'- und 'Standby'-Frequenzen wieder angezeigt.

Das KX 155A/KX 165A kann bis zu 32 verschiedene Frequenzen speichern. Durch Drücken des CHAN-Knopfes für mindestens zwei Sekunden kann man den 'Channel Program'-Modus aufrufen. Im 'Channel Program'-Modus werden die Buchstaben 'PG' neben der Kanalnummer angezeigt. Eine blinkende Kanalnummer zeigt an, daß sie programmiert werden kann.

Der gewünschte Kanal kann durch Drehen des COM-kHz-Knopfes gewählt werden. Die Kanalfrequenz kann durch Drücken der COM-Frequenztauschtaste eingegeben werden, was die Standby-Frequenz zum Blinken bringt. Mit den COM-Frequenzwahlknöpfen wird dann die gewünschte Frequenz eingestellt. Wenn anstelle einer Frequenz Striche eingegeben werden (angezeigt, wenn der äußere Knopf zwischen 136 MHz und 118 MHz gedreht wird), wird der entsprechende Kanal im 'Channel Selection'-Modus übersprungen. Zusätzliche Kanäle können durch Drücken der COM-Frequenztauschtaste und Anwendung derselben Vorgehensweise wie oben programmiert werden. Um den Programmier-Modus zu verlassen und die Einstellungen zu speichern, muß der CHAN-Knopf kurz gedrückt werden.

Das Gerät kehrt dann in den vorherigen Frequenz-Eingabemodus zurück. Auch wenn für 20 Sekunden kein Knopf bedient wird, verläßt das Gerät den Kanal-Programmier-Modus.

Das Aufrufen des Kanalwahlmodus erfolgt dann durch kurzes Drücken des CHAN-Knopfes. Die Buchstaben 'CH' werden neben der zuletzt verwendeten Kanalnummer angezeigt.

ANMERKUNG

Wenn keine Kanäle programmiert sind, erscheint Kanal 1 mit Strichen.

Mit den COM-Frequenzwahlknöpfen wird der gewünschte Kanal eingestellt. Wenn innerhalb von 5 Sekunden nach Aufrufen des Kanalwahlmodus kein Kanal gewählt wird, verläßt Gerät das automatisch den Kanalwahlmodus, wobei die Kanal-Frequenz im Standby-Fenster verbleibt. Die Kanal-Frequenz wird dann ganz normal durch Drücken der COM-Frequenztauschtaste zur aktiven Frequenz.

Durch Drücken der Sendetaste geht das Gerät in den Sendebetrieb. Das Gerät ist mit einer Warnung für eine hängengebliebene Sendetaste ausgerüstet. Wird die Sendetaste länger als 33 Sekunden ununterbrochen gedrückt, dann hört der Sender auf zu senden, und die aktive COM-Frequenz blinkt, um den Piloten auf die hängengebliebene Sendetaste aufmerksam zu machen.

NAV-EMPFÄNGER

Die rechte Seite der digitalen Anzeige ist den Informationen für den NAV-Empfänger zugeteilt. Das Wählen der Frequenzen erfolgt wie beim COM, wenn es im Frequenzmodus betrieben wird. Die NAV-Frequenzwahlknöpfe sind auf der rechten Seite des Bedienteils angebracht. Mit dem äußeren Knopf wird die Standby-Frequenz in 1 MHz-Schritten erhöht oder vermindert.

Der innere Knopf arbeitet in 50 kHz-Schritten. Die obere Bandgrenze des NAV-Empfängers liegt bei 117,95 MHz, die untere Bandgrenze bei 108,00 MHz. Nach Erreichen einer Bandgrenze wird automatisch am anderen Ende des Bereichs fortgesetzt.

Durch Drücken der NAV-Frequenztauschtaste für zwei Sekunden oder länger wechselt das Display in den 'Active Entry'-Modus (direkte Eingabe). Es wird nur die aktive Frequenz angezeigt. Diese kann direkt durch Drehen der NAV-Frequenzwahlknöpfe verändert werden. Durch Drücken der NAV-Frequenztauschtaste kehrt die Anzeige zurück in den 'Active/Standby'-Modus.

Durch Drücken des Modus-Knopfes wechselt man in der NAV-Anzeige vom 'Active-/Standby' Format zum 'Active/CDI'-Format (CDI = Course Deviation Indicator = Kursabweichungsanzeige). Die vertikale 'Nadel' bewegt sich von einer Seite zur anderen, gleich wie beim mechanischen CDI. Wenn die Nadel im Zentrum steht, befindet sich das Flugzeug auf dem gewählten OBS-Kurs. Ist die aktive Frequenz auf eine VOR-Frequenz eingestellt, erscheint im Zentrum der CDI-Skala die 'TO'- oder 'FROM'-Anzeige.

Im CDI-Modus wählt man mit dem Frequenzwahlknopf (in hineingedrückter Position) die aktive Frequenz. Drücken der Frequenztauschtaste bewirkt, daß die aktive Frequenz in den 'blinden' Speicher übernommen wird und die Standby-Frequenz (aus dem 'blinden' Speicher) im 'Active'-Fenster angezeigt wird.

Wenn das 'Active'-Fenster auf eine VOR-Frequenz eingestellt ist, wird die Standby-Frequenz durch eine dreistellige OBS- (Omni Bearing Selector-) Anzeige ersetzt. Der OBS-Sollkurs kann durch Herausziehen und Drehen des inneren NAV-Frequenzwahlknopfes gewählt werden. Durch zwei Sekunden langes Drücken des Modus-Knopfes kann die CDI-Nadel automatisch mit einer 'TO'-Anzeige zentriert werden. Diese OBS-Anzeige ist unabhängig von sämtlichen OBS-Kursen, welche auf einem externen CDI oder HSI gewählt werden. Durch Herausziehen des inneren NAV-Frequenzwahlknopfes beginnt 'OBS' in der Mitte der NAV-Anzeige zu blinken. Der CDI wird auf der Linie unterhalb der Frequenz/OBS angezeigt.

Wenn das 'Active'-Fenster auf eine Localizer-Frequenz eingestellt wird, wird die Standby-Frequenz durch 'LOC' ersetzt.

Ist das empfangene Signal zu schwach, um Genauigkeit sicherzustellen, zeigt die Anzeige 'flag' an.

Durch Drücken des Modus-Knopfes wechselt man in der NAV-Anzeige vom 'Active/CDI'-Format zum 'Active/Bearing'-Format.

Im 'Bearing'-Modus wählt man mit dem Frequenzwahlknopf die aktive Frequenz. Drücken der Frequenztausch-taste bewirkt, daß die aktive Frequenz in den 'blinden' Speicher übernommen wird und die Standby-Frequenz (aus dem 'blinden' Speicher) im 'Active'-Fenster angezeigt wird. Im 'Bearing'-Modus zeigt das rechte Fenster der NAV-Anzeige die Peilung zur Station ('TO').

Ist das empfangene VOR-Signal zu schwach oder ungültig, zeigt die Anzeige 'flag' an.

Ein weiteres Drücken des Modus-Knopfes bewirkt, daß die NAV-Anzeige vom 'Active/Bearing'-Format zum 'Active/Radial'-Format wechselt. Im 'Radial'-Modus wählt man mit dem Frequenzwahlknopf die aktive Frequenz. Drücken der Frequenztausch-taste bewirkt, daß die aktive Frequenz in den 'blinden' Speicher übernommen wird und die Standby-Frequenz (aus dem 'blinden' Speicher) im 'Active'-Fenster angezeigt wird. Im 'Radial'-Modus wird im rechten Fenster der NAV-Anzeige der Radial von der Station ('FROM') angezeigt.

Ist das empfangene VOR-Signal zu schwach oder ungültig, zeigt die Anzeige 'flag' an.

Durch weiteres Drücken des Modus-Knopfes wechselt das Gerät in den 'Timer'-Modus (Timer = Zeitzähler). Wird das Gerät eingeschaltet, beginnt der 'Elapsed Timer' von Null aufwärts zu zählen. Durch Drücken des NAV-Frequenz-Tausch-Knopfes für zwei Sekunden oder länger kann der Zeitzähler gestoppt und auf Null zurückgesetzt werden, wodurch 'ET' auf der Anzeige blinkt. In diesem Zustand kann der Zeitzähler auch auf Countdown umgeschaltet bzw. der 'Elapsed Timer' wieder gestartet werden. Das Einstellen des Countdown-Zählers auf die gewünschte Zeit erfolgt mittels der NAV-Frequenzwahlknöpfe. Das Starten des Countdown-Zählers erfolgt durch das Drücken der NAV-Frequenztausch-taste. Mit dem äußeren Knopf können die Minuten gewählt werden. Mit dem inneren Knopf in der hineingedrückten Position kann die Zehnerstelle der Sekunden eingestellt werden; ist der Knopf in herausgezogener Position, kann die Einerstelle der Sekunden eingestellt werden.

Nachdem der Countdown-Zähler Null erreicht hat, beginnt der Zähler unbegrenzt aufwärts zu zählen, wobei die Anzeige in den ersten 15 Sekunden blinkt. Der 'Elapsed Timer' kann aber auch auf Null zurückgesetzt und neu gestartet werden, nachdem er durch Drücken der NAV-Frequenztausch-taste angehalten und auf Null gesetzt wurde. Hierbei ertönt ein Warnsignal.

Die aktive und die Standby-NAV-Frequenz werden beim Ausschalten gespeichert und sind nach dem Einschalten wieder verfügbar.

Befindet sich der kleinere Frequenzwahlknopf in hineingedrückter Position, dann bewirkt Drücken der NAV-Frequenztauschtaste das Vertauschen von aktiver und Standby-Frequenz. In herausgezogener Position ist der NAV IDENT-Knopf aktiv, sodaß Stimme und Kennung gehört werden können. Befindet sich dieser Knopf in hineingedrückter Stellung, so wird die Kennung unterdrückt. Die Lautstärke der Stimme/Kennung kann durch Drehen dieses Knopfes geregelt werden.

KONFIGURATION DURCH DEN PILOTEN

Dieser Modus kann durch Drücken und Halten des NAV-Modusknopfes für mindestens zwei Sekunden und nachfolgendes Drücken der NAV-Frequenztauschtaste für weitere zwei Sekunden, während man den NAV-Modusknopf weiter gedrückt hält, aufgerufen werden. Wenn der Konfigurationsmodus aufgerufen wird, zeigt das Gerät das 'SWRV'-Kurzzeichen an, das für den Software-Revisionsstatus des Geräts steht. Durch Drücken des Modus-Knopfes können die Seiten für die individuellen Einstellungen aufgerufen werden.

Der Pilot kann zwei Parameter in der individuellen Konfiguration ändern: die minimale Anzeigehelligkeit und die Lautstärke, mit der der Pilot beim Funken seine eigene Stimme hört (Sidetone).

Die minimale Helligkeit (BRIM) hat einen Bereich von 0 bis 255. Für die dunkelste Anzeige wird der Wert 0 vorgegeben und für die hellste 255.

Die Lautstärke, mit der der Pilot beim Funken seine eigene Stimme hört (Sidetone) kann verstellt werden, wenn SIDE angezeigt wird. Werte von 0 bis 255 können gewählt werden, wobei 0 die kleinste und 255 die größte Lautstärke ist.

Durch aufeinanderfolgendes Drücken des Modus-Knopfes blättert man durch SWRV, BRIM, SIDE und dann wieder zurück zu SWRV.

Zum Verlassen des Konfigurationsmodus drückt man kurz die NAV-Frequenztauschtaste. Das NAV-Gerät kehrt zurück in seinen vorherigen Zustand, aber mit der neuen Helligkeit und der neuen Lautstärke, mit der der Pilot beim Funken seine eigene Stimme hört. Die neuen Einstellungen werden in einem nichtflüchtigen Speicher gespeichert.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

**ERGÄNZUNG A9
ZUM FLUGHANDBUCH DA 40 (D)**

**RADIOKOMPASS (ADF)
KR 87
BENDIX/KING**

Dok. Nr. : 6.01.01 (DA 40)
6.01.05 (DA 40 D)
Ausgabedatum der Ergänzung : 01 Mär 2001
Änderungsmitteilung : OÄM 40-067 (DA 40)
OÄM 40-136 (DA 40 D)

Unterschrift :

Behörde :

Stempel :

Anerkennungsdatum :



AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Zentrale

A-1030 Wien, Schnirchgasse 11

18. JUNI 2003

Diese Ergänzung 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 JC/P).

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

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kapitel	Seite	Datum
0	9-A9-1	17 Feb 2003
	9-A9-2	17 Feb 2003
	9-A9-3	17 Feb 2003
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A9-4	17 Feb 2003
6	9-A9-5	17 Feb 2003
7	9-A9-5	17 Feb 2003
	9-A9-6	17 Feb 2003
	9-A9-7	17 Feb 2003
	9-A9-8	17 Feb 2003
	9-A9-9	17 Feb 2003
	9-A9-10	17 Feb 2003
	9-A9-11	17 Feb 2003
9-A9-12	17 Feb 2003	
8	9-A9-13	17 Feb 2003
	9-A9-13	17 Feb 2003

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. ALLGEMEINES	9-A9-4
2. BETRIEBSGRENZEN	9-A9-4
3. NOTVERFAHREN	9-A9-4
4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A9-4
4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A9-4
5. LEISTUNGEN	9-A9-4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	9-A9-5
7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	9-A9-5
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	9-A9-13

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur effizienten Bedienung des Flugzeuges, wenn das ADF KR 87 (Automatic Direction Finder, Radiokompaß) installiert ist. Die Informationen, die in dieser Ergänzung enthalten sind, müssen zusammen mit dem vollständigen Handbuch verwendet werden.

Diese Ergänzung ist ein permanenter Teil des Flughandbuches und muß solange im Handbuch verbleiben, wie das ADF KR 87 installiert ist.

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

2. BETRIEBSGRENZEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches.

3. NOTVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 3 des Flughandbuches.

4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4A des Flughandbuches.

4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4B des Flughandbuches.

5. LEISTUNGEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuches.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Aus- oder Einbau des ADF-Systems KR 87 gemäß Kapitel 6 des Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

7.14 AVIONIK

Das Bendix/King Digital ADF ist ein im Instrumentenbrett eingebauter ADF-Empfänger mit digitaler Abstimmung. Es ist für durchgehende digitale 1 kHz-Abstimmung im Frequenzbereich von 200 kHz bis 1799 kHz konzipiert und erfordert keine manuelle Bandumschaltung. Das System besteht aus einem Empfänger, einem eingebauten Timer (Zeitgeber), einem Bearing Indicator (ADF-Anzeige) und einer kombinierten Loop & Sense-Antenne KA 44B. Bedienelemente und Anzeigen des Bendix/King Digital ADF werden im folgenden beschrieben und abgebildet.

Das Bendix/King Digital ADF kann für Standortbestimmung und Zielflugverfahren sowie zum Empfang von amplitudenmodulierten (AM-) Audiosignalen verwendet werden.

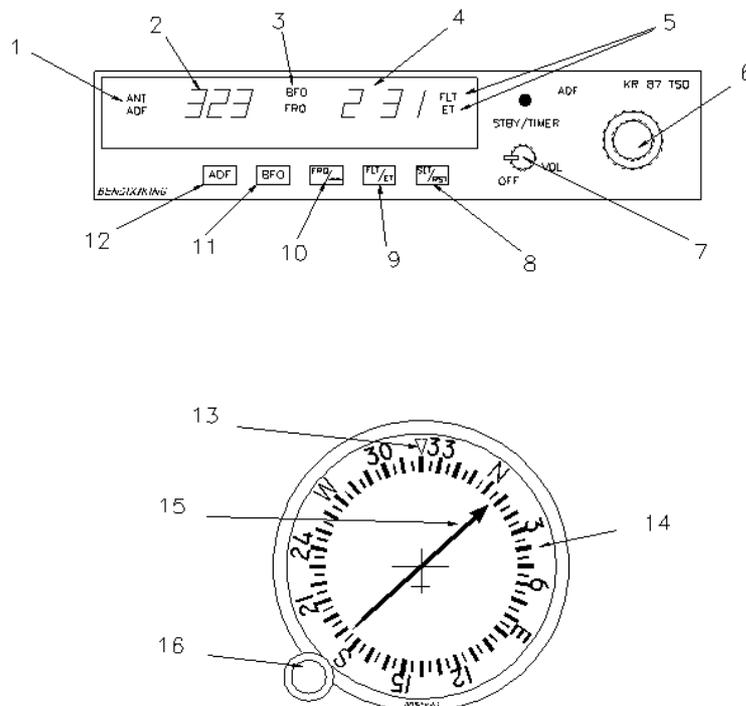
Die 'Flipflop'-Frequenzanzeige ermöglicht das Umschalten zwischen den beiden vorgewählten Frequenzen ('Standby' und 'aktiv') durch Drücken des FRQ-Knopfs. Beide vorgewählten Frequenzen werden in einem nichtflüchtigen Speicher (erfordert keine Batterie) gespeichert und durch große, gut lesbare Zahlen auf einer Gasentladungsanzeige mit automatischer Helligkeitsregelung dargestellt. Die aktive Frequenz wird dauernd im linken Fenster angezeigt, während das rechte Fenster entweder die 'Standby'-Frequenz oder die ausgewählte Funktion des eingebauten elektronischen Timers anzeigt.

Der eingebaute elektronische Timer hat zwei separate, voneinander unabhängige Zeitnehmerfunktionen.

- Einen automatischen Flight Timer (Flugzeit-Messer), der zu laufen beginnt, sobald das Gerät eingeschaltet wird. Dieser Flight Timer mißt bis zu 59 Stunden und 59 Minuten.

- Einen Elapsed Timer (Stoppuhr), der bis zu 59 Minuten und 59 Sekunden aufwärts oder abwärts zählt.

Wenn eine vorgewählte Zeitspanne programmiert wurde und der Countdown :00 erreicht, blinkt die Anzeige für 15 Sekunden. Da der Flight Timer und der Elapsed Timer unabhängig voneinander arbeiten, kann einer von beiden verfolgt werden, ohne daß der andere dadurch unterbrochen wird. Die Druckknöpfe und die ADF-Anzeige sind intern beleuchtet. Die Helligkeit wird mit dem Potentiometer für die Instrumentenbeleuchtung geregelt.



1. ANT/ADF MODUS-ANZEIGE - Der Antennen-Modus (ANT) wird durch die 'aus'-Stellung des ADF-Knopfs gewählt. Dieser Modus verbessert den Audio-Empfang und wird normalerweise zur Identifikation der Station verwendet.

Der Bearing Pointer (Zeiger der ADF-Anzeige) ist deaktiviert und verbleibt in der 90°-Parkposition. Der ADF-Modus wird durch die 'ein'-Stellung (hineingedrückt) des ADF-Knopfs gewählt. In diesem Modus wird der Bearing Pointer aktiviert. Er zeigt in Richtung der Station relativ zum Steuerkurs des Flugzeugs.

2. ANZEIGE DER AKTIVEN FREQUENZ - Hier wird jene Frequenz angezeigt, auf die der ADF-Empfänger eingestellt ist. Die aktive ADF-Frequenz kann direkt verändert werden, wenn eine der beiden Timer-Funktionen ausgewählt ist.
3. BFO (BEAT FREQUENCY OSCILLATOR)-INDIKATOR - Der BFO-Modus wird aktiviert und angezeigt, indem der BFO-Knopf gedrückt wird. Dieser Modus ermöglicht, daß die Trägerwelle und die zugehörige Stationskennung, welche im Morsecode auf der Trägerwelle gesendet wird, abgehört werden können.

ANMERKUNG

Die Morsesignale (CW-Signale) sind nicht moduliert, und ohne BFO kann kein Audiosignal abgehört werden. Diese Art von Signalen wird in den USA nicht für die Luftfahrtnavigation verwendet. Sie wird in einigen anderen Ländern und für die Seenavigation verwendet.

4. ANZEIGE FÜR STANDBY-FREQUENZ/FLIGHT TIMER/ELAPSED TIMER - Wenn FRQ angezeigt wird, dann wird die 'Standby'-Frequenz im rechten Fenster angezeigt. Die 'Standby'-Frequenz wird mit den Frequenzwahlknöpfen (frequency select knobs) eingestellt. Durch Drücken des FRQ-Knopfs wird die gewählte 'Standby'-Frequenz in das Fenster für die aktive Frequenz gestellt.

Entweder die 'Standby'-Frequenz, der Flight Timer oder der Elapsed Timer wird in diesem Fenster angezeigt. Flight Timer oder Elapsed Timer werden anstelle der 'Standby'-Frequenz angezeigt. Letztere wird in einem 'blinden' Speicher abgelegt und kann jederzeit durch Drücken des FRQ-Knopfs wieder zurückgeholt werden. Durch Drücken des FLT/ET-Knopfs werden Flight Timer und Elapsed Timer wechselweise angezeigt.

5. INDIKATOREN FÜR FLIGHT TIMER UND ELAPSED TIMER - Entweder der Elapsed Timer-Modus (ET) oder der Flight Timer-Modus (FLT) wird hier angezeigt.
6. FREQUENZWAHLKNÖPFE - Diese dienen zum Einstellen der 'Standby'-Frequenz wenn FRQ angezeigt wird, bzw. zum direkten Einstellen der aktiven Frequenz wenn eine der beiden Timer-Funktionen gewählt ist. Die Frequenzwahlknöpfe können entweder im Uhrzeigersinn oder gegen den Uhrzeigersinn gedreht werden. Der kleinere Knopf wird zum Einstellen der Einerstelle herausgezogen und zum Einstellen der Zehnerstelle hineingedrückt. Mit dem größeren Knopf wird die Hunderterstelle eingestellt, wobei bei 1000 kHz auch die Tausenderstelle umspringt, sodaß Frequenzen bis 1799 kHz eingestellt werden können. Mit diesen Knöpfen wird auch die gewünschte Zeit eingestellt, wenn der Elapsed Timer abwärts zählt (Countdown-Modus).
7. EIN-AUS-SCHALTER / LAUTSTÄRKEREGLER (ON/OFF/VOL) - Dieser steuert die Stromversorgung und den Ausgangspegel des Audiosignals. Durch Drehung im Uhrzeigersinn aus der OFF-Stellung heraus wird der Empfänger mit Strom versorgt. Durch weitere Drehung im Uhrzeigersinn wird der Ausgangspegel des Audiosignals erhöht. Die 'Audio Muting'-Funktion bewirkt, daß das Ausgangssignal stummgeschaltet wird, wenn der Empfänger keine verwertbare Station empfängt.
8. SET/RESET ELAPSED TIMER-KNOPF (SET/RST) - Durch Drücken des SET/RST-Knopfs wird der Elapsed Timer zurückgesetzt, egal ob er gerade angezeigt wird oder nicht.
9. FLIGHT TIMER/ELAPSED TIMER-KNOPF (FLT/ET) - Durch Drücken des FLT/ET-Knopfs wird abwechselnd der Flight Timer-Modus und der Elapsed Timer-Modus gewählt.
10. FREQUENCY TRANSFER-KNOPF (FRQ) - Durch Drücken des FRQ-Knopfs werden die aktive und die 'Standby'-Frequenz vertauscht. Die neue Frequenz wird zur aktiven Frequenz, und die vormals aktive Frequenz geht in 'Standby'-Position.
11. BFO (BEAT FREQUENCY OSCILLATOR)-KNOPF - Wenn der BFO-Knopf in der hineingedrückten Stellung ist, ist der BFO-Modus ausgewählt (siehe ANMERKUNG unter 3.).
12. ADF-KNOPF - Mit dem ADF-Knopf wird entweder der Antennen-Modus (ANT) oder der ADF-Modus eingestellt. Wenn der ADF-Knopf in der 'aus'-Stellung ist, dann ist der ANT-Modus eingestellt. Wenn der ADF-Knopf in der 'ein'-Stellung (hineingedrückt) ist, dann ist der ADF-Modus eingestellt.
13. LUBBER LINE (STEUERSTRICH) - zeigt das Magnetic Heading (den mißweisenden Steuerkurs) des Flugzeugs an.

14. KOMPASS-SCHEIBE - ferngesteuerte Kompaßscheibe, erhält ihr Steuerkurs-Signal vom Slaved Compass System KCS 55A.
15. BEARING POINTER - Der Zeiger der ADF-Anzeige zeigt das Magnetic Bearing (die mißweisende Peilung) zur Station an.
16. SYNC-KNOPF - Die Kompaßscheibe wird mit der HSI-Kompaßscheibe synchronisiert, indem der SYNC-Knopf gedreht wird, bis das Heading (der Steuerkurs) mit dem Heading des HSI übereinstimmt.

BEDIENUNG DES KR 87

EINSCHALTEN

Drehen Sie den ON/OFF/VOL-Knopf im Uhrzeigersinn aus der arretierten 'OFF'-Stellung heraus. Das Gerät ist nun eingeschaltet und betriebsbereit. Durch Drehung dieses Knopfs wird auch die Lautstärke des Audiosignals eingestellt. Das KR 87 hat eine 'Audio Muting'-Funktion, welche bewirkt, daß das Ausgangssignal stummgeschaltet wird, wenn der Empfänger keine verwertbare Station empfängt.

EINSTELLEN DER FREQUENZ

Die aktive Frequenz (auf die der ADF-Empfänger abgestimmt ist), wird immer im linken Fenster angezeigt. Eine 'Standby'-Frequenz wird im rechten Fenster angezeigt, wenn der FRQ-Indikator aufscheint. Die 'Standby'-Frequenz wird in einem 'blinden' Speicher abgelegt, sobald der Flight Timer (FLT) oder der Elapsed Timer (ET) ausgewählt wird.

Wenn 'FRQ' angezeigt wird, dann wird die 'Standby'-Frequenz mit den Frequenzwahlknöpfen eingestellt, welche entweder im Uhrzeigersinn oder gegen den Uhrzeigersinn gedreht werden können. Ziehen Sie den kleinen, inneren Knopf heraus, um die Einerstelle einzustellen. Drücken Sie den kleinen, inneren Knopf hinein, um die Zehnerstelle einzustellen. Mit dem äußeren Knopf werden die Hunderterstelle und die Tausenderstelle bis zu 1799 eingestellt.

Die eingestellte 'Standby'-Frequenz kann dann durch Drücken des 'FRQ'-Knopfs in das aktive Fenster gestellt werden. Die 'Standby'- und die aktive Frequenz werden vertauscht; die neue Frequenz wird zur aktiven Frequenz, und die vormals aktive Frequenz geht in 'Standby'-Position.

BETRIEBSARTEN

Der Antennen-Modus (ANT) wird ausgewählt und angezeigt, indem der ADF-Knopf in die 'aus'-Stellung gebracht wird. Der Antennen-Modus bringt verbesserten Audio-Empfang von der eingestellten Station und wird üblicherweise zur Identifikation derselben verwendet. Der Bearing Pointer (Zeiger) der KI 227 ADF-Anzeige wird deaktiviert und dreht sich sofort in die 90°-Parkposition. Er verbleibt dort so lange, wie der ANT-Modus gewählt ist.

Der ADF-Modus wird ausgewählt und angezeigt, indem der ADF-Knopf in die 'ein'-Stellung gebracht (hineingedrückt) wird. Der ADF-Modus aktiviert den Bearing Pointer (Zeiger) der KI 227 ADF-Anzeige und bewirkt, daß dieser sich unverzüglich in Richtung der Station relativ zum Steuerkurs einstellt. Die Kompaßscheibe des KI 227 kann je nach Wunsch mit dem 'Heading'-Knopf gedreht werden.

ANMERKUNG

Die KI 227 ADF-Anzeige hat eine ferngesteuerte Kompaßscheibe. Das Magnetic Heading (mißweisender Steuerkurs) des Flugzeugs ist unter der Lubber Line (Steuerstrich) ersichtlich. Die Anzeige dieser Kompaßscheibe sollte von Zeit zu Zeit mit der Referenzanzeige am KI 525A verglichen werden, besonders nach Steilkurven und nach Kurven beim Rollen am Boden. Wenn die beiden Anzeigen nicht übereinstimmen, dann ist die Kompaßscheibe des KI 227 nach jener des KI 525A einzustellen, indem der SYNC-Knopf an der ADF-Anzeige gedreht wird.

Einige Stationen sind unmoduliert und verwenden einen unterbrochenen Träger zur Identifikation. Der BFO-Modus wird ausgewählt und angezeigt, indem der BFO-Knopf hineingedrückt wird. Dieser Modus ermöglicht, daß die Trägerwelle und die zugehörige Stationskennung, welche im Morsecode auf der Trägerwelle gesendet wird, abgehört werden können.

ADF-TEST (VOR DEM FLUG ODER WÄHREND DES FLUGES)

Wählen Sie den Antennen-Modus (ANT). Dies bewirkt, daß der Bearing Pointer (Zeiger der ADF-Anzeige) direkt in die 90°-Parkposition geht. Stellen Sie sicher, daß das Gerät auf eine geeignete Frequenz eingestellt ist.

Nun wählen Sie den ADF-Modus. Der Zeiger sollte sich unverzüglich in Richtung der Station ausrichten. Übermäßige Trägheit, Schwanken oder Umkehr der Anzeige weisen auf ein zu schwaches Signal oder auf eine Fehlfunktion des Systems hin.

BEDIENUNG DER TIMER

Der Flight Timer wird automatisch auf :00 zurückgesetzt, wann immer die Stromversorgung entweder durch den Avionik-Hauptschalter oder durch den ON/OFF-Schalter am Gerät unterbrochen wird.

Durch Drücken des FLT/ET-Knopfs werden Flight Timer und Elapsed Timer wechselseitig angezeigt. Der Flight Timer zählt aufwärts, bis das Gerät ausgeschaltet wird. Der Elapsed Timer kann durch Drücken des SET/RST-Knopfs auf :00 zurückgesetzt werden. Danach beginnt er wieder aufwärts zu zählen.

ANMERKUNG

Das Drücken des SET/RST-Knopfs setzt den Elapsed Timer zurück, egal ob er gerade angezeigt wird oder nicht.

Der Elapsed Timer hat auch einen Countdown-Modus. Um in den Countdown-Modus zu gelangen, wird der SET/RST-Knopf für ca. zwei Sekunden gedrückt, oder bis der 'ET'-Indikator blinkt. Das Gerät ist nun im Elapsed Timer-Einstellmodus, und eine Zeit bis zu 59 Minuten und 59 Sekunden kann mit den konzentrischen Knöpfen eingestellt werden.

Die vorgewählte Zeit wird angezeigt und bleibt unverändert, bis SET/RST wieder gedrückt wird. Der SET/RST-Knopf startet den Elapsed Timer, welcher dann von der vorgewählten Zeit abwärts zählt. Sobald der Timer :00 erreicht hat, zählt er wieder aufwärts, während die Anzeige für 15 Sekunden blinkt und ein Signalton von ca. einer Sekunde Dauer generiert wird.

ANMERKUNG

Die 'Standby'-Frequenz, welche gespeichert bleibt, während der Flight Timer oder der Elapsed Timer angezeigt wird, kann durch Drücken des FRQ-Knopfs wieder abgerufen werden. Erneutes Drücken des FRQ-Knopfs erhebt diese Frequenz in die 'aktive' Position.

Während der Flight Timer oder der Elapsed Timer angezeigt wird, kann die aktive Frequenz im linken Fenster mit den Frequenzwahlknöpfen eingestellt werden, ohne daß dadurch die gespeicherte 'Standby'-Frequenz oder die anderen Moden beeinflusst werden. Diese Funktion ist besonders dann hilfreich, wenn Stationen mit unbekanntem Frequenzen gesucht werden.

FEHLERHAFTE ADF-PEILUNGEN DURCH RADIOFREQUENZ-PHÄNOMENE

ÜBERLAPPEN VON STATIONEN

In den USA ordnet die FCC, welche die AM-Frequenzen aufteilt, fallweise ein und dieselbe Frequenz mehr als einer Station in einem Gebiet zu. Bestimmte Bedingungen, wie z.B. der Nachteffekt, können dazu führen, daß die Signale solcher Stationen überlappen. Dies sollte beachtet werden, wenn AM-Radiostationen zur Navigation verwendet werden.

Sonnenflecken und atmosphärische Phänomene können fallweise den Empfang stören, sodaß die Signale zweier Stationen auf derselben Frequenz überlappen. Aus diesem Grunde ist es immer ratsam, die empfangene Station klar zu identifizieren, indem der Antennen-Modus (ANT) gewählt und die Stationskennung abgehört wird.

ELEKTRISCHE STÜRME

In der Umgebung von elektrischen Stürmen tendiert der Zeiger der ADF-Anzeige dazu, sich weg von der empfangenen Station, hin zu den elektrischen Entladungen zu drehen. Der Ort des Sturms kann eine wertvolle Information sein, aber das unregelmäßige Verhalten des Zeigers sollte berücksichtigt werden.

NACHTEFFEKT

Diese Störung ist besonders stark kurz nach Sonnenuntergang und kurz nach der Morgendämmerung. Der Zeiger der ADF-Anzeige kann zu diesen Zeiten unregelmäßig schwingen. Wenn möglich, ist die stärkste Station auf der niedrigstmöglichen Frequenz einzustellen. Wenn dies nicht möglich ist, ist der Mittelwert der Zeigerschwingungen heranzuziehen, um die relative Peilung zur Station zu bestimmen.

BERGEFFEKT

Funkwellen, die von der Oberfläche von Bergen reflektiert werden, können den Zeiger der ADF-Anzeige veranlassen, zu schwanken oder eine fehlerhafte Peilung anzuzeigen. Dies sollte beachtet werden, wenn Peilungen über gebirgigem Terrain vorgenommen werden.

KÜSTENBRECHUNG

Funkwellen können gebrochen werden, wenn sie sich vom Land zur See oder parallel zur Küstenlinie bewegen. Dies sollte beim Betrieb in der Nähe von Küstengebieten beachtet werden.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

ERGÄNZUNG A10 ZUM FLUGHANDBUCH DA 40 (D)

DME-ANLAGE KN 62A BENDIX/KING

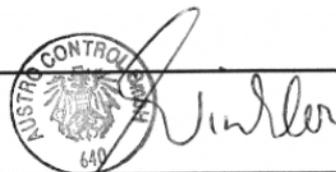
Dok. Nr. : 6.01.01 (DA 40)
6.01.05 (DA40 D)
Ausgabedatum der Ergänzung : 01 Mär 2001
Änderungsmitteilung : OÄM 40-067 (DA 40)
OÄM 40-136 (DA 40)

Unterschrift :

Behörde :

Stempel :

Anerkennungsdatum :



AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Zentrale
A-1030 Wien, Schnirchgasse 11

18. JUNI 2003

Diese Ergänzung 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 JC/VP).

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

0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

lfd. Nr. der Berichtigung	Kapitel	Seiten	Datum der Berichtigung	Datum der Einarbeitung	Zeichen/ Unterschrift
1	alle	alle	20 Apr 2001		
2	alle	alle	17 Feb 2003		

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kapitel	Seite	Datum
0	9-A10-1	17 Feb 2003
	9-A10-2	17 Feb 2003
	9-A10-3	17 Feb 2003
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A10-4	17 Feb 2003
6	9-A10-5	17 Feb 2003
7	9-A10-5	17 Feb 2003
	9-A10-6	17 Feb 2003
	9-A10-7	17 Feb 2003
	9-A10-8	17 Feb 2003
8	9-A10-8	17 Feb 2003

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. ALLGEMEINES	9-A10-4
2. BETRIEBSGRENZEN	9-A10-4
3. NOTVERFAHREN	9-A10-4
4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A10-4
4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A10-4
5. LEISTUNGEN	9-A10-4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	9-A10-5
7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	9-A10-5
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	9-A10-8

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur effizienten Bedienung des Flugzeuges, wenn das DME KN 62A (Distance Measuring Equipment) installiert ist. Die Informationen, die in dieser Ergänzung enthalten sind, müssen zusammen mit dem vollständigen Handbuch verwendet werden.

Diese Ergänzung ist ein permanenter Teil des Flughandbuches und muß solange im Handbuch verbleiben, wie das DME KN 62A installiert ist.

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

2. BETRIEBSGRENZEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches.

3. NOTVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 3 des Flughandbuches.

4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4A des Flughandbuches.

4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4B des Flughandbuches.

5. LEISTUNGEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuches.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Aus- oder Einbau des DME KN 62A gemäß Kapitel 6 des Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

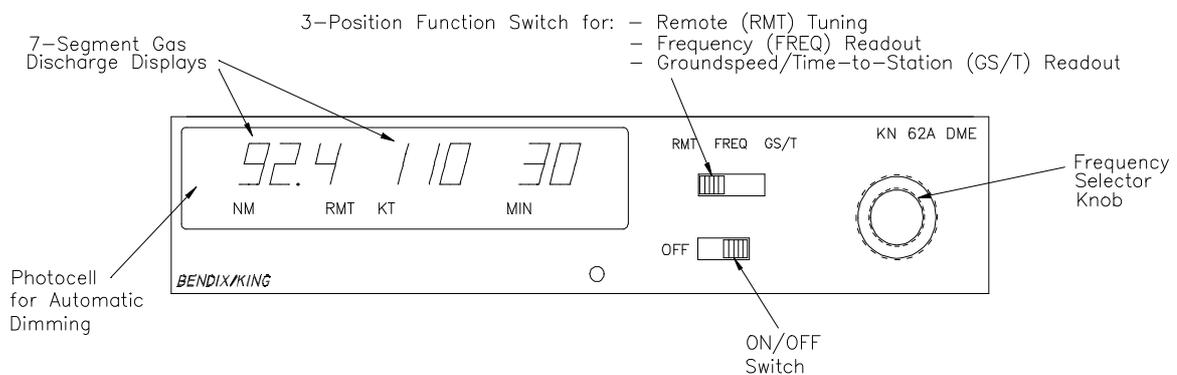
7.14 AVIONIK

Der Bedienteil des KN 62A besteht aus einem Ein-Aus-Schalter, einem Funktionswahlschalter und Frequenzwahlknöpfen. Der Funktionswahlschalter bestimmt, welche Information angezeigt wird und durch welches Gerät der Kanal am KN 62A eingestellt wird. Im 'Remote' (RMT)-Modus erfolgt die Kanalwahl am KN 62A durch ein externes Steuergerät, und das Display zeigt Entfernung, Geschwindigkeit und Zeit bis zur Station (Time-to-Station) an. Im 'Frequency' (FREQ)-Modus wird der Kanal am KN 62A mit dessen eigenen Frequenzwahlknöpfen eingestellt, und das Display zeigt Entfernung und Frequenz an. Im 'Ground Speed/Time-to-Station' (GS/T)-Modus behält das KN 62A die zuletzt intern eingestellte Frequenz bei und zeigt Entfernung, Geschwindigkeit und Zeit bis zur Station an.

Die Frequenz-Haltefunktion im GS/T-Modus ist notwendig, um ein versehentliches Verstellen des DME-Kanals zu verhindern, wenn die Frequenz gerade nicht angezeigt wird. Um zu vermeiden, daß das Gerät falsche Informationen anzeigt, zeigt das KN 62A Striche an und verbleibt auf 'Suche', wann immer im GS/T-Modus die Stromversorgung eingeschaltet oder momentan unterbrochen wird. Durch das Umschalten in den FREQ- oder RMT-Modus wird der Normalbetrieb wiederhergestellt.

Wenn das KN 62A in eine Bodenstation eingeloggt ist, wird die Entfernung angezeigt, und zwar auf die nächstliegenden 0.1 NM (nautischen Meilen) von 0 bis 99.9 NM, und auf die nächstliegende 1 NM von 100 bis 389 NM. Die Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed) wird von 0 bis 999 Knoten (kts) auf den nächstliegenden Knoten angezeigt. Die Zeit bis zur Station (Time-to-Station) wird von 0 bis 99 Minuten auf die nächstliegende Minute angezeigt.

Das Display zeigt ebenfalls 99 Minuten an, wenn die errechnete Zeit bis zur Station (Time-to-Station) mehr als 99 Minuten beträgt. Wenn das KN 62A im Suchmodus ist, werden Striche anstelle von Entfernung, Geschwindigkeit und Zeit bis zur Station angezeigt. Ein automatischer Dimmer-Schaltkreis reguliert die Helligkeit des Displays, um Änderungen in der Umgebungshelligkeit auszugleichen. Der Dimmer wird von einer Photozelle gesteuert, welche sich hinter der Frontplatte links vom Display befindet. Die interne Beleuchtung ist direkt an den Instrumentenbeleuchtungs-Dimmer des Flugzeugs angeschlossen und wird von diesem gesteuert.



BEDIENUNG

Der 3-Positions-Funktionswahlschalter bestimmt, welche Information angezeigt wird und durch welches Gerät der Kanal eingestellt wird.

Stellen Sie den Schalter auf FREQ (Frequenz). Der Kanal wird intern mit den zwei eingebauten konzentrischen Frequenzwahlknöpfen eingestellt. Der kleinere der beiden Knöpfe hat eine 'hineingedrückte' und eine 'herausgezogene' Stellung. In der 'hineingedrückten' Stellung wird mit diesem kleineren Knopf die 0,1 MHz-Stelle eingestellt (0,0; 0,1; 0,2; etc.). In der 'herausgezogenen' Stellung wird die Frequenz um 0,05 MHz erhöht und in 0,1 MHz-Schritten abgestimmt (0,05; 0,15; 0,25; etc.). Durch Hineindrücken des kleineren Knopfs wird die angezeigte Frequenz um 0,05 MHz verringert. Mit dem äußeren, größeren Knopf werden die höheren Stellen (1 MHz, 10 MHz) eingestellt. Im FREQ-Modus zeigt das Gerät die Entfernung und die gewählte Frequenz an.

Nun stellen Sie den Funktionswahlschalter auf GS/T (Ground Speed/Time-to-Station = Geschwindigkeit über Grund/Zeit bis zur Station). Das Gerät behält die intern gewählte Frequenz bei und zeigt Entfernung, Geschwindigkeit über Grund und Zeit bis zur Station an.

Das Drehen der Frequenzwahlknöpfe hat keinen Einfluß auf die Anzeige, weil das DME im Frequenz-Haltemodus ('Frequency Hold') ist. Diese Frequenz-Haltefunktion im GS/T-Modus verhindert ein versehentliches Verstellen des DME-Kanals, wenn die Frequenz gerade nicht angezeigt wird.

Stellen Sie den Funktionswahlschalter auf RMT (Remote = Fernsteuerbetrieb). Die Kanalwahl auf Ihrem DME erfolgt durch Wahl der NAV-Frequenz am NAV 1-Empfänger oder NAV 2-Empfänger, abhängig von der Stellung des 'Remote DME'-Schalters. Die Suchzeit beträgt üblicherweise etwa eine Sekunde. Sobald sich das Gerät in eine Bodenstation einloggt, zeigt es Entfernung, Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed) und Zeit bis zur Station (Time-to-Station) an.

Vor dem Einloggen werden Striche angezeigt.

Beachten Sie, daß Sie jederzeit zwei Frequenzen zur Verfügung haben können (eine am NAV-Empfänger ferneingestellte und eine intern mit den Knöpfen auf dem Gerät eingestellte).

BETRIEBSHINWEISE

Das KN 62A hat einen Audioausgang, der zum Identifizieren der gerade empfangenen DME-Bodenstation verwendet wird. Die Lautstärke wird im Werk voreingestellt, kann aber einfach durch die obere Abdeckplatte verstellt werden.

Die Zeit, die die Signale für die Reise zur Bodenstation und zurück benötigen, wird vom Gerät elektronisch in eine Entfernung umgewandelt. Diese Entfernung wird dann in nautischen Meilen auf dem Display für Entfernung/Zeit bis zur Station (Time-to-Station) angezeigt. Diese Entfernung, üblicherweise 'Slant Range Distance' (Schrägentfernung) genannt, sollte nicht mit der tatsächlichen 'along-the-Ground-Distance' (Entfernung am Boden) verwechselt werden. Der Unterschied zwischen diesen beiden Entfernungen ist am geringsten bei niedriger Flughöhe und/oder weiter Entfernung. Wenn die Entfernung mindestens das Dreifache der Flughöhe beträgt, ist der Fehler vernachlässigbar.

Die tatsächliche Reichweite des DME hängt von vielen Faktoren ab, der wichtigste ist dabei die Flughöhe. Weitere Faktoren sind Standort und Seehöhe der Bodenstation, DME-Senderausgangsleistung und Empfindlichkeit des Empfängers.

Das Leistungsmerkmal 'Geschwindigkeit über Grund' (Ground Speed), über welches das Gerät verfügt, mißt die zeitliche Änderung der DME Slant Range Distance. Diese Geschwindigkeit wird dann in 1 kts-Schritten von 0 bis 999 kts angezeigt. Um die genaue Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed) zu erhalten, muß sich das Flugzeug direkt zur Bodenstation oder direkt weg von ihr bewegen. Um die genaue Zeit bis zur Station (Time-to-Station) zu erhalten, muß sich das Flugzeug direkt zur Bodenstation bewegen.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

**ERGÄNZUNG A11
ZUM FLUGHANDBUCH DA 40 (D)**

**KOMPASSYSTEM
KCS 55A
BENDIX/KING**

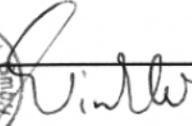
Dok. Nr. : 6.01.01 (DA 40)
6.01.05 (DA 40 D)
Ausgabedatum der Ergänzung : 01 Mär 2001
Änderungsmitteilung : OÄM 40-067 (DA 40)
OÄM 40-136 (DA 40 D)

Unterschrift :

Behörde :

Stempel :

Anerkennungsdatum :



AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Zentrale
A-1030 Wien, Schnirchgasse 11
18. JUNI 2003

Diese Ergänzung 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 JC/VP).

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

0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

lfd. Nr. der Berichtigung	Kapitel	Seiten	Datum der Berichtigung	Datum der Einarbeitung	Zeichen/ Unterschrift
1	alle	alle	20 Apr 2001		
2	7	9 - A11 - 5	11 Jul 2001		
3	alle	alle	17 Feb 2003		

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kapitel	Seite	Datum
0	9-A11-1	17 Feb 2003
	9-A11-2	17 Feb 2003
	9-A11-3	17 Feb 2003
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A11-4	17 Feb 2003
6	9-A11-5	17 Feb 2003
7	9-A11-5	17 Feb 2003
	9-A11-6	17 Feb 2003
	9-A11-7	17 Feb 2003
	9-A11-8	17 Feb 2003
	9-A11-9	17 Feb 2003
	9-A11-10	17 Feb 2003
	9-A11-11	17 Feb 2003
	9-A11-12	17 Feb 2003
	9-A11-13	17 Feb 2003
8	9-A11-14	17 Feb 2003

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. ALLGEMEINES	9-A11-4
2. BETRIEBSGRENZEN	9-A11-4
3. NOTVERFAHREN	9-A11-4
4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A11-4
4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A11-4
5. LEISTUNGEN	9-A11-4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	9-A11-5
7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	9-A11-5
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	9-A11-14

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur effizienten Bedienung des Flugzeuges, wenn das Kompaßsystem KCS 55A installiert ist. Die Informationen, die in dieser Ergänzung enthalten sind, müssen zusammen mit dem vollständigen Handbuch verwendet werden.

Diese Ergänzung ist ein permanenter Teil des Flughandbuches und muß solange im Handbuch verbleiben, wie das Kompaßsystem KCS 55A installiert ist.

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

2. BETRIEBSGRENZEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches.

3. NOTVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 3 des Flughandbuches.

4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4A des Flughandbuches.

4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4B des Flughandbuches.

5. LEISTUNGEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuches.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Aus- oder Einbau des Kompaßsystems KCS 55A gemäß Kapitel 6 des Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

7.14 AVIONIK

ALLGEMEINES

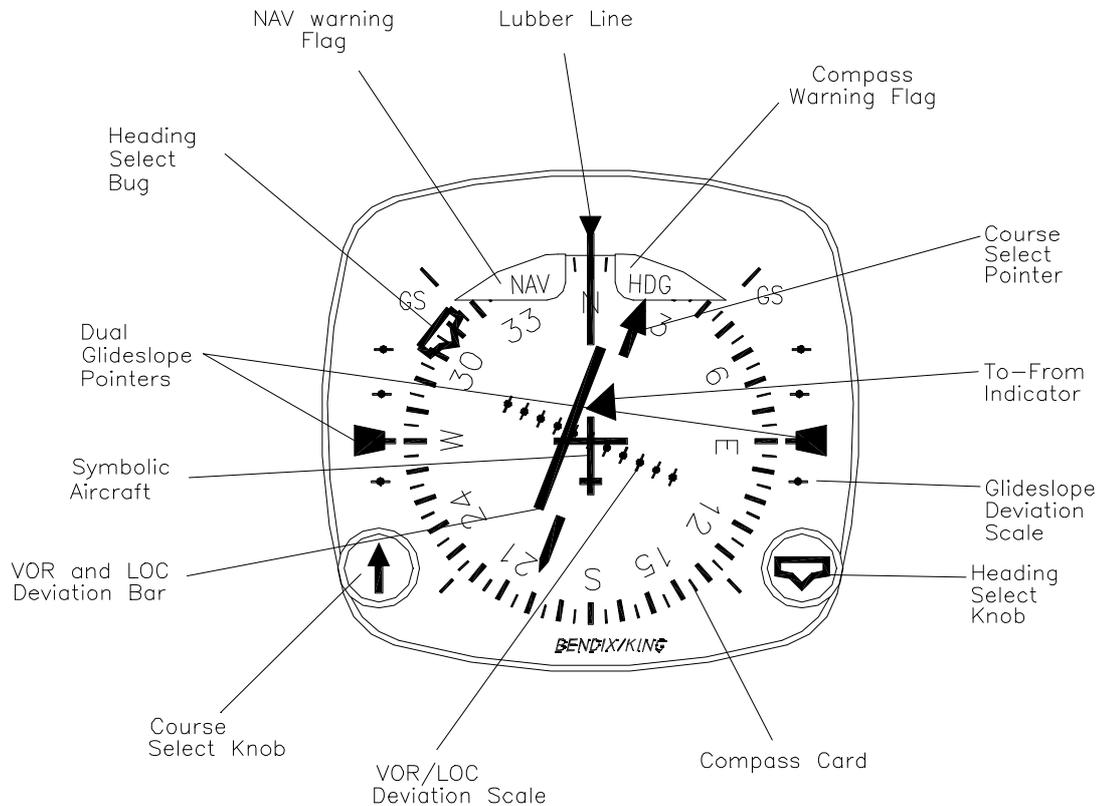
Das Kompaßsystem KCS 55A beinhaltet die Slaving Control and Compensator Unit KA 51B, den Magnetic Slaving Transmitter KMT 112 und den Kurskreisel (Directional Gyro) KG 102 sowie die KI 525A NAV-Anzeige.

Der im Instrumentenbrett eingebaute HSI (Horizontal Situation Indicator) KI 525A vereint die Anzeige eines normalen Kurskreisels mit den VOR/LOC/Glideslope-Informationen des CDI (Course Deviation Indicator), um dem Piloten in einer Anzeige ein Bild der gesamten horizontalen Situation zu liefern. Dies ist eine große Erleichterung bei Kursorientierung, Interceptieren und Kursverfolgung, weil das koordinierte Ablesen von zwei unabhängigen Anzeigen entfällt.

Das Kompaßsystem KCS 55A kann entweder Informationen vom NAV 1-Empfänger oder vom GPS anzeigen. Dies wird gesteuert durch die GPS Annunciation Control Unit MD 41 (siehe Ergänzung A15). Diese Schalteinheit ermöglicht, daß entweder NAV 1-Informationen oder GPS-Informationen auf das KCS 55A aufgeschaltet werden. Eine sofortige Überprüfung der am KCS55A angezeigten Nav-Informationen ist möglich, wenn die Nav-Daten gleichzeitig direkt am NAV #1 oder GPS Empfänger angezeigt werden.

Falls das GNS 430 oder 530 eingebaut ist, wird dies direkt über das GNS 430 oder 530 gesteuert und auf der GPS Annunciation Unit MD41-1488/1484 (siehe Erg. A23) angezeigt.

ANZEIGE KI 525A



Die KI 525A NAV-Anzeige ist die im Instrumentenbrett eingebaute Anzeige des Kompaßsystems KCS 55A. Es ersetzt den normalen Kurskreisel (Directional Gyro) und den CDI (Course Deviation Indicator) im Instrumentenbrett und vereint "geslavte" Heading- (Steuerkurs-) Information und VOR/LOC/Glideslope-Information in einer kompakten Anzeige. Durch die einfache, umfassende bildliche Darstellung von Heading (Steuerkurs) und Standort relativ zu einem Sollkurs wird die Navigationsarbeit des Piloten beträchtlich reduziert.

FUNKTIONEN DER ANZEIGE

Kompaßscheibe (Compass Card)

Die Kompaßscheibe reagiert auf die Signale vom "geslavten" Kurskreisel (Directional Gyro) und dreht sich innerhalb der Anzeige, sodaß der Steuerkurs (Heading) immer oben, unter dem Steuerstrich (Lubber Line) ersichtlich ist.

Steuerstrich (Lubber Line)

Der Steuerstrich ist eine fixe weiße Markierung oben auf der Anzeige, welche den mißweisenden Steuerkurs (Magnetic Heading) auf der Kompaßscheibe anzeigt.

Symbolflugzeug

Das Symbolflugzeug ist eine fixe Darstellung des "echten" Flugzeuges. Dieses Miniaturflugzeug zeigt auf der Anzeige immer nach oben und zum Steuerstrich (Lubber Line).

"Selected Course"-Zeiger

Der Kopf dieses zweigeteilten Pfeils zeigt den VOR- oder Localizer-Sollkurs an. Das andere Ende zeigt den Gegenkurs an. Der Zeiger wird durch Drehung des "Course Select"-Knopfs eingestellt.

"Course Select"-Knopf

Mit dem "Course Select"-Knopf wird der Kurszeiger auf der Kompaßscheibe auf den Sollkurs gedreht. Dieser Knopf entspricht dem OBS-Knopf (Omni Bearing Selector) auf herkömmlichen NAV-Anzeigen.

VOR/RNAV- und LOC-Abweichung

Dieser Balken entspricht der "links-rechts-Nadel" eines herkömmlichen CDI (Course Deviation Indicator). Befindet sich das Flugzeug exakt auf dem VOR-Radial oder Localizer-Kurs, dann bildet der Balken den Mittelteil des "Selected Course"-Zeigers und liegt unter dem Symbolflugzeug. Beim Abweichen vom Kurs oder beim Annähern an einen neuen Kurs bewegt sich der Balken von einer Seite auf die andere. Weil sich die gesamte VOR- und Localizer-Anzeige mit der Kompaßscheibe mitdreht, liefert das Verhältnis der Winkel zwischen Balken und Symbolflugzeug eine bildliche Darstellung der Position des Flugzeugs in Relation zum gewählten Kurs.

Kursabweichungs-Anzeige (Deviation Scale)

Wenn eine VOR-Frequenz eingestellt ist, stellt jeder weiße Punkt 2 Grad Abweichung links oder rechts vom Kurs dar. Wenn eine Localizer-Frequenz eingestellt ist, dann ist die Abweichung ½ Grad pro Punkt. (Wenn die Anzeige von GPS-Daten ausgewählt ist: siehe Handbuch für den GPS-Empfänger).

Heading Select Bug

Bewegliche orange Markierung am äußeren Umfang der Anzeige, vorwiegend verwendet, um den Soll-Steuerkurs einzustellen, den Sie fliegen möchten. Dieser Soll-Steuerkurs ist mit dem Autopilot KAP 140 gekoppelt, um die "Heading Select"-Funktion zu ermöglichen.

"Heading Select"-Knopf

Wird verwendet, um die "Heading Select Bug" an die gewünschte Stelle auf der Kompaßscheibe zu drehen.

To-From-Anzeige

Weißes Dreieck nahe der Mitte des Instruments, das mit Bezug auf die OBS-Einstellung anzeigt, ob der gewählte Kurs zum ("to") oder vom ("from") gewählten VOR und/oder RNAV-Wegpunkt ("Waypoint") führt.

Glideslope-Zeiger (Dual Glideslope Pointers)

Dreieckige Zeiger auf beiden Seiten der Anzeige werden sichtbar, wenn ein verwertbares Glideslope-Signal empfangen wird, und verschwinden wieder, sobald das Glideslope-Signal schwach wird. Während eines ILS-Anfluges stellen diese Zeiger die relative Position des Flugzeugs in bezug auf die Mitte des Glideslope-Strahls dar (mit anderen Worten, wenn sich die Zeiger über der Mitte befinden, ist das Flugzeug unterhalb des Glideslope). Befindet sich das Flugzeug auf dem Glideslope, dann richten sich die Zeiger auf die Mittenmarkierungen der Glideslope-Skala aus.

Glideslope-Abweichungs-Anzeige (Glideslope Deviation Scale)

Weißer Punkte auf beiden Seiten des Instruments, welche zusammen mit den Glideslope-Zeigern anzeigen, ob sich das Flugzeug im ILS-Anflug "über", "unter" oder "auf" dem Glideslope befindet.

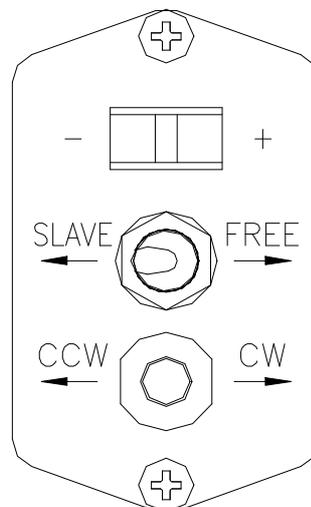
Kompaß-Warnsignal (Compass Warning Flag)

Eine mit "HDG" beschriftete rote Anzeige (Flag) wird im rechten oberen Quadranten des Instruments sichtbar, sobald die Stromversorgung nicht ausreichend ist oder der Kurskreisel (Directional Gyro) nicht die nötige Drehgeschwindigkeit hat. Es können auch Kompaßfehler auftreten, die nicht durch die "HDG Flag" angezeigt werden. Deswegen ist es ratsam, die Anzeige regelmäßig mit dem Magnetkompaß zu vergleichen.

NAV-Warnsignal (NAV Warning Flag)

Eine mit "NAV" beschriftete rote Anzeige (Flag) wird im linken oberen Quadranten des Instruments sichtbar, wann immer kein verwertbares Signal empfangen wird.

SLAVING METER KA 51B



Der Slaving Meter zeigt jeglichen Unterschied zwischen dem angezeigten Steuerkurs (Heading) und dem mißweisenden Steuerkurs (Magnetic Heading) an. Auslenkung nach rechts oder nach oben zeigt einen Fehler der Kompaßscheibe im Uhrzeigersinn an. Auslenkung nach links oder nach unten zeigt einen Fehler der Kompaßscheibe gegen den Uhrzeigersinn an. Wenn eine Kurve geflogen wird und sich die Scheibe dreht, ist ein Vollausschlag der Slaving Meter-Anzeige auf eine Seite normal.

ANMERKUNG

Im Horizontalflug ist es normal, daß sich der Zeiger des Slaving Meter fortwährend von einer Seite zur anderen bewegt und in Kurven voll ausschlägt. Falls der Zeiger im Horizontalflug voll ausgeschlagen bleibt (links oder rechts), kann der "Free Gyro"-Modus verwendet werden, um ihn wie folgt in die Mitte zu stellen:

SLAVE/FREE-Schalter für den Kreisel - Wenn dieser Schalter auf SLAVE steht, befindet sich das System im "Slaved Gyro"-Modus. Wenn der Schalter auf FREE steht, befindet sich das System im "Free Gyro"-Modus.

Nachstellung im Uhrzeigersinn - Wenn sich das System im "Free Gyro"-Modus befindet, wird die Kompaßscheibe nach rechts gedreht, indem der "Manual Heading"-Schalter in CW-Stellung ("clockwise") gehalten wird. Auf diese Weise kann ein linksseitiger Fehler der Kompaßscheibe behoben werden.

Nachstellung gegen den Uhrzeigersinn - Wenn sich das System im "Free Gyro"-Modus befindet, wird die Kompaßscheibe nach links gedreht, indem der "Manual Heading"-Schalter in CCW-Stellung ("counterclockwise") gehalten wird. Auf diese Weise kann ein rechtsseitiger Fehler der Kompaßscheibe behoben werden.

MAGNETIC SLAVING TRANSMITTER KMT 112

Diese Einheit mißt die Richtung des Erdmagnetfeldes und sendet diese Information fortlaufend durch den "Slaving"-Schaltkreis an den Kurskreisel (Directional Gyro), dessen Präzession (oder Drift) automatisch korrigiert wird. Dieser Sensor ist im rechten Flügel eingebaut, um magnetische Störeinflüsse zu verhindern.

KURSKREISEL (DIRECTIONAL GYRO) KG 102A

Der Kurskreisel bewirkt die Kreiselstabilisierung des Systems und beinhaltet den "Slaving"-Schaltkreis, der für den Betrieb des Systems notwendig ist. Dieser Sensor ist ebenfalls separat von der Anzeige eingebaut.

BEDIENUNG

1. Bis das Kompaßsystem KCS 55A mit Strom versorgt wird und der Kurskreisel (Directional Gyro) seine Drehgeschwindigkeit erreicht hat, bleibt das rote "HDG"-Warnsignal (Heading Flag) im rechten oberen Quadranten des KI 525I sichtbar. Im Betrieb wird diese Warnung angezeigt, wann immer die Stromversorgung nicht ausreichend ist oder der Kreisel nicht die nötige Drehgeschwindigkeit hat.
2. Nach Einschalten der Stromversorgung des Kompaßsystems KCS 55A und Hochfahren des Kreisels auf die nötige Drehgeschwindigkeit sollte die "HDG"-Warnung verschwinden.
3. Wenn sich das Kompaßsystem KCS 55A im "Slaved Gyro"-Modus befindet, wird die Kompaßscheibe automatisch rasch (180° pro Minute) in Richtung des mißweisenden Steuerkurses (Magnetic Heading) nachgeführt. (Unmittelbar nach Einschalten der Stromversorgung sollte die Bewegung der Kompaßscheibe deutlich sichtbar sein.) Die rasche Nachführung dauert an, bis der korrekte mißweisende Steuerkurs (Magnetic Heading) angezeigt wird. Danach erfolgt die Nachführung mit einer konstanten Rate von 3° pro Minute, um das System fortwährend nach dem Erdmagnetfeld auszurichten. Unter gewissen Umständen ist es möglich, daß das System exakt 180° gegenüber dem korrekten Steuerkurs (Heading) aufhört, die Kompaßscheibe nachzuführen. Sollte dies der Fall sein, dann stellen Sie den SLAVE/FREE-Schalter am KA 51B auf FREE. Drehen Sie die Kompaßscheibe mit dem manuellen Drehknopf $\pm 10^\circ$ weg vom inkorrekten Steuerkurs (Heading), und schalten Sie dann zurück auf SLAVE. Das System dreht dann die Kompaßscheibe in Richtung des korrekten Steuerkurses.
4. Im FREE-Betrieb lesen Sie den Magnetkompaß ab, um den korrekten mißweisenden Steuerkurs (Magnetic Heading) zu bestimmen. Mit dem manuellen "Slave"-Schalter stellen Sie dann das System nach dem Erdmagnetfeld ein. Regelmäßige Vergleiche mit dem Magnetkompaß sind empfehlenswert, um Kreiselpräzession festzustellen und zu korrigieren.

5. Bis vom NAV-System ein verwertbares NAV-Signal empfangen wird, bleibt das rote "NAV"-Warnsignal (NAV Warning Flag) im linken oberen Quadranten des KI 525I sichtbar. Im Betrieb sollte diese Anzeige immer dann sichtbar sein, wenn ein unzureichendes NAV-Signal empfangen wird.
6. Für die normale Navigation zu oder von einem VOR oder VORTAC stellen Sie den NAV-Empfänger auf die gewünschte VOR- oder VORTAC-Frequenz. Das rote "NAV"-Warnsignal (NAV Warning Flag) sollte verschwinden, sobald ein verwertbares Signal empfangen wird.
7. Drehen Sie den "Course Select"-Knopf, um den Kurszeiger (Course Pointer) auf den gewünschten VOR-Kurs zu stellen.
8. Der VOR-Abweichungsbalken stellt den gewählten Kurs dar, und das Verhältnis dieses Balkens zum Symbolflugzeug im Zentrum des Instruments stellt das tatsächliche Verhältnis des gewählten Kurses zum Flugzeug-Steuerkurs bildlich dar. (Anders ausgedrückt: Wenn das Symbolflugzeug im Instrument eine Annäherung an den Abweichungsbalken unter 45° anzeigt, dann ist das der Winkel, unter dem sich Ihr Flugzeug tatsächlich dem gewählten Kurs nähert.)
9. Um einen ILS-Anflug vorzubereiten, stellen Sie am NAV-Empfänger die gewünschte Localizer-Frequenz ein. Wenn ein verwertbares Localizer-Signal empfangen wird, dann verschwindet das NAV-Warnsignal (NAV Warning Flag).
10. Für einen "Front Course"- oder "Back Course"-Anflug stellen Sie den Kurszeiger (Course Pointer) auf den "Inbound Localizer Course" ein, indem Sie den "Course Select"-Knopf drehen. Wie bei der normalen Navigation (siehe 6., oben) stellt der Localizer-Abweichungsbalken den Sollkurs dar. Das Verhältnis zwischen diesem Balken und dem Symbolflugzeug ist ein getreues Abbild der Position Ihres Flugzeuges in bezug auf den Localizer-Kurs. Wird der Kurszeiger (Course Pointer) immer auf den "Inbound Localizer Course" eingestellt, dann ist der Richtungssinn des Abweichungsbalkens korrekt, egal ob ein "Front Course"- oder "Back Course"-Anflug geflogen wird.
11. Die Glideslope-Zeiger auf beiden Seiten des Instruments sollten sichtbar werden, wenn ein verwertbares Glideslope-Signal empfangen wird. Wenn sie nicht sichtbar werden, dann wird gerade kein verwertbares Glideslope-Signal empfangen.

12. Die Glideslope-Zeiger zeigen die relative Position des Glideslope-Pfades in bezug auf das Flugzeug an. (Anders ausgedrückt: Wenn die Zeiger über der Mittenmarkierung sind, dann ist das Flugzeug unterhalb des Glideslopes.)

ABNORMALE UMSTÄNDE

Wenn im Betrieb das Kompaß-Warnsignal (HDG Warning Flag) erscheint, sind die Anzeigen der Kompaßscheibe fehlerhaft. Die Stromversorgung des Kurskreisels (Directional Gyro) KG 102A kann unterbrochen werden, indem der mit "DG" beschriftete Sicherungsautomat gezogen wird. Gewählter Kurs, VOR/Localizer-Abweichungsbalken, NAV-Warnsignal (NAV Warning Flag) und der To/From-Indikator arbeiten weiterhin.

Wenn das NAV-Warnsignal (NAV Warning Flag) im Betrieb erscheint, gibt es mehrere Möglichkeiten:

- (1) der NAV-Empfänger ist nicht eingeschaltet,
- (2) der NAV-Empfänger ist falsch eingestellt,
- (3) die VOR- oder Localizer-Bodenstation arbeitet nicht richtig,
- (4) das Flugzeug ist außerhalb der Reichweite der gewählten Bodenstation oder
- (5) der NAV-Empfänger des Flugzeugs arbeitet nicht richtig. (Die Kompaßscheibe zeigt weiterhin den Steuerkurs an, auch wenn gerade kein verwertbares NAV-Signal empfangen wird.)

Wenn die Glideslope-Zeiger während eines "Front Course"-ILS-Anflugs nicht sichtbar werden, arbeitet entweder der Glideslope-Empfänger des Flugzeugs oder der Glideslope-Sender der Bodenstation nicht richtig. Das Glideslope-Signal ist üblicherweise beim "Back Course"-Anflug nicht verfügbar. Die VOR/Localizer-Anzeige funktioniert weiterhin normal, auch wenn gerade kein verwertbares Glideslope-Signal empfangen wird.

Ein andauernder großer Ausschlag des Slaving Meter oder große Unterschiede zwischen dem Magnetkompaß und der Kompaßscheibe des KI 525A können auf einen Fehler im "Slaving"-System hinweisen.

Bei einer "Slaving"-Fehlfunktion sollte der SLAVE/FREE-Schalter auf FREE gestellt werden. Durch manuelle Korrekturen im oder gegen den Uhrzeigersinn kann dann die Kompaßscheibe in Richtung des korrekten Steuerkurses (Heading) gedreht werden, wie er vom Magnetkompaß angezeigt wird. Das Kompaßsystem KCS 55A sollte weiterhin normal funktionieren, außer daß das Steuerkurs- (Heading-) Signal nur mehr vom Kurskreisel (Directional Gyro) KG 102A empfangen wird. Die Korrektur des Steuerkurses erfolgt nicht mehr automatisch, und regelmäßige manuelle Korrekturen müssen vorgenommen werden, um die Präzession zu korrigieren. Dies geschieht durch Vergleich mit dem Magnetkompaß, wie bei jedem Kurskreisel (Directional Gyro).

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

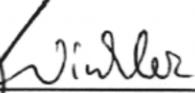
Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

ERGÄNZUNG A13 ZUM FLUGHANDBUCH DA 40

AUTOPILOT-SYSTEM KAP 140 BENDIX/KING

Dok. Nr. : 6.01.01
Ausgabedatum der Ergänzung : 01 Mär 2001

Unterschrift :



Behörde :



 AUSTRO CONTROL GmbH
 Abteilung Flugtechnik
 Zentrale
 A-1030 Wien, Schnirchgasse 11

Stempel :

Anerkennungsdatum :

 06. JULI 2001

Diese Ergänzung 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 JC/VP).

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

0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

Rev. Nr.	Anlaß	Ab-schnitt	Seite	Datum der Revision	Aner-kennungs-vermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Ein-arbeitung	Unter-schrift
1	MÄM 40-099 P/N Änderung Autopilot Computer	alle	alle ausgenommen 9-A13-0	26-Mai-2003				

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kapitel	Seite	Datum
0	9-A13-0	01 Mär 2001
	9-A12-1	26 Mai 2003
	9-A13-2	26 Mai 2003
	9-A13-3	26 Mai 2003
	9-A13-4	26 Mai 2003
1	9-A13-5	26 Mai 2003
2	anerk. 9-A13-6	26 Mai 2003
	anerk. 9-A13-7	26 Mai 2003
3	9-A13-8	26 Mai 2003
	9-A13-9	26 Mai 2003
	9-A13-10	26 Mai 2003
	9-A13-11	26 Mai 2003

4A	9-A13-11	26 Mai 2003
	9-A13-12	26 Mai 2003
	9-A13-13	26 Mai 2003
	9-A13-14	26 Mai 2003
	9-A13-15	26 Mai 2003
	9-A13-16	26 Mai 2003
	9-A13-17	26 Mai 2003
	9-A13-18	26 Mai 2003
	9-A13-19	26 Mai 2003
	9-A13-20	26 Mai 2003
	9-A13-21	26 Mai 2003
	9-A13-22	26 Mai 2003
	9-A13-23	26 Mai 2003
4B	9-A13-23	26 Mai 2003
	9-A13-24	26 Mai 2003
	9-A13-25	26 Mai 2003
	9-A13-26	26 Mai 2003
5, 6	9-A13-27	26 Mai 2003
7	9-A13-27	26 Mai 2003
	9-A13-28	26 Mai 2003
	9-A13-29	26 Mai 2003
	9-A13-30	26 Mai 2003
	9-A13-31	26 Mai 2003
	9-A13-32	26 Mai 2003
	9-A13-33	26 Mai 2003
	9-A13-34	26 Mai 2003
9-A13-35	26 Mai 2003	
8	9-A13-36	26 Mai 2003

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. ALLGEMEINES	9-A13-5
2. BETRIEBSGRENZEN	9-A13-6
3. NOTVERFAHREN	9-A13-8
4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A13-11
4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-A13-23
5. LEISTUNGEN	9-A13-27
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	9-A13-27
7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME ...	9-A13-27
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	9-A13-36

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur effizienten Bedienung des Flugzeuges, wenn das Autopilot-System KAP 140 installiert ist. Die Informationen, die in dieser Ergänzung enthalten sind, müssen zusammen mit dem vollständigen Handbuch verwendet werden.

Diese Ergänzung ist ein permanenter Teil des Flughandbuches und muß solange im Handbuch verbleiben, wie das Autopilot-System KAP 140 installiert ist.

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

2. BETRIEBSGRENZEN

- A. Die gesamte Vorflugkontrolle gemäß Kapitel 4 dieser Ergänzung muß vor jedem Flug erfolgreich beendet sein. Die Verwendung des Autopiloten oder der manuellen elektrischen Trimmung vor Beendigung dieser Tests ist verboten.
- B. Während des Autopilotbetriebs muß ein Pilot angeschnallt auf dem linken Pilotensitz sitzen.
- C. Der Autopilot muß bei Start und Landung deaktiviert sein.
- D. Das System ist nur für Category I-Betrieb (Approach-Modus gewählt) zugelassen.
- E. Der größte zulässige Klappenausschlag im Landeanflug ist die T/O-Position.
- F. Maximale Geschwindigkeit Autopilot: 165 KIAS
Minimale Geschwindigkeit Autopilot: 70 KIAS
- G. Das Interceptieren vorgewählter Höhen unter 800 ft über Grund ist verboten (sofern die 'Altitude Preselect'-Option installiert ist)
- H. Der Autopilot muß beim Landeanflug unterhalb von 200 ft über Grund und bei allen anderen Flugphasen unterhalb von 800 ft über Grund deaktiviert sein.
- I. Das Übersteuern des Autopiloten (d.h. manuelles Eingreifen), um die Längs- oder Querneigung zu ändern, ist verboten (während des Manövers entkoppeln oder CWS drücken).
- J. Die AUTOPILOT-Sicherung muß gezogen werden, wenn die rote TRIM FAIL-Warnleuchte im Flug aufleuchtet, aber erst nach Abschluß der Notverfahren (Kapitel 3). Die manuelle elektrische Trimmung und die automatische Trimmung durch den Autopiloten werden durch Ziehen der AUTOPILOT-Sicherung deaktiviert.

ANMERKUNG

Die rote TRIM FAIL-Warnleuchte leuchtet normalerweise während des Vorflug-Selbsttests auf. Wenn die TRIM FAIL-Warnleuchte nach dem Vorflug-Selbsttest noch leuchtet, muß die AUTOPILOT-Sicherung gezogen werden. Die TRIM FAIL-Warnleuchte erlischt, sobald die Sicherung gezogen ist.

- K. Bei offenem Alternate Static-Ventil muß der Autopilot deaktiviert werden.
- L. Folgendes Hinweisschild für Betriebsgrenzen ist im direkten Sichtfeld des Piloten anzubringen:

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

3. NOTVERFAHREN

Folgendes Vier-Punkte-Verfahren sollte Teil der grundlegenden Notverfahren des Flugzeugs sein, die der Pilot auswendig kann. Es ist wichtig, daß der Pilot geübt ist, alle vier Punkte auszuführen, ohne in diesem Handbuch nachzuschlagen.

Im Falle einer Fehlfunktion des Autopiloten, der automatischen Trimmung oder der manuellen elektrischen Trimmung (Punkte A und B gleichzeitig durchführen):

- A. Steuerknüppel - FESTHALTEN und Kontrolle über das Flugzeug wiedererlangen.
- B. AP DISC-Knopf - DRÜCKEN und HALTEN während des Abfangens.
- C. FLUGZEUG - manuell neu TRIMMEN - nach Bedarf.
- D. AUTOPILOT-Sicherung - ZIEHEN.

ANMERKUNG

Alternativ kann der Avionik-Hauptschalter ausgeschaltet werden, um die Stromversorgung des Autopiloten und des elektrischen Trimmingsystems zu unterbrechen. Wenn nötig, sind Punkte A bis C durchzuführen (s.o.) und der Avionik-Hauptschalter auszuschalten, bevor die AUTOPILOT-Sicherung lokalisiert und gezogen wird. Sobald wie möglich ist der Avionik-Hauptschalter wieder einzuschalten, damit die restlichen Avionik-Geräte mit Strom versorgt werden. Die Primärinstrumente für Fluglage, Geschwindigkeit und Flughöhe bleiben durchgehend funktionstüchtig.

WARNUNG

Nach einer Fehlfunktion des Autopiloten, der automatischen Trimmung oder der manuellen elektrischen Trimmung darf nicht versucht werden, den Autopilot wieder zu aktivieren, solange die Ursache der Fehlfunktion nicht behoben wurde.

Maximale Höhenverluste und maximale absolute Fluglageänderungen durch eine Autopilot-Fehlfunktion:

Konfiguration	Höhenverlust	Längsneigung (Anstellwinkel)	Querneigung
Reise-, Steig-, Sinkflug	400 ft	25E	50E
Manöver	400 ft	25E	35E
Landeanflug	100 ft	15E	20E

HINWEISE

Folgende Absätze beinhalten zusätzliche Informationen, um dem Piloten ein besseres Verständnis der empfohlenen Vorgehensweise in einer Notfallsituation zu geben.

1. Eine Fehlfunktion der automatischen Trimmung kann an einer unbeabsichtigten Flugbahnänderung oder an abnormalen Steuerausschlägen oder Bewegungen des Trimmrads erkannt werden. In manchen Fällen, speziell bei automatischer Trimmung, kann keine oder nur eine geringe Flugzeugbewegung auftreten, dennoch kann die rote TRIM FAIL-Warnleuchte aufleuchten und ein Warnsignal ertönen. Die primäre Aufgabe als Reaktion auf eine Fehlfunktion des Autopiloten oder der automatischen Trimmung oder auf die automatische Deaktivierung des Autopiloten ist das Erhalten der Kontrolle über das Flugzeug. Halten Sie sofort den Steuerknüppel fest, drücken und halten Sie den AP DISC-Knopf während des Abfangens. Betätigen Sie die Steuer nach Bedarf, um das Flugzeug sicher innerhalb aller Betriebsgrenzen zu halten.

Die Trimmung sollte manuell betätigt werden, je nach Bedarf zur Reduktion der Steuerkräfte. Schließlich ist die AUTOPILOT-Sicherung zu lokalisieren und zu ziehen, um diese Systeme komplett stillzulegen.

2. Eine Fehlfunktion der manuellen elektrischen Trimmung kann am Aufleuchten der roten TRIM FAIL-Warnleuchte mit zusätzlichem akustischen Warnton erkannt werden, oder auch an abnormalen Trimmradbewegungen bei deaktiviertem Autopiloten und ohne Betätigung der manuellen elektrischen Trimmung durch den Piloten. Wie bei der Fehlfunktion des Autopiloten ist die erste Aufgabe nach einer Fehlfunktion der manuellen elektrischen Trimmung das Wiedererlangen der Kontrolle über das Flugzeug. Halten Sie den Steuerknüppel fest, drücken und halten Sie den AP DISC-Knopf. Schließlich ist die AUTOPILOT-Sicherung zu lokalisieren und zu ziehen.
3. Beachten Sie, daß das Notverfahren für jede Fehlfunktion im wesentlichen dasselbe ist: Halten Sie sofort den Steuerknüppel fest und erlangen Sie die Kontrolle über das Flugzeug zurück, während Sie den AP DISC-Knopf drücken und halten, und trimmen Sie das Flugzeug nach Bedarf händisch nach. Nach diesen Schritten ist das automatische bzw. elektrische Trimmsystem durch Ziehen der richtigen Sicherung stillzulegen. Wie bei jedem anderen Notverfahren ist es wichtig, daß der Pilot die vier Schritte der Notverfahren für Autopilot/elektrische Trimmung gemäß Seite 8 dieser Ergänzung auswendig weiß.
4. Der Avionik-Hauptschalter kann bei Bedarf zur Trennung der Stromversorgung des Autopilot- bzw. elektrischen Trimmsystems verwendet werden, bis die entsprechende Sicherung lokalisiert und gezogen wurde. Danach ist umgehend der Avionik-Hauptschalter wieder einzuschalten. Bei ausgeschaltetem Avionik-Hauptschalter bleiben alle Flugüberwachungsinstrumente betriebsbereit, die COM-, NAV- und Identifikationsgeräte sind jedoch inoperativ.
5. Der Autopilot KAP 140 hat einen Anstellwinkelsensor, der abnormale Flugzeugbeschleunigungen in der vertikalen Achse erkennt; dadurch kann bei schnellen Änderungen des Anstellwinkels - aus welchen Gründen immer - der Autopilot automatisch deaktiviert werden.
6. Es ist essentiell, daß alle Teile des Autopilot- und elektrischen Trimmsystems vor jedem Flug gemäß den hierin beschriebenen Verfahren kontrolliert werden, damit deren Integrität und der sichere Betrieb im Fluge gewährleistet sind.

WARNUNG

Nach einer Fehlfunktion des Autopiloten, der automatischen Trimmung oder der manuellen elektrischen Trimmung darf nicht versucht werden, den Autopilot wieder zu aktivieren oder die manuelle elektrische Trimmung zu verwenden, solange die Ursache der Fehlfunktion nicht behoben wurde.

4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

4A.3.4.A VOR DEM ROLLEN

1. STROMVERSORGUNG UND SELBSTTEST - Ein Selbsttest wird mit Einschalten der Stromversorgung des Computers durchgeführt. Dieser Selbsttest ist eine Abfolge einzelner interner Checks, die den ordnungsgemäßen Betrieb des Systems überprüfen, bevor normaler Betrieb ermöglicht wird. Die Abfolge wird durch 'PFT' und eine ansteigende Zahl für die einzelnen Schritte angezeigt. Der erfolgreiche Abschluß des Selbsttests wird durch Aufleuchten aller Display-Segmente (Display-Test) und durch den 'Disconnect'-Ton angezeigt.

ANMERKUNG

Nach erfolgtem Vorflug-Selbsttest kann das rote 'P' auf dem Display des Autopiloten aufleuchten, um darauf hinzuweisen, daß die Nickachse (Pitch Axis) nicht aktiviert werden kann. Dieser Zustand sollte ein vorübergehender sein und ca. 30 Sekunden dauern. Das 'P' geht aus, und normaler Betrieb ist möglich.

Wenn die Stromversorgung des Autopiloten im Flug aus- und eingeschaltet wird (d.h. etwa über die AUTOPILOT-Sicherung), kann eine 5-minütige Verzögerung vor der Verwendung des Autopiloten nötig sein, um den Nickachsen-Beschleunigungsmesser-Schaltkreis zu stabilisieren. Ein Aktivieren vor der Stabilisierung kann zu leicht unregelmäßigem Verhalten der Nickachse führen.

WARNUNG

Wenn die TRIM FAIL-Warnleuchte anbleibt, hat die automatische Trimmung den Vorflug-Test nicht bestanden. Die AUTOPILOT-Sicherung muß gezogen werden. Die manuelle elektrische Trimmung kann nicht verwendet werden.

2. TEST DER MANUELLEN ELEKTRISCHEN TRIMMUNG wie folgt:

Drücken Sie AP DISC-Knopf, während Sie die manuelle elektrische Trimmung betätigen. Die manuelle elektrische Trimmung sollte weder in Richtung NOSE UP noch in Richtung NOSE DOWN arbeiten.

3. AUTOPILOT - AKTIVIEREN durch Drücken des AP-Knopfes.

4. STEUERKNÜPPEL - vor, zurück, links und rechts BEWEGEN, um sicherzustellen, daß die Autopilot-Kupplungen übersteuert werden können.

5. AP DISC-Knopf - DRÜCKEN. Prüfen, ob der Autopilot deaktiviert wird.

6. TRIMMUNG - händisch auf TAKE-OFF stellen.

7. AP DISC-Knopf - DRÜCKEN.

8. Bedienung von Höhenalarm/Höhenvorwahl (falls die 'Altitude Preselect'-Option installiert ist)
- a. BARO-Einstellung - prüfen.

WICHTIGER HINWEIS

Sollte die Installation keine automatische Baro-Einstellung beinhalten, blinkt das Baro-Display bis zur manuellen Eingabe durch den Piloten. Setzen Sie die manuellen Eingaben während des Fluges fort, jedesmal wenn das QNH am Höhenmesser eingestellt werden muß. Es werden keine weiteren Aufforderungen (Blinken) erteilt.

- b. ALTITUDE SELECT-Knopf (Höhenvorwahl; nur vorhanden wenn die 'Altitude Preselect'-Option installiert ist) - DREHEN bis die gewünschte Flughöhe angezeigt wird.

ANMERKUNG

Eine Höhenwarnung wird 1000 ft vor Erreichen der gewählten Flughöhe erteilt. Nach Erreichen der gewählten Flughöhe wird eine weitere Warnung erteilt, sobald das Flugzeug von der gewählten Flughöhe um ± 200 ft abweicht. Die Warnung besteht aus einer Serie 5 kurzer Töne.

4A.3.8 STEIGFLUG / 4A.3.11 SINKFLUG

1. Trimmung - PRÜFEN bzw. EINSTELLEN, um Flugzeug vor Aktivierung des Autopiloten auszutrimmen.

ANMERKUNG

Aktivierung des Autopiloten bei vertrimmtem Zustand kann zu ungewollten Fluglageänderungen führen und TRIM FAIL-Warnung auslösen.

2. AP-Knopf - DRÜCKEN. Achten Sie darauf, daß die 'ROL' und 'VS'-Anzeigen angehen. Wenn keine weiteren Moden gewählt sind, arbeitet der Autopilot den Moden 'ROL' und 'Vertical Speed Hold' ('Halten der Steig-/Sinkgeschwindigkeit').

WARNUNG

Bei aktiviertem Autopiloten muß der verantwortliche Pilot diesen laufend überwachen und vorbereitet sein, ihn zu deaktivieren sowie korrektive Sofortmaßnahmen - inklusive manueller Steuerung des Flugzeuges und/oder Durchführung von Notverfahren - zu setzen, falls der Autopilot nicht wie erwartet arbeitet oder die Kontrolle über das Flugzeug nicht aufrechterhalten wird.

Während jeglichen Betriebs mit dem Autopiloten muß der verantwortliche Pilot die richtigen Autopilot-Befehle verwenden sowie die geeignete Kombination von Motorleistung und Klappenstellung wählen, damit die Geschwindigkeit zwischen 70 und 165 KIAS gehalten wird und das Flugzeug auch die anderen Betriebsgrenzen nicht überschreitet.

WARNUNG

Bei Betrieb bei oder nahe der Geschwindigkeit für die beste Steigrate und Verwendung der 'Vertical Speed Hold'-Funktion kann es leicht zu einer Verzögerung auf eine Geschwindigkeit auf der Rückseite der Leistungskurve kommen, wo eine Abnahme der Fluggeschwindigkeit zu einer Abnahme der Steigrate führt. Andauernder Betrieb auf der Rückseite der Leistungskurve im 'Vertical Speed Hold'-Modus führt zum Überziehen.

Bei Betrieb bei oder nahe der maximalen Geschwindigkeit für den Autopiloten kann eine Verminderung der Leistung notwendig sein, um die gewünschte Sinkrate zu halten, ohne die maximale Geschwindigkeit für den Autopiloten zu überschreiten.

WICHTIGER HINWEIS

Vermeiden Sie abrupte Leistungsänderungen bei geringer angezeigter Fluggeschwindigkeit und aktiviertem Autopiloten.

WARNUNG

Versuchen Sie nicht, dem Autopilot zu helfen bzw. bei aktiviertem Autopiloten das Flugzeug von Hand zu steuern, da dieser dann die Trimmung betätigt, um dem Steuerausschlag entgegenzuwirken. Wenn der Pilot bei aktiviertem Autopiloten die Steuerung von Hand betätigt, kann dies zu einer Fehltrimmung des Flugzeugs begleitet von großen Höhensteuerkräften führen.

3. BARO-Einstellung - PRÜFEN wenn nicht automatisch.

4. Verwendung von CWS

- a. CWS-Knopf - DRÜCKEN und Flugzeugnase auf die gewünschte Steig-/Sinkrate BEWEGEN.
- b. CWS-Knopf - LOSLASSEN. Der Autopilot regelt die Steig-/Sinkrate bis hin zu den Grenzwerten von ± 2000 ft/min.

5. Verwendung von 'Vertical Trim'

- a. VERTICAL TRIM-Steuerung - DRÜCKEN Sie entweder den UP- (hinauf) oder den DN- (hinunter) Knopf, um die Steig-/Sinkrate innerhalb der Grenzwerte von ± 2000 ft/min zu verändern.
- b. VERTICAL TRIM-Steuerung - LOSLASSEN, sobald die gewünschte Steig-/Sinkrate angezeigt wird. Der Autopilot wird diese dann halten.

4A.3.9 REISEFLUG**ANMERKUNG**

Im 'Altitude Hold' kann die Flughöhe in starken Turbulenzen um bis zu 120 ft variieren, wenn die bei Geschwindigkeit von 70 auf 140 KIAS verändert wird.

1. ALT-Moduswahlknopf - DRÜCKEN. Beachten Sie, daß die Anzeige 'ALT' aufleuchtet. Der Autopilot hält nun die gewählte Baro-korrigierte Flughöhe.
2. Vorgewählte Flughöhe (sofern 'Altitude Preselect'-Option installiert ist)
 - a. ALTITUDE PRESELECT-Knopf (Höhenvorwahl) - DREHEN bis gewünschte Flughöhe angezeigt wird. Beachten Sie, daß bei Höhenvorwahl automatisch die Anzeige 'ARM' aufleuchtet, wenn der Autopilot aktiviert ist.

- b. ARM-Knopf (Altitude Select Mode = Flughöhenvorwahl-Modus) - DRÜCKEN, um das Interceptieren der Flughöhe zu aktivieren/deaktivieren.
- c. Flugzeug - Steig-/Sinkrate für das Interceptieren der gewählten Flughöhe EIN-STELLEN.

ANMERKUNG

Turbulenzen verschlechtern die Kursverfolgung durch den Autopiloten. Die Verwendung des ROL-Basismodus wird bei Betrieb in starken Turbulenzen empfohlen. Bei schwersten Turbulenzen wird empfohlen, den Autopiloten zu deaktivieren und das Flugzeug händisch zu steuern.

3. Höhenänderungen

- a. Unter Verwendung von CWS (empfohlen für Höhenänderungen über 100 ft)
 - 1) CWS-Knopf - DRÜCKEN und Flugzeug auf gewünschte Höhe bringen.
 - 2) CWS-Knopf - LOSLASSEN sobald die gewünschte Höhe erreicht ist. Der Autopilot wird diese dann halten.
- b. Unter Verwendung von 'Vertical Trim' (empfohlen für Höhenänderungen unter 100 ft)
 - 1) VERTICAL TRIM-Steuerung - DRÜCKEN und HALTEN des UP- (hinauf) oder des DN- (hinunter) Knopfes. 'Vertical Trim' wird eine Rate von etwa 500 ft/min wählen.
 - 2) VERTICAL TRIM-Steuerung - Loslassen, sobald die gewünschte Höhe erreicht ist. Der Autopilot wird diese dann halten.

ANMERKUNG

Alternativ kann UP oder DN mehrmals kurz gedrückt werden, um einen Anstieg oder ein Absinken der Referenzhöhe von 20 ft pro Knopfdruck zu programmieren.

4. Steuerkursänderungen

a. Manuelle Steuerkursänderungen im ROL-Modus

- 1) CWS-Knopf - DRÜCKEN. STEUERN Sie das Flugzeug auf den gewünschten Kurs.
- 2) CWS-Knopf - LOSLASSEN. Der Autopilot wird versuchen, das Flugzeug geradeaus im ROL-Modus zu fliegen.

ANMERKUNG

Der Steuerkurs kann sich im ROL-Modus infolge Turbulenzen ändern.

b. 'Heading Hold' (Steuerkurs halten)

- 1) 'Heading Selector Bug' - DREHEN auf den gewünschten Steuerkurs (Heading).
- 2) HDG-Knopf (Steuerkurs-Modus) - DRÜCKEN. Beachten Sie, daß die Anzeige 'HDG' aufleuchtet. Der Autopilot bringt das Flugzeug automatisch auf den gewählten Steuerkurs (Heading).

c. 'Command Turns' (Gesteuerte Kurven; 'Heading Hold'-Modus ein)

'Heading Select'-Knopf - 'HEADING SELECT BUG' auf den Soll-Steuerkurs DREHEN. Der Autopilot bringt das Flugzeug automatisch auf den neuen gewählten Steuerkurs (Heading).

5. NAV-Kopplung

- a. Kurszeiger - auf Sollkurs SETZEN.
- b. 'Heading Select'-Knopf - 'HEADING SELECT BUG' auf gewünschten Interceptorwinkel SETZEN und HDG-Modus aktivieren.
- c. NAV-Moduswahlknopf - DRÜCKEN.
 - 1) Wenn der Kursabweichungsbalken mehr als 2-3 Punkte ausgeschlagen ist: Das Flugzeug verbleibt im HDG-Modus (oder ROL, falls HDG nicht gewählt ist) mit angezeigtem 'NAV ARM'; sobald der errechnete Intercept-Punkt erreicht ist, wird HDG deaktiviert, die Anzeige 'ARM' erlischt, und der gewählte Kurs wird automatisch interceptiert und verfolgt.
 - 2) Wenn der Kursabweichungsbalken weniger als 2-3 Punkte ausgeschlagen ist: Der HDG-Modus wird deaktiviert sobald der NAV-Modus gewählt wird; die Anzeige 'NAV' leuchtet auf, und der Interceptor- und Kursverfolgungsvorgang wird automatisch eingeleitet.

4A.3.12 LANDEANFLUG

1. Approach- (Lande-anflug-) Kopplung (APR; ermöglicht Glideslope-Kopplung auf einem ILS, sowie präzisere Kursverfolgung beim Instrumentenanflug).
 - a. BARO-Einstellung - PRÜFEN wenn nicht automatisch.
 - 1) Kurszeiger - auf Sollkurs SETZEN.
 - 2) 'Heading Select'-Knopf - 'HEADING SELECT BUG' auf gewünschten Interceptorwinkel DREHEN.
 - 3) 'APR'-Moduswahlknopf - DRÜCKEN.

- a) Wenn der Kursabweichungsbalken mehr als 2-3 Punkte ausgeschlagen ist: Das Flugzeug verbleibt im HDG-Modus (oder ROL, falls HDG nicht gewählt ist) mit angezeigtem 'APR ARM'; sobald der errechnete Intercept-Punkt erreicht ist, wird der HDG-Modus deaktiviert, die Anzeige 'ARM' erlischt, und der gewählte Kurs wird automatisch interceptiert und verfolgt.
 - b) Wenn der Kursabweichungsbalken weniger als 2-3 Punkte ausgeschlagen ist: Der HDG-Modus wird deaktiviert sobald der APR-Modus gewählt wird; die Anzeige 'APR' leuchtet auf, und der Interceptier- und Kursverfolgungsvorgang wird automatisch eingeleitet.
- 4) Fluggeschwindigkeit - Halten Sie mindestens 90 bis 100 KIAS während des Autopilot-Landeanflugs (Empfehlung).
2. BC-Landeanflug-Kopplung (d.h. rückseitiger Localizer-Kurs) (REV)
- a. BARO-Einstellung - PRÜFEN wenn nicht automatisch.
 - 1) Kurszeiger - auf den 'ILS Front Course Inbound'-Steuerkurs SETZEN.
 - 2) 'Heading Select'-Knopf - 'HEADING SELECT BUG' auf gewünschten Interceptierwinkel DREHEN, HDG-Modus aktivieren.
 - 3) REV-Moduswahlknopf - DRÜCKEN.
 - a) Wenn der Kursabweichungsbalken mehr als 2-3 Punkte ausgeschlagen ist: Das Flugzeug verbleibt im HDG-Modus (oder ROL, falls HDG nicht gewählt ist) mit angezeigtem 'REV ARM'; sobald der errechnete Intercept-Punkt erreicht ist, wird der HDG-Modus deaktiviert, die Anzeige 'ARM' erlischt, und der gewählte Kurs wird automatisch interceptiert und verfolgt.

- b) Wenn der Kursabweichungsbalken weniger als 2-3 Punkte ausgeschlagen ist: Der HDG-Modus wird deaktiviert sobald der REV-Modus gewählt wird; die Anzeige 'REV' leuchtet auf, und der Interceptier- und Kursverfolgungsvorgang wird automatisch eingeleitet.

3. Glideslope-Kopplung

ANMERKUNG

Die Glideslope-Kopplung wird unterbunden bei Betrieb im NAV- oder REV-Modus. Glideslope-ARM und -kopplung erfolgen automatisch im APR-Modus, wenn ein Localizer-Kurs verfolgt wird.

- a. APR-Modus - AKTIVIEREN. Beachten Sie, daß 'GS ARM' aufleuchtet.
- b. Sobald die Mitte des Glideslope erreicht ist, geht die 'ARM'-Anzeige aus.

ANMERKUNG

Der Autopilot kann den Glideslope von oben oder unten interceptieren.

ANMERKUNG

Das Interceptieren einer vorgewählten Höhe zum Erreichen der MDA ist bei Nichtpräzisionsanflügen nicht zu empfehlen. Die Glideslope-Kopplung verhindert das Interceptieren einer vorgewählten Höhe am ILS.

4. Fehlanflug (Missed Approach)

- a. AP DISC-Knopf - DRÜCKEN, um den Autopiloten zu deaktivieren.
- b. FEHLANFLUGVERFAHREN - DURCHFÜHREN.
- c. AP-Knopf - nach Trimmung des Flugzeugs DRÜCKEN, falls Autopilotbetrieb weiterhin erwünscht.

ANMERKUNG

Wenn das Verfolgen des ILS-Outbound-Kurses als Teil des Fehlanflugverfahrens gewünscht ist, verwenden Sie den NAV-Modus, um eine unbeabsichtigte Glideslope-Kopplung zu verhindern.

5. Vor der Landung

- a. AP DISC-Knopf - DRÜCKEN zum Deaktivieren des Autopiloten.

4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN**4B.7 FEHLFUNKTION DES AUTOPILOTSYSTEMS**

A. Blinkende 'PT'-Anzeige mit einem auf- oder abwärts zeigendem Pfeil auf dem Display des Autopilot-Computers.

Eine blinkende 'PT'-Anzeige (für die automatische Trimmung) am Autopilot-Display deutet darauf hin, daß die automatische Trimmung den Höhenruder-Servo nicht zeitgerecht entlasten konnte. Dieser Zustand sollte nur vorübergehend sein.

1. BLINKENDE 'PT'-ANZEIGE - BEOBACHTEN Sie das Nickverhalten des Flugzeugs. Wenn das Nickverhalten zufriedenstellend ist, warten Sie 5 - 10 Sekunden bis die Anzeige erlischt.

2. Sollte die Anzeige weiterhin leuchten: Steuerknüppel - FESTHALTEN, CWS-Knopf drücken und auf Fehltrimmung prüfen. Nach Bedarf manuell nachtrimmen.
3. CWS-Knopf - Loslassen.
4. AUTOPILOT-BETRIEB - FORTSETZEN falls gewiß ist, daß die Anzeige der Fehltrimmung nur vorübergehend war. BEENDEN, falls es Anzeichen einer Fehlfunktion der automatischen Trimmung gibt.

B. Ein rotes 'P' oder 'R' auf der Anzeige des Autopilot-Computers.

1. Ein rotes 'P' zeigt an, daß die Nickachse (Pitch Axis) des Autopiloten abgeschaltet wurde und nicht wieder aktiviert werden kann. **AKTIVIEREN SIE NICHT EIN SYSTEM MIT AUSSCHLIESSLICHER ROLLACHSEN-FUNKTION.**

ANMERKUNG

Wenn das rote 'P' aufgrund einiger abnormer Beschleunigungen des Flugzeugs hervorgerufen wurde, sollte die Anzeige innerhalb etwa einer Minute erlöschen und der Normalbetrieb des Autopiloten wiederhergestellt sein.

2. Ein rotes 'R' zeigt an, daß die Rollachse (Roll Axis) des Autopiloten abgeschaltet wurde. Der Autopilot kann nicht aktiviert werden.

C. Blinkende 'Baro'-Einstellung im Display des Autopiloten (falls die automatische 'Baro'-Einstellung eingebaut ist).

Eine blinkende 'Baro'-Einstellung im Display des Autopiloten zeigt an, daß eine Kommunikationsstörung zwischen Höhenmesser und Autopilot vorliegt (bei einer Installation, bei der die 'Baro'-Einstellung automatisch mit jeder Änderung der 'Baro'-Einstellung des Codierenden Höhenmessers KEA 130 aktualisiert wird). Das Blinken wird bei Registrieren dieser Kommunikationsstörung ausgelöst und danach bei jeder Änderung der vorgewählten Höhe.

1. Blinkende 'Baro'-Einstellung - korrekte 'Baro'-Einstellung manuell EINGEBEN (oder BARO drücken, um den momentanen Wert zu akzeptieren).
2. Höhenwarnung/-vorwahl - nach Bedarf EINSTELLEN.

D. Blinkende Modus-Anzeige im Display des Autopiloten.

Eine blinkende Modus-Anzeige im Display des Autopiloten weist üblicherweise auf den Verlust dieses Modus hin.

1. Blinkendes 'HDG' - zeigt an, daß kein gültiges Steuerkurs- (Heading-) Signal anliegt. HDG-Knopf DRÜCKEN, um das Blinken zu beenden. 'ROL' wird angezeigt.
2. Blinkendes 'NAV', 'APR' oder 'REV' - zeigt an, daß eine NAV-Quelle im 'Flag'-(Warnsignal-) Zustand ist. NAV-, APR- oder REV-Knopf DRÜCKEN, um das Blinken zu beenden. 'ROL' wird angezeigt. (Eine verwertbare NAV-Quelle auswählen).

ANMERKUNG

Eine blinkende 'NAV'-, 'APR'-' oder 'REV'-Anzeige kann auch daher kommen, daß kein gültiges Steuerkurs- (Heading-) Signal anliegt.

3. Blinkendes 'GS' - zeigt an, daß der Glideslope im 'Flag'- (Warnsignal-) Zustand ist. (GS geht automatisch wieder auf ARM, sobald ein verwertbares Glideslope-Signal empfangen wird).

ANMERKUNG

Um den Localizerkurs weiterhin zu verfolgen, beachten Sie die entsprechenden Minima für einen Nichtpräzisionsanflug. (Drücken Sie ALT zweimal in kurzer Folge, um das Blinken zu beenden. Steuern Sie die Nickachse (Pitch Axis) im Standard-VS-Modus).

ANMERKUNG

Bei Beginn des Blinkens einer Modus-Anzeige hat der Autopilot bereits auf eine Standard-Betriebsart zurückgeschaltet, d.h. 'ROL' und/oder 'VS'. Ein sofortiger Versuch, den verlorenen Modus zu reaktivieren kann unternommen werden, wenn das hinderliche NAV-, Glideslope- oder Kompaß-Warnsignal ('Flag') verschwunden ist.

E. Auswirkungen von Instrumentenausfällen während des Autopilotbetriebs.

1. Ausfall des künstlichen Horizonts - kein Einfluß auf den Autopiloten.
2. Ausfall des Wendezeigers - Autopilot funktioniert nicht.
3. Ausfall des HSI - HDG-, NAV- und APR-Moden funktionieren nicht.
4. Ausfall der Höhenkodierung - automatische 'Baro'-Einstellung, Interceptieren einer vorgewählten Flughöhe und Höhenwarnung funktionieren nicht.

5. LEISTUNGEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuches.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Aus- oder Einbau des Autopilot-Systems KAP 140 gemäß Kapitel 6 des Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

7.14 AVIONIK

Diese Ergänzung zum Flughandbuch soll den Piloten mit den Betriebsgrenzen sowie den normalen Betriebsverfahren und den Notverfahren für den Autopilot Bendix/King KAP 140 vertraut machen. Die hier aufgeführten Betriebsgrenzen sind maßgeblich für die Verwendung des KAP 140-Systems in der DA 40-Installation; der Autopilot muß innerhalb dieser Grenzen betrieben werden.

Der Autopilot KAP 140 hat ein elektrisches Trimmsystem. Dieses ermöglicht eine automatische Trimmung während des Autopilotbetriebs sowie eine manuelle elektrische Trimmung für den Piloten während der Autopilot nicht in Betrieb ist. Das Trimmsystem ist so konzipiert, daß es für jede im Fluge einzeln auftretende Trimmfehlfunktion 'fail safe' ist. Trimmfehlfunktionen werden überwacht und sowohl akustisch als auch visuell angezeigt.

Eine Sperrvorrichtung verhindert die Inbetriebnahme des Autopiloten, bis das System den Vorflug-Selbsttest erfolgreich abgeschlossen hat. Der automatische Vorflug-Selbsttest beginnt mit dem Einschalten der Stromversorgung des Autopiloten.

Folgende Bedingungen veranlassen den Autopiloten zum automatischen Deaktivieren:

- A. Ausfall der Stromversorgung.
- B. Ausfall des internen Flugkontrollsystems.
- C. Nickbeschleunigungen über +1,4 g oder unter 0,6 g veranlassen die Autopilot-Servokupplungen zum Auskuppeln.
- D. Ausfall des Wendezeigers.
- E. Überwachungssystem des Autopilot-Computers erkennt entweder eine 'R' (Roll-) oder 'P'- (Pitch- = Nick-) Fehlfunktion.

Mit dem Avionik-Hauptschalter wird die Stromzufuhr zur 'Avionic Bus'-Schiene für die Sicherungen der Funkgeräte und des Autopiloten ein- und ausgeschaltet.

Die Funktion des BAT-Hauptschalters bleibt unverändert. Er kann gemeinsam mit dem ALT-Hauptschalter in Notsituationen dazu verwendet werden, die Stromzufuhr zu allen Flugkontrollsystemen abzuschalten, während das Problem isoliert wird.

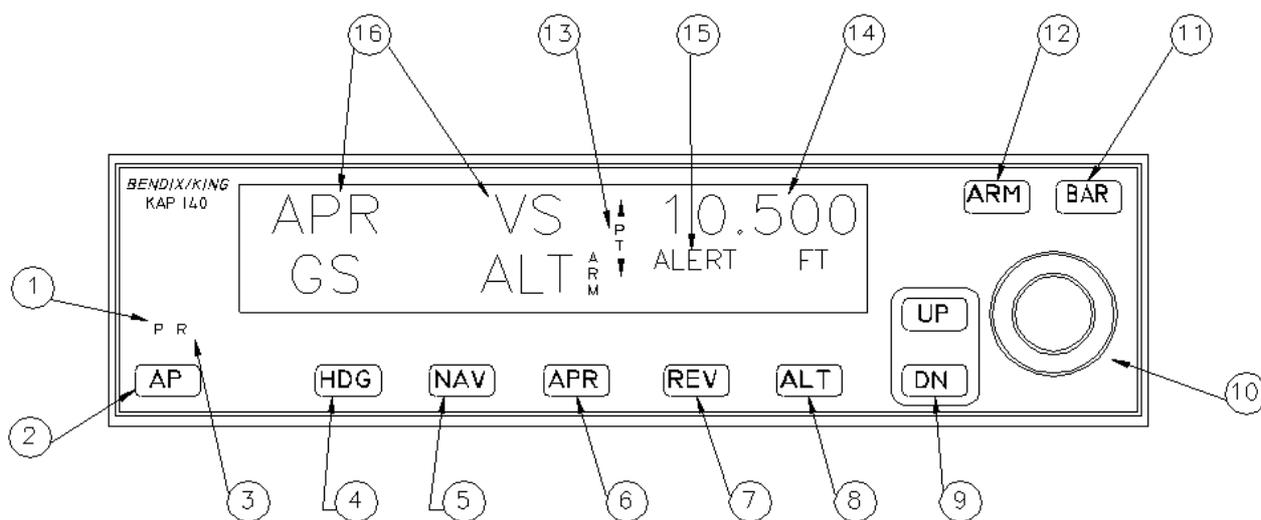
Das Drücken des AP DISC-Knopfes am Knüppel deaktiviert ebenso den Autopiloten.

Folgende Sicherungen schützen die folgenden Teile des Autopiloten KAP 140:

BEZEICHNUNG	FUNKTION
AUTOPILOT	Versorgt den Computer KC 140 sowie die Servos (Höhenruderservo, Querruderservo, Trimmervo).
ANNUN	Versorgt die Autopiloten-Warnung separat mit Strom.

BEZEICHNUNG	FUNKTION
DG	Versorgt das Kompaßsystem KCS 55A.
T&B	Versorgt den im Instrumentenbrett eingebauten Wendezeiger/Kreisel (Turn & Bank).
XPDR	Versorgt den Höhenmesser King KEA 130A, falls installiert.
XPDR	Versorgt den Blind Altitude Encoder, falls installiert.

BEDIENELEMENTE UND ANZEIGEN



1. NICKACHSE, 'P'-ANZEIGE - Wenn sie leuchtet, zeigt dies eine Fehlfunktion der Nickachse an. Entweder wird der Autopilot deaktiviert oder die Aktivierung der Nickachse verhindert. Die 'P'-Anzeige kann auch leuchten, wenn der Autopilot deaktiviert ist. Dieser Zustand kann sich bei Flugmanövern ergeben, bei denen die Schwellwerte für das Lastvielfache überschritten werden. Der 'Autopilot Monitor' verhindert das Aktivieren solange 'P' leuchtet.

2. AUTOPILOT AKTIVIEREN/DEAKTIVIEREN (AP)-Knopf - Durch Drücken wird der Autopilot aktiviert, wenn alle logischen Bedingungen erfüllt sind. Der Autopilot wird aktiviert in den Moden 'ROL', d.h. Stabilisierung um die Längsachse (Wing Leveler) und 'Vertical Speed Hold' ('VS'), d.h. Halten einer konstanten Steig-/Sinkrate. Die gewählte Steig-/Sinkrate kann rechts oben im Autopilot-Display angezeigt werden indem entweder UP oder DN gedrückt wird. Die eingenommene Steig-/Sinkrate entspricht jener zum Zeitpunkt des Drückens von AP. Bei weiterem Drücken des AP-Knopfes wird der Autopilot wieder deaktiviert. Wenn MÄM 40-099 oder MSB 40-018 durchgeführt wurde, ist dieser Knopf ist der einzige Knopf, mit dem der Autopilot aktiviert werden kann.
3. ROLLACHSE, 'R'-ANZEIGE - Wenn sie leuchtet, zeigt dies eine Fehlfunktion der Rollachse an. Der wird Autopilot deaktiviert bzw. wird dessen Aktivierung verhindert.
4. HDG-MODUSWAHLKNOPF (Heading = Steuerkurs) - Wenn gedrückt, geht der Autopilot in den HDG-Modus, der das Flugzeug anweist, jenen Steuerkurs (Heading) aufzunehmen und zu halten, der mit der 'Heading Select Bug' auf dem HSI gewählt wurde. Ein neuer Steuerkurs kann jederzeit gewählt werden und bringt das Flugzeug dazu, auf den neuen Steuerkurs zu drehen. Der Knopf kann auch verwendet werden, um zwischen den Moden HDG und ROL hin- und herzuschalten. Wenn MÄM 40-099 oder MSB 40-018 noch nicht durchgeführt wurde, kann auch mit diesem Knopf der Autopilot aktiviert werden.
5. NAV-MODUSWAHLKNOPF - Wenn gedrückt, wird der NAV-Modus gewählt. Dieser Modus ermöglicht das automatische Interceptieren und Verfolgen eines VOR-, Localizer- oder GPS-Kurses, je nach Wahl der Anzeige am HSI oder CDI. Der NAV-Modus empfiehlt sich für das Verfolgen eines Kurses im Reiseflug.
6. APR-MODUSWAHLKNOPF (Approach = Landeanflug) - Wenn gedrückt, wird der NAV-Modus gewählt. Dieser Modus ermöglicht das automatische Interceptieren und Verfolgen eines VOR-, GPS- oder Localizerkurses bzw. Glideslopes auf einem ILS, je nach Wahl der Anzeige am HSI oder CDI. Die Empfindlichkeit der Kursverfolgung des APR-Modus empfiehlt sich für Instrumentenanflüge.

7. REV-MODUSWAHLKNOPF ('Back Course'-Anflug) - Wenn gedrückt, wird 'Back Course'-Anflugmodus aktiviert. Dieser funktioniert identisch wie der APR-Modus, außer daß die Reaktion des Autopiloten auf Localizer-Signale umgekehrt wird.
8. ALT-MODUSWAHLKNOPF (Altitude Hold = Flughöhe halten) - Wenn gedrückt, wird der 'Altitude Hold'-Modus aktiviert. Dieser ermöglicht das Interceptieren und Halten der gewählten Flughöhe. Die gewählte Flughöhe entspricht der Flughöhe in jenem Moment, in dem der ALT-Knopf gedrückt wird. Wird der ALT-Knopf während eines Steig-/Sinkflugs gedrückt, wird die Höhe um ca. 10 % der Steig-/Sinkrate über-/untertroffen und das Flugzeug dann konsequent auf die gewählte Flughöhe zurückgebracht. Wenn MÄM 40-099 oder MSB 40-018 noch nicht durchgeführt wurde, kann auch mit diesem Knopf der Autopilot aktiviert werden.
9. 'VERTICAL TRIM'-KNÖPFE (UP/DN) - Die Funktion dieser Knöpfe ist abhängig vom Vertikal-Modus zum Zeitpunkt der Betätigung. Im VS-Modus wird beim ersten Drücken die vorgegebene Steig-/Sinkrate im Display angezeigt. Jeder unmittelbar folgende kurze Knopfdruck erhöht/vermindert die vorgegebene Rate um 100 ft/min. Halten des Knopfs ändert die Rate um ca. 300 ft/min pro Sekunde. Im ALT-Modus bewirkt jeder Knopfdruck eine Veränderung der 'Altitude Hold'-Referenzhöhe um ± 20 ft. Bei kontinuierlichem Knopfdruck wird das Flugzeug mit einer Steig-/Sinkrate von 500 ft/min nach oben oder unten gesteuert, und die 'Altitude Hold'-Referenzhöhe wird beim Loslassen des Knopfes auf die tatsächliche Flughöhe eingestellt. (Beachte: die 'Altitude Hold'-Referenzhöhe wird am Display nicht angezeigt. Das Display zeigt weiterhin die Referenzhöhe für die Höhenwarnung an.)
10. DREHKNÖPFE (nur wenn die 'Altitude Preselect'-Option installiert ist) - Werden verwendet, um die Referenzhöhe für die Höhenwarnung einzustellen. Können auch verwendet werden, um unmittelbar nach Drücken des BARO-Knopfs die 'Baro'-Einstellung des Autopiloten an jene des Höhenmessers anzupassen, falls manuelle Einstellung notwendig ist.

11. BARO-KNOPF ('Baro'-Einstellung, nur wenn die 'Altitude Preselect'-Option installiert ist) - Nach kurzem Knopfdruck wechselt das Display für 3 Sekunden von der Referenzhöhe für die Höhenwarnung zur 'Baro'-Einstellung (IN HG oder HPA). Wenn der Knopf für 2 Sekunden gedrückt bleibt, wechselt die Anzeige für die 'Baro'-Einstellung von IN HG auf HPA oder umgekehrt. Sobald die 'Baro'-Einstellung angezeigt wird, können die Knöpfe verwendet werden, um die 'Baro'-Einstellung manuell zu verändern, sofern die Konfiguration keine automatische Korrektur beinhaltet.
12. ARM-KNOPF ('Altitude ARM', nur wenn die 'Altitude Preselect'-Option installiert ist) - Durch Knopfdruck wird 'Altitude Arm' ein- und ausgeschaltet. Wenn 'ALT ARM' angezeigt wird, interceptiert der Autopilot die angezeigte Referenzhöhe für die Höhenwarnung (sofern das Flugzeug im VS-Modus auf die angezeigte Höhe steigt oder sinkt). Wenn der Autopilot aktiviert ist, wird automatisch 'Altitude Hold Arming' aktiviert, sobald die Referenzhöhe für die Höhenwarnung mit den Drehknöpfen eingestellt wird. Beachte: Die Warnfunktionen sind unabhängig vom 'Arming'-Prozeß und somit auch bei deaktiviertem Autopiloten ununterbrochen aktiv.
13. 'PT'-ANZEIGE (Pitch Trim = Höhenruderttrimmung) - Zeigt die Richtung an, in die nachgetrimmt werden soll. Wenn die elektrische Trimmung installiert ist, wird nur angezeigt, ob der Autopilot gerade trimmt. Eine Daueranzeige zeigt den geringsten Bedarf nach Trimmung an, wogegen eine blinkende Anzeige einen größeren Bedarf anzeigt. Ein dauerndes 'PT' ohne Pfeil zeigt einen Fehler in der Trimmung an. Richtige Reaktion auf einen Fehler in der Trimmung: siehe NOTVERFAHREN. Im MET-Betrieb (manuelle elektrische Trimmung) kann diese Anzeige auf einen hängengebliebenen MET-Schalter zurückzuführen sein. Wenn der hängengebliebene Schalter gelöst wird, wird die Trimmung fortgesetzt.
14. ANZEIGE FÜR HÖHENWARNUNG/STEIG-/SINKRATE/BARO-EINSTELLUNG (nur wenn die 'Altitude Preselect'-Option installiert ist) - Zeigt üblicherweise die gewählte Referenzhöhe für die Höhenwarnung an.

Wenn im VS-Modus (Steig-/Sinkrate halten) der UP- oder DN-Knopf gedrückt wird, wechselt das Display auf die Soll-Steig/Sinkrate für den VS-Modus. Die Anzeige erfolgt in ft/min und dauert 3 Sekunden. Wenn der BARO-Knopf gedrückt wird, wechselt das Display für 3 Sekunden zur 'Baro'-Einstellung des Autopiloten in IN HG oder HPA.

ANMERKUNG

Das Display kann nach dem Einschalten bis zu 3 Minuten nur Striche anzeigen, falls ein Blind Encoder installiert ist, der eine Vorwärmzeit benötigt.

15. 'ALERT'-ANZEIGE (Höhenwarnung; nur falls die 'Altitude Preselect'-Option installiert ist) - Leuchtet dauerhaft im Bereich zwischen 200 und 1000 ft von der vorgewählten Flughöhe, sofern das Flugzeug vorher außerhalb dieses Bereiches war.

Blinkt

(1) für zwei Sekunden beim erstmaligen Überfliegen der gewählten Höhe,

und

(2) dauernd im Bereich zwischen 200 und 1000 ft von der vorgewählten Flughöhe, sofern das Flugzeug vorher innerhalb dieses Bereiches war (d.h. auf der gewählten Flughöhe). Begleitet wird diese visuelle Warnung von einem akustischen Warnsignal (5 kurze Warntöne), welches 1000 ft vor Erreichen bzw. 200 ft nach Verlassen der gewählten Höhe auftritt.

16. ANZEIGEN FÜR NICK- UND ROLLMODEN - Zeigt die aktiven Nick- (VS, ALT ARM, ALT, GS ARM, GS) und Roll-Moden (ROL, HDG, NAV ARM, NAV, APR ARM, APR, REV ARM, REV) an. Außerdem wird bei jedem Deaktivieren des Autopiloten ein blinkendes 'AP' angezeigt (5 Sekunden), begleitet von einem akustischen Signal (2 Sekunden).

17. AP DISC-KNOPF (Autopilot-Deaktivierung; nicht abgebildet) - Wenn gedrückt, wird der Autopilot deaktiviert und die Stromversorgung der elektrischen Trimmung unterbrochen (auf den Steuerknüppeln für Pilot und Copilot angebracht).
18. SCHALTER FÜR MANUELLE ELEKTRISCHE TRIMMUNG (nicht abgebildet) - Wenn beide Knöpfe in dieselbe Richtung gedrückt werden, aktivieren sie die Trimmung in die gewählte Richtung. Wird nur ein Schalter betätigt, arbeitet das Trimmingsystem nicht. Wenn ein Schalter nicht funktioniert oder für 3 Sekunden betätigt wird, erkennt das Trimmüberwachungssystem eine Schalterfehlfunktion. Dies führt zur Anzeige von 'PT' am Display des Autopiloten und zur Deaktivierung der elektrischen Trimmung. Der Stromkreis für den Autopiloten muß aus- und eingeschaltet werden, um den Fehler zu beheben. Die Verwendung der manuellen elektrischen Trimmung bei Autopilotbetrieb führt zur Deaktivierung des Autopiloten. (Auf dem Steuerknüppel des Piloten angebracht.)
19. CWS-Knopf (Control Wheel Steering; nicht abgebildet) - Wenn gedrückt und gehalten, werden die Servokupplungen für Höhenruder, Querruder und Trimmung geöffnet, wodurch der Pilot das Flugzeug von Hand steuern kann. Drücken des CWS-Knopfs synchronisiert auch den 'ALT'- oder 'VS'-Sollwert des Autopiloten mit der aktuellen Flughöhe oder Steig-/Sinkrate beim Loslassen. (Auf dem Steuerknüppel des Piloten angebracht).
20. OBS-KNOPF (Omni Bearing Selector) - Damit wird der Sollkurs eingestellt, den der Autopilot verfolgen soll (auf dem HSI).
21. 'HEADING SELECT'-KNOPF. Damit wird die 'Heading Select Bug' auf der Kompaßscheibe positioniert (auf dem HSI).
22. 'TRIM FAIL'-ANZEIGE - Leuchtet auf, wann immer der automatische Vorflug-Selbsttest einen Trimmfehler erkennt oder ein kontinuierliches Beobachtungssystem einen Trimmfehler während des Flugs erkennt (auf dem Annunciator Panel, Version 'White Wire'). Richtige Reaktion auf einen Fehler in der Trimmung: siehe NOTVERFAHREN.

SPRACHNACHRICHTEN

Die Sprachnachrichten-Funktion liefert dem Piloten eine zusätzliche Anzeige über den normalen und abnormalen Betrieb des Autopilot-Systems. Die Sprachnachrichten können vom Piloten, Copiloten und den zwei Passagieren über die Headsets und auch über den Lautsprecher im Cockpit gehört werden. Folgende Sprachnachrichten können während des Betriebs des Autopiloten auftreten, wobei einige Nachrichten nur auf 'Altitude Preselect'-Flugcomputer zutreffen:

- Die Nachricht 'ALTITUDE' tritt 1000 ft vor Erreichen der gewählten Höhe auf.
- Die Nachricht 'LEAVING ALTITUDE' tritt bei einer Abweichung von 200 ft von der gewählten Höhe auf.
- Die Nachricht 'AUTOPILOT' tritt auf, wenn der Autopilot entweder durch den Piloten oder automatisch deaktiviert wurde.
- Die Nachricht 'CHECK PITCH TRIM' tritt 10 Sekunden nach andauerndem Blinken des 'Nose up'- oder 'Nose down'-Trimpfeiles im Display des Autopiloten auf.
- Die Nachricht 'AUTOPILOT BARO SET FAIL - SET MAUALLY' ist eine einmalige Nachricht und wird nach Erkennen eines Fehlers in der automatischen 'BARO'-Einstellung ausgegeben.
- Die Nachricht 'TRIM IN MOTION, TRIM IN MOTION' tritt auf, wenn die automatische Trimmung mehr als 5 Sekunden aktiv war, und sie wiederholt sich sobald die automatische Trimmung stoppt.
- Die Nachricht 'CHECK PITCH TRIM' tritt auf, wenn das KAP 140 System einen 'Out-of-Trim'-Zustand für mehr als 15 Sekunden erkannt hat.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

ERGÄNZUNG E1

ZUM FLUGHANDBUCH DA 40

DIGITALE UHR

LC-2

ASTRO TECH

Dok. Nr. : 6.01.01
Ausgabedatum der Ergänzung : 26 Sep 2000
Änderungsmitteilung : OÄM 40-053

Unterschrift :

Behörde :


 AUSTRO CONTROL GmbH
 Abteilung Flugtechnik
 Zentrale
 A-1030 Wien, Schnirchgasse 11

Stempel :

Anerkennungsdatum :

 23. APR. 2001

Diese Ergänzung 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 JC/P).

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

0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

lfd. Nr. der Berichtigung	Kapitel	Seiten	Datum der Berichtigung	Datum der Einarbeitung	Zeichen/ Unterschrift
1	alle	alle	20 Apr 2001		

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kapitel	Seite	Datum
0	9-E1-1	20 Apr 2001
	9-E1-2	20 Apr 2001
	9-E1-3	20 Apr 2001
1, 2, 3, 4A, 4B	9-E1-4	20 Apr 2001
5, 6	9-E1-5	20 Apr 2001
7	9-E1-5	20 Apr 2001
	9-E1-6	20 Apr 2001
	9-E1-7	20 Apr 2001
8	9-E1-7	20 Apr 2001

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. ALLGEMEINES	9-E1-4
2. BETRIEBSGRENZEN	9-E1-4
3. NOTVERFAHREN	9-E1-4
4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-E1-4
4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-E1-4
5. LEISTUNGEN	9-E1-5
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	9-E1-5
7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	9-E1-5
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	9-E1-7

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur Bedienung des Flugzeuges, wenn die Digitale Uhr LC-2 installiert ist.

Diese Ergänzung soll zusammen mit dem Flughandbuch verwendet werden. Diese Ergänzung muß solange im Handbuch verbleiben, solange die Digitale Uhr LC-2 installiert ist.

2. BETRIEBSGRENZEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches.

3. NOTVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 3 des Flughandbuches.

4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4A des Flughandbuches.

4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4B des Flughandbuches.

5. LEISTUNGEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuches.

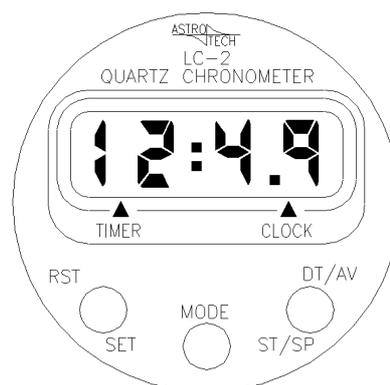
6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Aus- oder Einbau der digitalen Uhr LC-2 gemäß Kapitel 6 des Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

ALLGEMEIN

Die Vorderseite der Uhr besteht aus 3 Druckknöpfen und einem LC-Display mit 4 Ziffern. Die Bedienknöpfe sind nach ihrer Funktion beschriftet. Der Hintergrund des LC-Displays ist beleuchtet.



FUNKTIONEN

DATUM

Durch kurzes Drücken des „Date“-Knopfes während des „Clock“-Modes, zeigt die Uhr Monat und Tag für ungefähr 1,5 Sekunden an und kehrt dann in den „Clock“-Mode zurück.

UHRZEIT

Die Uhr zeigt die Uhrzeit in Stunden und Minuten an. Die Stunden können in 12 oder 24 Stunden Format angezeigt werden. Im 12 Stunden „Clock“-Mode erscheint eine Anzeige über dem Wort „Clock“. Im 24 Stunden „Clock“-Mode befindet sich keine Anzeige über dem Wort „Clock“.

STOPPUHR

Die Stoppuhr kann auf 00:00 zurückgesetzt, gestartet, gestoppt und neu gestartet werden. Der Timer zählt die erste Stunde in Minuten und Sekunden danach in Stunden und Minuten.

EINSTELLEN DES DATUMS UND DER UHRZEIT

DATUM

Durch Drücken des „Set“-Knopfes im „Clock“-Mode, beginnen die linken zwei Ziffern auf dem Display zu blinken. Das ist das Monat. Durch Drücken des „Advance“-Knopfes kann das Monat geändert werden. Nachdem das Monat eingestellt ist „Set“-Knopf drücken. Jetzt kann der Tag durch Drücken des „Advance“-Knopfes eingestellt werden.

UHRZEIT

Nachdem das Datum eingestellt ist den „Set“-Knopf drücken, das Display zeigt jetzt beides, Monat und Tag. Den „Set“-Knopf nochmals drücken. Die linken zwei Ziffern blinken. Das sind die Stunden. Durch Drücken des „Advance“-Knopfes können die Stunden eingestellt werden. Wenn die Stunden eingestellt sind, den „Set“-Knopf drücken. Die rechten zwei Ziffern blinken. Durch Drücken des „Advance“-Knopfes können die Minuten eingestellt werden. Wenn die Minuten eingestellt sind, den „Set“-Knopf drücken. Das Display zeigt jetzt die eingestellte Uhrzeit. Die Uhr ist angehalten. Um die Uhr zu starten, den „Start“-Knopf drücken, das Datum blinkt auf und die Uhr startet.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

ERGÄNZUNG S1 ZUM FLUGHANDBUCH DA 40

EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER MODEL E-01 ACK

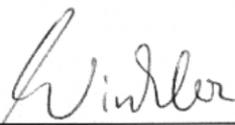
Dok. Nr. : 6.01.01
Ausgabedatum der Ergänzung : 26 Sep 2000

| Unterschrift :

| Behörde :

| Stempel :

| Anerkennungsdatum :


AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Zentrale
A-1030 Wien, Schnirchgasse 11

 23. APR. 2001

Diese Ergänzung 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).

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

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Kapitel	Seite	Datum
0	9-S1-1	20 Apr 2001
	9-S1-2	20 Apr 2001
	9-S1-3	20 Apr 2001
1, 2	9-S1-4	20 Apr 2001
3	9-S1-4	20 Apr 2001
	9-S1-5	20 Apr 2001
4A, 4B, 5, 6	9-S1-6	20 Apr 2001
7	9-S1-7	20 Apr 2001
	9-S1-8	20 Apr 2001
	9-S1-9	20 Apr 2001
	9-S1-10	20 Apr 2001
	9-S1-11	20 Apr 2001
8	9-S1-11	20 Apr 2001

0.3 INHALTVERZEICHNIS

	Seite
1. ALLGEMEINES	9-S1-4
2. BETRIEBSGRENZEN	9-S1-4
3. NOTVERFAHREN	9-S1-4
4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-S1-6
4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN	9-S1-6
5. LEISTUNGEN	9-S1-6
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	9-S1-6
7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	9-S1-7
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	9-S1-11

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur Bedienung des Flugzeuges, wenn der ELT (Notsender) ACK Model E-01 installiert ist.

Diese Ergänzung soll zusammen mit dem Flughandbuch verwendet werden. Diese Ergänzung muß solange im Handbuch verbleiben, solange der ELT ACK Model E-01 installiert ist.

2. BETRIEBSGRENZEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches.

3. NOTVERFAHREN

| Vor einer Notlandung, speziell in weitläufigen Gegenden und Gebirgsgegenden, sollte
| der ELT manuell aktiviert werden, indem man den ON-Knopf auf der RCPI-Einheit
| drückt. Die rote LED in der RCPI-Einheit sollte blinken.

| Sofort nach der Notlandung, wenn Hilfe benötigt wird, soll der ELT wie folgt benützt
| werden:

WICHTIGER HINWEIS

| Durch die Notlandung kann es passieren, daß die RCPI-
| Einheit nicht funktioniert. Dann sollte der Hauptschalter auf
| der ELT-Einheit auf OFF und dann wieder auf ON
| geschaltet werden. Die folgenden Punkte müssen dann
| direkt auf der ELT-Einheit ausgeführt werden.

1. ÜBERPRÜFUNG DER ELT-AKTIVIERUNG

- ON-Knopf auf der RCPI-Einheit drücken, auch wenn die LED schon blinkt.
- Wenn das Funkgerät funktioniert und es sicher bedient werden kann (keine Bedrohung durch Feuer oder Explosion), das Funkgerät einschalten und 121,50 MHz wählen. Wenn der ELT gehört werden kann, funktioniert er.
- Sicherstellen, daß die Antenne nicht behindert wird.

2. VOR SICHTUNG DES RETTUNGSFLUGZEUGES

- Mit der Flugzeuggatterie sparsam umgehen. Das Funkgerät soll nicht verwendet werden.

3. NACH SICHTUNG DES RETTUNGSFLUGZEUGES

- RESET-Knopf auf der RCPI-Einheit drücken, um Funkstörungen zu vermeiden. Versuchen, mit dem Rettungsflugzeug auf einer Frequenz von 121,50 MHz Kontakt aufzunehmen. Wenn kein Kontakt hergestellt werden kann, sofort den ON-Knopf auf der RCPI-Einheit drücken.

4. NACH DER RETTUNG

- Durch Drücken des RESET-Knopfes auf der RCPI-Einheit das Senden des Notsignals beenden.

Bei harten Landungen oder in starker Turbulenz kann es vorkommen, daß der ELT selbstständig auslöst. Dann muß der ELT wieder durch Drücken des RESET-Knopfes zurückgesetzt werden, und es muß kontrolliert werden, ob der ELT nicht mehr sendet.

4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4A des Flughandbuches.

4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 4B des Flughandbuches.

5. LEISTUNGEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuches.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

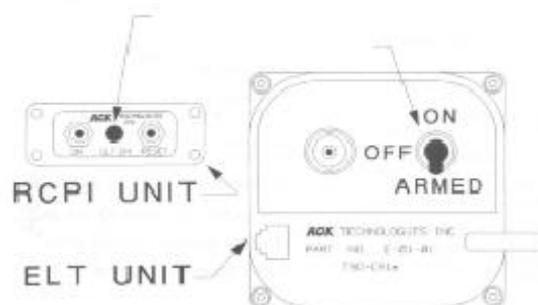
- | Bei Aus- oder Einbau des ELT's sind Änderung von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges gemäß Kapitel 6 des Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

ÜBERSICHT



Rote LED leuchtet, wenn ELT sendet
 Hauptschalter ELT



BESCHREIBUNG

Das System besteht aus dem Fernbedienteil (RCPI-Einheit, Remote Control Panel/Indicator), der im Instrumentenbrett installiert ist, und dem eigentlichen Notsender (ELT), der hinter dem Gepäckraumspant installiert ist.

Bei starken Verzögerungen der Vorwärtsbewegung des Flugzeuges (in Längsrichtung) löst ein Beschleunigungsmesser ("g"-Schalter) aus und aktiviert den ELT. Dazu muß der Hauptschalter des ELT auf "ARMED" stehen. Der ELT sendet in der Folge ein wiederkehrendes, abschwellendes Signal auf den Notfrequenzen 121,50 MHz und 243,00 MHz aus. Wenn dieses Signal empfangen wird, bewirkt es das Einleiten von Such- und Rettungsaktionen und dient gleichzeitig als Ortungssignal. Ein Blinken der roten Leuchte der RCPI-Einheit zeigt das Aussenden des Signals an.

Der ELT kann auch händisch eingeschaltet werden, zum Beispiel zur Überprüfung oder nach einer Notlandung. Dies erfolgt entweder durch Drücken des Knopfs "ON" an der RCPI-Einheit im Instrumentenbrett oder durch Drücken des ELT Hauptschalters direkt am ELT in Stellung "ON".

Das Rücksetzen des "g"-Schalters erfolgt entweder durch Drücken des "RESET"-Knopfs an der RCPI-Einheit oder durch Drücken des ELT Hauptschalters in Stellung "OFF".

Der ELT ist mit einer im Flugzeug fest eingebauten Antenne verbunden. Zusätzlich steht eine Stabantenne zur Verfügung, die für den Einsatz außerhalb des Flugzeugs bestimmt ist. Sie ist am Halteblech des ELT angebracht.

ALLGEMEINE HINWEISE

Um ein unabsichtliches Auslösen zu vermeiden, darf der ELT, sofern kein Notfall vorliegt, nur im ausgeschalteten Zustand (Hauptschalter auf OFF) ausgebaut und transportiert werden.

Bei harten Landungen oder starker Turbulenz kann es vorkommen, daß der ELT ausgelöst wird. Dann muß der ELT wieder durch Drücken des RESET-Knopfes zurückgesetzt werden und es muß kontrolliert werden, ob der ELT nicht mehr aussendet (siehe Funktionstest).

FLUGBETRIEB

Für den Flugbetrieb muß der Hauptschalter des ELT's auf "ARMED" gestellt sein. Dadurch wird der ELT in Bereitschaft gebracht, das heißt ein Auslösen durch den "g"-Schalter ist möglich. Durch den Funktionstest (nur in den ersten fünf Minuten jeder vollen Stunde) kann überprüft werden, ob der ELT in der Stellung "ARMED" ist. Im Zustand "ARMED" hat der ELT keinen Stromverbrauch.

BETRIEB AM BODEN NACH EINEM UNFALL

Der Betrieb des ELT's außerhalb des Flugzeugs kann notwendig werden, wenn das Flugzeug nach einer Notlandung verlassen werden muß.

Hiefür ist zuerst die Verkleidung des Gepäckraumspantes zu lösen, welche mit Klettverschluß befestigt ist. Der ELT befindet sich hinter dem Spant, etwas unterhalb, an der rechten Seite des Rumpfs. Die Halterung des ELT's ist zu öffnen und der ELT herauszunehmen. Jetzt können die zwei Kabel abgesteckt werden und statt dessen die Stabantenne angesteckt werden. Diese ist am Halteblech des ELT's angebracht. In Schalterstellung ON sendet der ELT das Notsignal aus. Die Stabantenne soll voll ausgezogen und möglichst senkrecht gehalten werden.

Bei niedrigen Außentemperaturen empfiehlt es sich, den ELT unter die Oberbekleidung zu nehmen, um die Batterien warm zu halten, wodurch eine längere Sendedauer des ELT's erreicht wird. Die Antenne muß außerhalb der Kleidung bleiben.

FUNKTIONSTEST

Die folgenden Funktionstests müssen mindestens alle drei Monate durchgeführt werden, um festzustellen, ob der ELT einwandfrei funktioniert. Die Testzeit für den Sender ist international geregelt (die ersten 5 min jeder vollen Stunde!) und darf für maximal drei „Piepser“ andauern (ca. 1,5 sek).

Es ist zu beachten, daß die Batterien nach Erreichen von ca. 1 Stunde gesamter Testzeit getauscht werden müssen.

Testdurchführung:

- Funkgerät einschalten und Frequenz 121,50 MHz einstellen. Squelch ausschalten.
- Jetzt den "ON"-Taster auf der RCPI-Einheit drücken (max. 3 Piepser). Ist der ELT funktionstüchtig, ist ein abschwellender, wiederkehrender Signalton über das Funkgerät hörbar und die rote Leuchte in der RCPI-Einheit beginnt zu blinken. Durch Drücken des „Reset“-Knopfs muß die Leuchte zu blinken aufhören und der Signalton verstummen. Verstummt der Signalton nicht oder hört die LED in der RCPI-Einheit nicht zu leuchten auf, muß der Hauptschalter am ELT selbst auf Stellung OFF gestellt werden.

ABSICHERUNG

Der ELT ist vollkommen unabhängig vom Bordnetz des Flugzeugs. Die Stromversorgung erfolgt mittels acht Batterien im ELT und einer Batterie in der RCPI-Einheit. Der Austausch der Batterien hat im Zuge der Wartung zu erfolgen.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

VT-2000

Secondary Surveillance Radar Transponder Mode-S

Bedienungsanleitung

Bitte nehmen Sie dieses Dokument in das
Flug- und Betriebshandbuch Ihres Luftfahrzeuges auf.

GARRECHT
Avionik GmbH



© 2007-2012 - Garrecht Avionik GmbH, 55411 Bingen/Germany

Inhaltsverzeichnis

Verzeichnis der Änderungen	2
Inhaltsverzeichnis	3
Vorwort	4
1. Ein- und Ausschalten.....	5
2. Normaler Betrieb.....	5
2.1. Eingabe Squawk	6
2.2. Eingabe Standby Squawk	7
2.3. Auswahl der Betriebsart (Mode).....	8
2.4. IDENT Funktion.....	8
2.5. Zusätzliche Funktionen	9
2.5.1. Stoppuhr (Timer)	9
2.5.2. Höhenmonitor	10
2.5.3. Countdown	11
2.6. Weitere Einstellungen	12
2.6.1. Grundlagen zur Bedienung:.....	12
2.6.1.1. Navigation in Menüs:	12
2.6.1.2. Eingabe von Werten	13
2.6.1.3. Menüstruktur VT-2000	14
2.7. Einstellung flugspezifischer Daten	18
2.7.1. Flight-ID / Flugzeugkennzeichen	18
3. Fehlermeldungen / Warnungen	19
3.1. Systemverhalten und -anzeige bei Fehlern:.....	19
3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen:.....	19
3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen:.....	20
3.3. Liste möglicher Fehler-/Warncodes.....	21

Vorwort

Dieses Handbuch erläutert alle zum sicheren Betrieb nötigen Funktionen. Es wurde mit der gebotenen Sorgfalt erstellt. Sollten Sie weitergehende Fragen zur Bedienung des Transponders VT-2000 haben, so wenden Sie sich bitte an den Lieferanten.

In diesem Handbuch verwendetet Symbole

	<p>Gefahr <i>Bezeichnet eine unmittelbar drohende Gefahr. Bei Nichtbeachten des Warnhinweises drohen Tod oder schwere Verletzungen</i></p>
	<p>Vorsicht <i>Bezeichnet einen besonderen Hinweis zum Betrieb. Bei Nichtbeachten könnten das Gerät oder andere Einrichtungen Schaden nehmen.</i></p>
	<p>Wichtiger Hinweis <i>Bezeichnet Anwendungshinweise und andere nützliche Informationen. Bei Nichtbeachten drohen Gerätefehlfunktionen</i></p>



Der Luftfahrzeughalter bzw. –führer ist verantwortlich für die Einhaltung der gesetzlichen Bestimmungen und Verpflichtungen, die mit dem Betrieb des eingebauten Transponders VT-2000 entstehen.



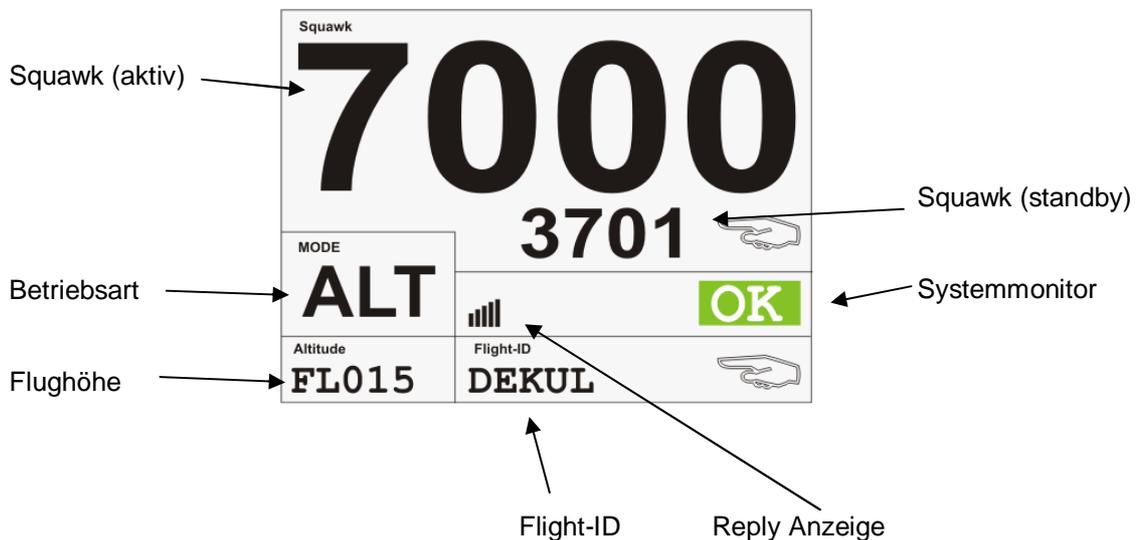
Um Beschädigungen durch Spannungsspitzen zu vermeiden, muß das System beim Starten oder Abstellen des Flugzeugtriebwerkes stets ausgeschaltet sein. Schäden durch Spannungsspitzen sind als solche nachweisbar und fallen nicht unter den Gewährleistungsanspruch

1. Ein- und Ausschalten

	<p>Das Einschalten erfolgt wahlweise durch Drücken der Tasten SBY, GND, ON, ALT. Das Gerät startet im gewählten Betriebsmodus.</p> <p>Ausgeschaltet wird das Gerät durch Drücken und Halten der OFF-Taste, bis das Display erlischt.</p>
	<p>Displayanzeige beim Einschalten des Gerätes.</p> <p>Die im Bedienteil des Systems installierte Firmwareversion wird angezeigt.</p> <p>Hinweis: Informationen über weitere Firmware bzw. FPGA erhalten Sie über die Main Menu.Setting.Info des Gerätes</p>

2. Normaler Betrieb

Im normalen Betrieb wird der nachfolgende Bildschirm dargestellt.

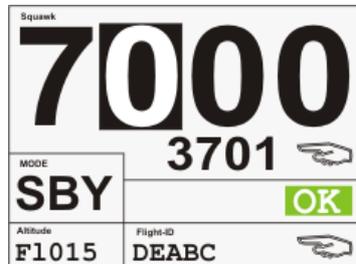


Hinweise:

- Wenn keine Mode-S Adresse eingetragen ist, blinkt anstelle der Flight-ID der Text **No Mode-S** und das Gerät arbeitet im Mode-A/C Betrieb
- Die momentane Flughöhe (bezogen auf 1013,25 hPa) wird als Flugfläche in der unteren linken Ecke des Displays angezeigt.

2.1. Eingabe Squawk

Die Eingabe des Squawks erfolgt mittels des mittleren Tastenblockes.



- Nach Drücken der ersten Taste wird der Wert an der ersten Position sofort gesetzt und der Cursor springt zur nächsten Position.
- Falscheingaben können durch Drücken der **CLR** - Taste korrigiert werden. Der Cursor wird hierfür eine Position nach links geschoben und der falsche Wert kann durch Eingabe des korrekten Wertes korrigiert werden.
- Mit Eingabe der vierten Ziffer ist der Squawk komplett und wird sofort aktiv.
- Durch Drücken der **VFR** - Taste wird der im Setup einstellbare Squawk direkt aufgerufen. Der bisher gültige Wert wird in den Standby Squawk Bereich verschoben.
- Durch Drücken der  Taste wird der aktive Squawk gegen den Standby-Squawk ausgetauscht.

2.2. Eingabe Standby Squawk

Squawk	
7000	
MODE	3701 <input checked="" type="checkbox"/>
SBY	OK
Altitude	Flight-ID
F1015	DEABC 

Die Eingabe des Standby Squawks erfolgt ebenfalls mittels des Zahlenblockes der Tastatur.

- Aktivieren Sie hierzu durch Drücken der oberen Softkey den Edit-Modus. Das Symbol  neben dem Standby-Squawk ändert sich zu .
- Geben Sie nun den Standby-Squawk über den Zahlenblock ein.
- Falscheingaben können durch Drücken der **CLR** - Taste korrigiert werden. Der Cursor wird hierfür eine Position nach links geschoben und der falsche Wert kann durch Eingabe des korrekten Wertes korrigiert werden.
- Mit Eingabe der vierten Ziffer ist die Eingabe abgeschlossen.
- Durch Drücken der  Taste wird der aktive Squawk gegen den Standby-Squawk ausgetauscht.

2.3. Auswahl der Betriebsart (Mode)

	<p>Die Auswahl der Betriebsart (Mode) erfolgt durch Drücken der Tasten SBY, GND, ON, ALT.</p>		
<p>Standby Modus</p>	<p>On-Ground Modus</p>	<p>ON-Modus</p>	<p>ALT-Modus</p>

Anzeige	Betriebsart (Mode)	Beschreibung/Funktion
SBY	Standby	Bedienteil läuft, Hauptgerät ist deaktiviert, Transponder beantwortet keine Anfragen.
GND	Ground	Mode-A/C/S intermode All-Calls werden nicht beantwortet
ON	Gerät aktiv, ohne Höhensignal	Abfragen werden beantwortet, Gerät squittert, Höhenwerte in der Antwort stehen auf Null. Diesen Mode nur auf Anforderung der Flugverkehrskontrollstelle schalten.
ALT	Gerät aktiv	Abfragen werden beantwortet, Gerät squittert, Höhenwerte in der Antwort enthalten auf Display dargestellten Wert. Dieser Mode ist die Standardbetriebsart in Europa.



Falls das Luftfahrzeug über einen Weight-on-Wheels Schalter verfügt und der Transponder hierfür konfiguriert ist, dann ist ein manuelles Schalten in den ON bzw. ALT-Modus nicht möglich, wenn das Luftfahrzeug am Boden steht.

2.4. IDENT Funktion

Durch Drücken der **IDT** -Taste wird die Identfunktion für 18 sek. aktiviert. Diese Funktion darf nur nach Aufforderung durch die Flugverkehrskontrolle aktiviert werden.

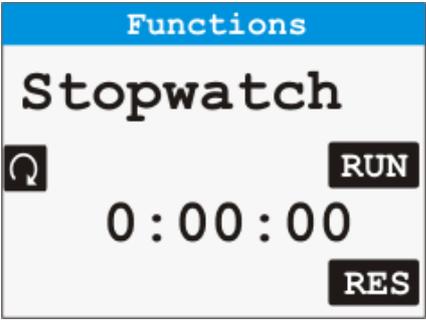
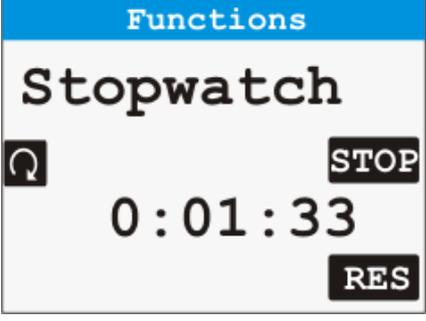
2.5. Zusätzliche Funktionen

Der VT-2000 bietet weitere nützliche Funktionen, wie z.B. Stoppuhr, Countdown oder Höhenmonitor.

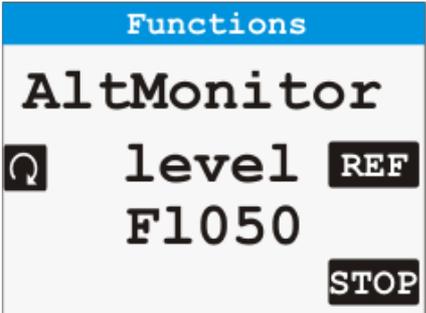
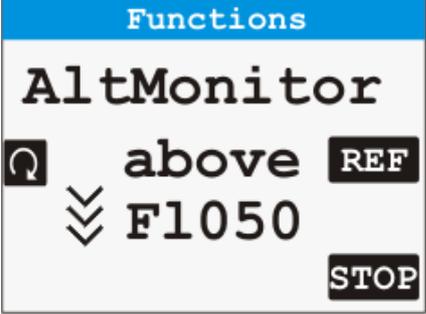
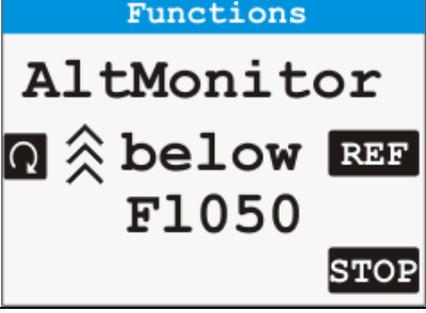
Durch einmaliges Drücken der **PGE**-Taste erreichen Sie aus der normalen Displaydarstellung die erste Funktionsseite.

Durch Drücken der  Taste wechseln Sie zwischen den einzelnen Funktionsseiten (Softkeysymbol .

2.5.1. Stoppuhr (Timer)

 <p>The display shows 'Functions' at the top, 'Stopwatch' in the middle, and '0:00:00' at the bottom. There are three softkey buttons: a circular arrow on the left, 'RUN' on the right, and 'RES' at the bottom right.</p>	<p>RUN startet die Stoppuhr</p> <p>STOP hält die laufende Uhr an.</p> <p>RES setzt die laufende oder stehende Uhr auf 0:00:00 zurück</p>
 <p>The display shows 'Functions' at the top, 'Stopwatch' in the middle, and '0:01:33' at the bottom. There are three softkey buttons: a circular arrow on the left, 'STOP' on the right, and 'RES' at the bottom right.</p>	

2.5.2. Höhenmonitor

	<p>REF speichert den aktuellen Höhenwert als Referenz und aktiviert die Höhenmonitorfunktion.</p> <p>Abweichungen werden durch optische und akustische Anzeige signalisiert.</p> <p>STOP beendet die Monitorfunktion.</p> <p>GO startet diese erneut mit dem bisherigen Referenzwert.</p>
	<p>0 reduziert die Referenzhöhe um 100ft.</p> <p>2 erhöht die Referenzhöhe um 100ft.</p> <p><i>Beispiele:</i></p> <p>Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050 Keine Abweichung vom Referenzwert (=level)</p>
	<p>Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050 Abweichung: 300 ft zu hoch (=above)</p> <p>Ein ^ entspricht 100ft Abweichung.</p> <p>Die Pfeilrichtung zeigt das Kommando: Sinken</p>
	<p>Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050 Abweichung: 300 ft zu niedrig (=below)</p> <p>Die Pfeilrichtung zeigt das Kommando: Steigen</p>

2.5.3. Countdown

 <p>Functions Countdown 0:02:00 RUN</p>	<p>Setzen des Startwertes:</p> <p> erhöht den Wert um 30 sek. .</p> <p> reduziert den Wert um 30 sek.</p>
 <p>Functions Countdown 0:02:58 STOP</p>	<p>Durch langes Drücken bzw. schnelles Drücken der Tasten wird die Schrittweite vergrößert.</p> <p>RUN startet den Countdown</p> <p>STOP hält den Countdown an.</p>

2.6. Weitere Einstellungen

Durch zweifaches Drücken der **PGE** Taste gelangen Sie aus der normalen Displaydarstellung ins Hauptmenü, wo im nicht-passwortgeschützten Bereich weitere Geräteparameter eingestellt werden können.

2.6.1. Grundlagen zur Bedienung:

2.6.1.1. Navigation in Menüs:

	<p>Die Navigation innerhalb von Menüs erfolgt grundsätzlich mit den Tasten des Zahlenblockes</p> <p> bewegt den Cursor im Menü nach oben</p> <p> bewegt den Cursor im Menü nach unten</p> <p>Softkey SEL wählt den invertierten Menüeintrag aus.</p> <p>Softkey EXIT verlässt das Untermenü.</p>
---	--

2.6.1.2. Eingabe von Werten



Felder, die einstellbare Werte enthalten, sind wie folgt zu behandeln:

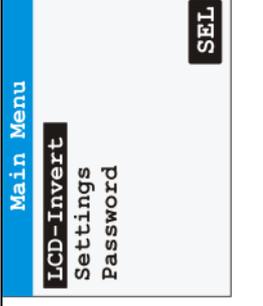
- Auswahl des zu ändernden Feldes mittels  bzw. .
- **SEL** aktiviert den Editiermodus für das gewählte Feld. Dieses wird nun invertiert dargestellt.
- Falls die erste Stelle innerhalb einer Zeichenkette invertiert dargestellt wird, Auswahl der zu ändernden Position innerhalb der Zeichenkette mittels  bzw. .
- Änderung des gewählten Wertes innerhalb der Zeichenkette mittels  bzw. .
- Wird der komplette Wert invertiert dargestellt, ist die Auswahl einzelner Position innerhalb der Zeichenkette nicht möglich. Änderung des Wertes nur mittels  bzw. .

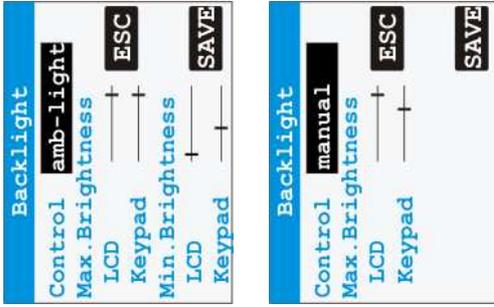
ESC verlässt das Feld ohne den neuen Wert zu speichern und beendet den Editiermodus.

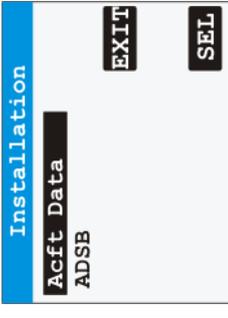
SAVE speichert den Wert des Feldes und beendet den Editiermodus.

EXIT verlässt das Untermenü.

2.6.1.3. Menüstruktur VT -2000

	<ul style="list-style-type: none"> • LCD-Invert: Schaltet LCD-Anzeige manuell von Tag- auf Nachtdarstellung bzw. umgekehrt • Settings: Ruft Untermenü Settings auf • Password: Ruft Seite zur Passworteingabe für erweiterte Setupzwecke auf.
	<p>Nachtdarstellung</p>
	<p>Untermenü Settings:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Backlight (Steuerung des LCD Backlights) • VFR Squawk (Voreinstellung der VFR-Taste) • Installation • Info (Zeigt Startbildschirm mit Firmware-Version)
	<p>Untermenü Backlight.</p> <p>Wählen Sie mit den Tasten 2 bzw. 0 die gewünschte Helligkeitssteuerung von LCD und Tastatur aus. Zur Auswahl stehen:</p>

		<ul style="list-style-type: none"> • Dimm bus: Helligkeitssteuerung über Dimm-Bus des Luftfahrzeuges • Amb-light: Automatische Helligkeitssteuerung über geräteinternen Helligkeitssensor • Manual: Manuelle Einstellung <p>Hinweis: Der Helligkeitsabgleich für Dimm-Bus und Amb-Light ist nur über das Gerätesetup möglich. Konsultieren Sie hierzu bitten Ihren Avionik-Fachbetrieb.</p>
		<p>Untermenü VFR Squawk</p> <ul style="list-style-type: none"> • Programmierung des Squawks, der mit der VFR -Taste aufgerufen wird. <p>Eingabe des gewünschten Wertes wie in 2.10.1 beschrieben</p>

			<p>Untermenü Installation</p> <ul style="list-style-type: none"> • Acft Data: Anzeige flugzeugspezifischer Daten • ADSB: Anzeige der ADS-B out Konfiguration <p>Hinweis: Im normalen Betriebsmodus sind die Werte nicht änderbar. Hinweise zur Änderung der Konfiguration entnehmen Sie bitte dem Installationshandbuch.</p>
			<p>Adress: 24-Bit Mode-S Adresse Flight-ID: Kennzeichen bzw. Flugnummer AltSrc: Höhenquelle d. Alticoders OTG: Konfiguration d. On-Ground-Interfaces Maxspeed: max. Geschwindigkeit des Flugzeuges</p>
			<p>Category: Luftfahrzeugkategorie A1090-In: ADS-B in an Bord installiert L/W Code: Information über Flugzeugabmessungen</p>

			<p>Untermenü Info: Anzeige der Softwareversionen des Bedienpanels (UI), des Tranponderhauptteils (XP), sowie der FPGA-Version (FPGA)</p>
<p>Seite zur Eingabe des Passwortes. Nach korrekter Eingabe ist die Änderung der Gerätekonfiguration möglich.</p> <p>Das Passwort zur Eingabe der flugzeugspezifischen Daten finden Sie im Installationshandbuch.</p> <p>Der Parameter Key wird zur Erzeugung von Passwörtern zu Wartungszwecken benötigt.</p>			

2.7. Einstellung flugspezifischer Daten

2.7.1. Flight-ID / Flugzeugkennzeichen

Die Flight ID (Flugnummer bei Linien- oder kommerziellen Flügen) oder das Flugzeugkennzeichen (bei kleineren Flugzeugen) wird bei Mode-S Antworten mit übertragen.



Die Flight ID sollte nur wenn nötig verändern werden. Normalerweise ist die FID das Rufzeichen Ihres Flugzeuges, außer Feld 7 des aufgegeben Flugplanes enthält andere Daten. Bitte prüfen Sie vor jedem Flug, daß die FID korrekt eingestellt ist.

Folgende Schritte sind nötig, um Flight-ID / Flugzeugkennzeichen einzustellen:

	<ul style="list-style-type: none"> • Schalten Sie den Transponder in den Standby Modus (SBY) • Drücken Sie auf die Softkeytaste • Das Symbol neben der Flight-ID ändert sich zu <input checked="" type="checkbox"/>.
	<ul style="list-style-type: none"> • Navigieren Sie mit den Tasten bzw. an die gewünschte Position und ändern Sie mit den Tasten bzw. den Wert • Beenden Sie die Eingabe durch erneutes Drücken der unteren Softkeytaste. Das Symbol <input checked="" type="checkbox"/> wechselt wieder zu



Die Einstellung aller flugzeugspezifischen Daten (Mode-S Adresse etc.) ist im Installationshandbuch beschrieben.

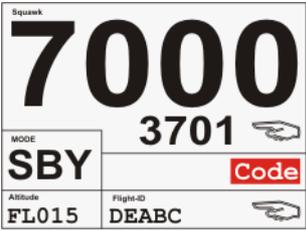
3. Fehlermeldungen / Warnungen

Fehler sind vom Selbsttest festgestellte massive Fehlfunktionen. Diese können im allgemeinen nicht selbst behoben werden. Warnungen sind Betriebszustände, die eine Fehl- oder Nichtfunktion nach sich ziehen können. Diese Zustände bzw. deren Ursache können teilweise vom Benutzer selbst behoben werden.

Beide Zustände werden sowohl optisch, als auch akustisch signalisiert.

Wenn das Gerät bei Wiederinbetriebnahme durch Wechsel in den ALT-Modus erneut einen Fehler meldet, kontaktieren Sie bitte Ihren LTB oder Lieferanten.

3.1. Systemverhalten und -anzeige bei Fehlern:

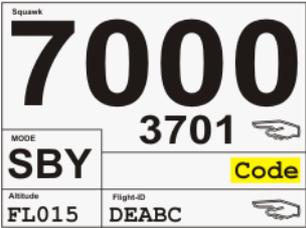
 <p>Anstelle des Wortes Code wird ein Fehlercode angezeigt.</p>	<p>Beim Erkennen eines schwerwiegenden Fehlers wird das Gerät in den Standby-Modus gesetzt, d.h. es werden weder Anfragen beantwortet noch Squitter ausgestrahlt. Gleichzeitig ertönt eine akustische Warnung, die durch Drücken der CLR Taste quittiert und beendet werden kann. Dadurch wird verhindert, daß Systemkomponenten beschädigt werden oder das Flugsicherungssystem gestört wird.</p> <p>Der Systemmonitor zeigt auf dem Display den Fehlercode rot hinterlegt an.</p> <p>Durch Wechsel der Betriebsart von SBY in ON oder ALT kann die Fehlermeldung zurückgesetzt werden. Tritt der Fehler danach jedoch erneut auf, schaltet das System wieder in den Fehlermodus.</p>
---	---



Wenn ein Systemfehler festgestellt wurde, informieren Sie bitte umgehend die zuständige Flugverkehrskontrollstelle, mit der Sie in Kontakt stehen, falls Sie in einem Luftraum mit Transponderpflicht (z.B. TMZ, Luftraum C) fliegen. Versuchen Sie bitte nicht, während des Fluges die Fehlerursache selbst zu lokalisieren. Konzentrieren Sie sich nur auf die Führung Ihres Flugzeuges!!!

3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen:

Das Gerät warnt vor Betriebsbedingungen, die eine baldige Fehlfunktion erwarten lassen. Es obliegt dem Benutzer, diese Gefahr abzuwenden. Warnungen werden für zu niedrige Betriebsspannung oder bei Alticoderproblemen ausgegeben.

 <p>Anstelle des Wortes Code wird ein Warncode angezeigt.</p>	<p>Erkennt der systemeigene Überwachungsmonitor ein Problem, das jedoch noch nicht als Fehler klassifiziert, wird dieser Zustand als Warnung angezeigt. Das Gerät arbeitet weiter, u.U. jedoch mit Einschränkungen.</p> <p>Gleichzeitig ertönt eine akustische Warnung, die durch Drücken der CLR Taste quittiert und beendet werden kann.</p> <p>Der Systemmonitor zeigt auf dem Display den Warncode gelb hinterlegt an.</p> <p>Wird der Grund der Warnung nicht mehr vom Überwachungsmonitor erkannt, wird die Warnung automatisch beendet,</p> <p>Durch Wechsel der Betriebsart von SBY in ON oder ALT kann die Fehlermeldung zurückgesetzt werden. Tritt der Fehler danach jedoch erneut auf, schaltet das System wieder in den Fehlermodus.</p> <p>Bei Problemen des Höhenencoders oder bei Betrieb außerhalb des zulässigen Höhenbereiches wird die Höhenübetragung deaktiviert und auch nicht mehr angezeigt (entspricht Modus ON).</p>
---	---



Wenn eine Systemwarnung festgestellt wurde, informieren Sie bitte umgehend die zuständige Flugverkehrskontrollstelle, mit der Sie in Kontakt stehen, falls Sie in einem Luftraum mit Transponderpflicht (z.B. TMZ, Luftraum C) fliegen. Versuchen Sie bitte nicht, während des Fluges die Fehlerursache selbst zu lokalisieren. Konzentrieren Sie sich nur auf die Führung Ihres Flugzeuges!!!

3.3. Liste möglicher Fehler-/Warncodes

Die nachfolgende Tabelle beschreibt die Bedeutung der angezeigten Fehlercodes. Mit * gekennzeichnete Fehler können auf Installationsprobleme verursacht sein.

Alle anderen Fehlermeldungen sind auf geräteinterne Fehlfunktionen zurückzuführen. Das Gerät muß dann durch den Hersteller oder einen autorisierten Instandhaltungsbetrieb repariert werden.

Fehlercode		Beschreibung	mögliche Ursache
SQUIT		Squitterfehler	Defekt in Senderendstufe
VSUP		Betriebsspannung zu niedrig	Akku leer
ANT	*	Antennenfehler	Antennenkabel oder Antenne fehlerhaft
PRSS		Drucksensorfehler	Drucksensor defekt
COMM	*	CAN-Bus Kommunikationsfehler	Kurzschluß am CAN-Bus oder interner Gerätefehler
TXPL		Sender PLL-Fehler	Frequenzerzeugung im Senderendstufe defekt
FPGA		FPGA-Fehler	Fehler der internen Logik
V36		Fehler der internen 36V Versorgung	Fehler im internen Spannungswandler

MM2

Garmin International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, Kansas 66062 U.S.A.

FAA APPROVED

AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the
Garmin GTN 625, 635, 650, 725, or 750 GPS/SBAS Navigation System
as installed in

Deere and D440-180
Make and Model Airplane

Registration Number: OE-UAS Serial Number: 40.051

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped in accordance with Supplemental Type Certificate SA02019SE-D for the installation and operation of the Garmin GTN 625, 635, 650, 725, or 750 GPS/SBAS Navigation System. This document must be incorporated into the FAA Approved Airplane Flight Manual or provided as an FAA Approved Supplemental Airplane Flight Manual.

The information contained herein supplements the information in the FAA Approved Airplane Flight Manual. For limitations, procedures, loading and performance information not contained in this document, refer to the FAA Approved Airplane Flight Manual, markings, or placards.

FAA Approved By: Michael Warren

Michael Warren
ODA STC Unit Administrator
Garmin International, Inc.
ODA-240087-CE

Date: 25 - FEB - 2016

LOG OF REVISIONS				
Revision Number	Page		Description	FAA Approved
	Date	Number		
1	03/18/11	All	Complete Supplement	<i>Robert Grove</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: <i>03/18/2011</i>
2	12/18/12	6	<u>Table 1</u> • Added new functions	<i>Michael Warren</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: <i>12/18/2012</i>
		8	<u>Section 1.2</u> • Added capabilities checkboxes • Added GPS approaches without vertical • Added reference to EASA AMC 20-4	
		10	<u>Section 1.3</u> • Removed suggestion for secondary charts • Changed to Type B Software in accordance with AC 120-76B.	
		10	<u>Section 1.4</u> • Added ADS-B, AEG, FIS-B, NOTAM, TFR	
		12	<u>Section 2.2</u> • Removed VFR only limitation	
		12	<u>Section 2.3</u> • Clarified secondary navigation source requirement	
		18	<u>Section 2.14</u> • Modified datalinked weather limitations	
		18	<u>Section 2.16</u> • Modified limitation	

LOG OF REVISIONS				
Revision Number	Page		Description	FAA Approved
	Date	Number		
		19	<u>Section 2.17</u> • Modified limitation	
		19	<u>Section 2.21</u> • New limitation	
		24 & 25	<u>Section 3.2.8 and 3.2.9</u> • Modified section title	
		25	<u>Section 3.2.10</u> • New section	
		26	<u>Section 4.1</u> • Added telephone audio deactivation	
		27	<u>Section 4.3</u> • Modified caution statement	
		27	<u>Section 4.4</u> • Added caution statement	
		29	<u>Section 4.6</u> • New section	
		31	<u>Section 7.7</u> • Added TCAD and GDL 88 as optional traffic systems	
		32	<u>Section 7.8</u> • Modified Heading Not Available operation	
		34 - 35	<u>Sections 7.12 - 7.16</u> • New sections	
3	03/26/13	20	<u>Section 2.17</u> Modified limitation	<i>Michael Warren</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: <i>04/12/2013</i>
4	11/24/14	7	<u>Table 1</u> • Added new functions	
		11	<u>Section 1.4</u>	

LOG OF REVISIONS				
Revision Number	Page		Description	FAA Approved
	Date	Number		
		16	<ul style="list-style-type: none"> New section <u>Section 2.7</u> <ul style="list-style-type: none"> Modified limitation 	<i>Michael Warren</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CF Date: <u>11/25/2014</u>
		18	<u>Section 2.12</u> <ul style="list-style-type: none"> Added wire obstacles 	
		20	<u>Section 2.21</u> <ul style="list-style-type: none"> Modified limitation 	
		20 & 21	<u>Section 2.22 & 2.23</u> <ul style="list-style-type: none"> Added limitations 	
		26	<u>Section 3.2.10</u> <ul style="list-style-type: none"> Added Flight Stream 210 to procedure 	
		27	<u>Section 4.1</u> <ul style="list-style-type: none"> Removed telephone audio deactivation procedure 	
		32	<u>Section 7.5</u> <ul style="list-style-type: none"> Added wire obstacles 	
		34	<u>Section 7.9</u> <ul style="list-style-type: none"> Added Flight Stream 210 	
		34	<u>Section 7.10</u> <ul style="list-style-type: none"> Added wire obstacles 	
		37	<u>Section 7.17</u> Added section	
5	02/25/16	All	<u>All Sections</u> <ul style="list-style-type: none"> Reformatted and updated sections to better coincide with the VFR AFMS. <u>Section 2</u> <ul style="list-style-type: none"> Added RF leg description and limitations Added QFE limitations Added Autopilot limitations 	Sec Page i

LOG OF REVISIONS				
Revision Number	Page		Description	FAA Approved
	Date	Number		
			<ul style="list-style-type: none"> • Added polar operation limitation • Added text regarding new data units in the GTN • Added Fuel Range Ring description and limitations • Added Flight Stream 210 limitation <p><u>Section 4</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Added autopilot capability assessment regarding RF legs • Updated installer descriptions of configuration checkboxes • Added Search and Rescue autopilot note • Added RNP 1.0 installation options <p><u>Section 7</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Added GMA 35c information • Removed references to GDL 88 and replaced with generic ADS-B • Added GWX 70 turbulence detection note • Added GTN crossfill information 	

Table of Contents

SECTION	PAGE
Section 1. General	1
1.1 Garmin GTN Navigators	1
1.2 System Capabilities	3
1.3 Electronic Flight Bag	6
1.4 Electronic Checklists	6
1.5 Definitions	6
Section 2. LIMITATIONS	8
2.1 Cockpit Reference Guide	8
2.2 Kinds of Operation	8
2.3 Minimum Equipment	8
2.4 Flight Planning	9
2.5 System Use	10
2.6 Applicable System Software	11
2.7 SD/Database Card	11
2.8 Navigation Database	11
2.9 Ground Operations	12
2.10 Approaches	12
2.11 Barometric Setting	13
2.12 RF Legs	13
2.13 Autopilot Coupling	13
2.14 Terrain Proximity Function (All Units)	14
2.15 TAWS Function (Optional)	14
2.16 Polar Operations	14
2.17 Datalinked Weather Display (Optional)	15
2.18 Traffic Display (Optional)	15
2.19 StormScope [®] Display (Optional)	15
2.20 Flight Planner/Calculator Functions	16
2.21 Fuel Range Rings	16
2.22 Glove Use / Covered Fingers	16
2.23 Demo Mode	16
2.24 Active Weather Radar	16
2.25 Telephone Audio	17
2.26 Multi Crew Aircraft (GMA 35 Only)	17
2.27 Wire Obstacle Database	17
2.28 Portable Electronic Devices	17
Section 3. EMERGENCY PROCEDURES	18
3.1 Emergency Procedures	18
3.2 Abnormal Procedures	19

Section 4. NORMAL PROCEDURES	23
4.1 Unit Power On	23
4.2 Before Takeoff	23
4.3 HSI and EHSI Operation	24
4.4 Autopilot Operation	24
4.5 Coupling the Autopilot during approaches	25
4.6 Coupling the Autopilot during Search and Rescue (SAR) Operations	26
Section 5. PERFORMANCE	27
Section 6. WEIGHT AND BALANCE	27
Section 7. SYSTEM DESCRIPTIONS	28
7.1 Pilot's Guide	28
7.2 Leg Sequencing	28
7.3 Auto ILS CDI Capture	28
7.4 Activate GPS Missed Approach	28
7.5 Terrain Proximity and TAWS	29
7.6 GMA 35/35c Audio Panel (Optional)	30
7.7 Traffic System (Optional)	30
7.8 StormScope* (Optional)	31
7.9 Power	31
7.10 Databases and Flight Plan Waypoints/Procedures	32
7.11 External Switches	33
7.12 7.12 Airspace Depiction and Alerts	33
7.13 Garmin ADS-B Traffic System Interface (Optional)	34
7.14 GWX 70 Weather Radar (Optional)	35
7.15 Charts (Optional)	35
7.16 Transponder Control (Optional)	35
7.17 Telephone Audio (Optional)	35
7.18 Depiction of Obstacles and Wires	36
7.19 Flight Stream 210 (Optional)	37
7.20 Map Page	38
7.21 User Defined Waypoints	38
7.22 Times and Distances	38
7.23 GTN-GTN Crossfill	39
7.24 Direct-To Operations	39

Section I. General

I.1 Garmin GTN Navigators

The Garmin GTN navigation system is a GPS system with a Satellite Based Augmentation System (SBAS), comprised of one or more Garmin TSO-C146c GTN 625, 635, 650, 725, or 750 navigator(s) and one or more Garmin approved GPS/SBAS antenna(s). The GTN navigation system is installed in accordance with AC 20-138A.

	GTN 625	GTN 635	GTN 650	GTN 725	GTN 750
GPS SBAS Navigation: <ul style="list-style-type: none"> • Oceanic, enroute, terminal, and non-precision approach guidance • Precision approach guidance (LP, LPV) 	X	X	X	X	X
VHF Com Radio, 118.00 to 136.990, MHz, 8.33 or 25 kHz increments		X	X		X
VHF Nav Radio, 108.00 to 117.95 MHz, 50 kHz increments			X		X
LOC and Glideslope non-precision and precision approach guidance for Cat 1 minimums, 328.6 to 335.4 MHz tuning range			X		X
Moving map including topographic, terrain, aviation, and geopolitical data	X	X	X	X	X
Display of datalink weather products, SiriusXM, FIS-B, Connex (all optional)	X	X	X	X	X
Control and display of airborne weather radar (optional)				X	X
Display of terminal procedures data (optional)				X	X
Display of traffic data, including ADS-B (optional)	X	X	X	X	X
Display of StormScope® data (optional)	X	X	X	X	X
Display of marker beacon annunciators (optional)	X*	X*	X*	X	X
Remote audio panel control (optional)				X	X
Remote transponder control (optional)	X	X	X	X	X
Remote audio entertainment datalink control (optional)	X	X	X	X	X
TSO-C151c Class B TAWS (optional)	X	X	X	X	X
Supplemental calculators and timers	X	X	X	X	X
Control of GSR 56 Iridium Satellite Phone and SMS Text	X	X	X	X	X
Control of Flight Stream 210 (optional)	X	X	X	X	X

* Display of marker beacon annunciators on the GTN 6XX is only possible when installed with a Garmin GMA 350 audio panel.

Table 1 – GTN Functions

The GPS navigation functions and optional VHF communication and navigation radio functions are operated by dedicated hard keys, a dual concentric rotary knob, or the touchscreen.

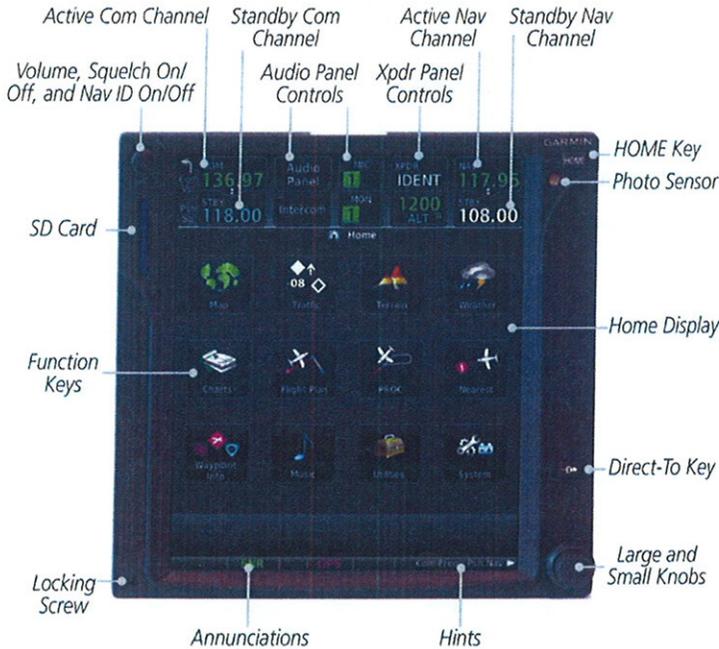


Figure 1 - GTN 750 Control and Display Layout

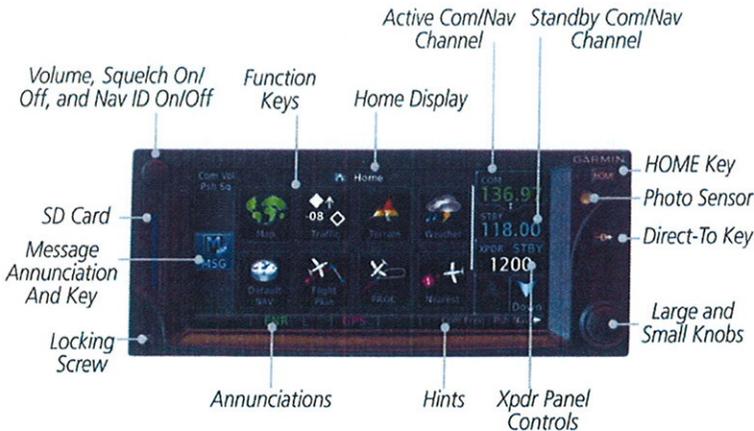


Figure 2 - GTN 635/650 Control and Display Layout

1.2 System Capabilities

This Flight Manual Supplement documents the installed capabilities of the GTN specific to the aircraft for which this manual is created.

NOTE

In sections which contain a square checkbox (☐) the installer will have placed an "X" in the boxes next to the capabilities applicable to the installation.

The GTN system and associated navigation interface in this aircraft have the following capabilities, in addition to the core multifunction display capability:

- VHF Communication Radio
- Primary VHF Navigation
- Primary GPS Navigation (Enroute) and Approach Capability (LP/LNAV) – See below
- Primary GPS Approach Capability with Vertical Guidance (LNAV/VNAV, LPV) – See below
- TSO-C151c Terrain Awareness and Warning System – See section 2.15

GPS/SBAS TSO-C146c Class 3 Operation

The GTN complies with AC 20-138A and has airworthiness approval for navigation using GPS and SBAS (within the coverage of a Satellite Based Augmentation System complying with ICAO Annex 10) for IFR enroute, terminal area, and non-precision approach operations (including those approaches titled "GPS", "or GPS", and "RNAV (GPS)" approaches). The Garmin GNSS navigation system is composed of the GTN navigator and antenna, and is approved for approach procedures with vertical guidance including "LPV" and "LNAV/VNAV" and without vertical guidance including "LP" and "LNAV," within the U.S. National Airspace System.

The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements of AC 90-105 and meets the equipment performance and functional requirements to conduct RNP terminal departure and arrival procedures and RNP approach procedures including procedures with RF legs subject to the limitations herein. Part 91 subpart K, 121, 125, 129, and 135 operators require operational approval from the FAA.

The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements of AC 90-100A for RNAV 2 and RNAV 1 operations. In accordance with AC 90-100A, Part 91 operators (except subpart K) following the aircraft and training guidance in AC 90-100A are authorized to fly RNAV 2 and RNAV 1 procedures. Part 91 subpart K, 121, 125, 129, and 135 operators require operational approval from the FAA.

Applicable to dual installations consisting of two Garmin GNSS units: The Garmin GNSS navigation system has been found to comply with the requirements for GPS Class II oceanic and remote navigation (RNP-10) without time limitations in accordance with AC 20-138A and FAA Order 8400.12A. The Garmin GNSS navigation system can be used without reliance on other long-range navigation systems. This does not constitute an operational approval.

The Garmin GNSS navigation system has been found to comply with the navigation requirements for GPS Class II oceanic and remote navigation (RNP-4) in accordance with AC 20-138A and FAA Order 8400.33. The Garmin GNSS navigation system can be used without reliance on other long-range navigation systems. Additional equipment may be required to obtain operational approval to utilize RNP-4 performance. This does not constitute an operational approval.

The Garmin GNSS navigation system complies with the accuracy, integrity, and continuity of function, and contains the minimum system functions required for P-RNAV operations in accordance with JAA Administrative & Guidance Material Section One: General Part 3: Temporary Guidance Leaflets, Leaflet No 10 (JAA TGL-10 Rev 1). The GNSS navigation system consists of one or more TSO-C146c Class 3 approved Garmin GTN Navigation Systems. The Garmin GNSS navigation system complies with the accuracy, integrity, and continuity of function, and contains the minimum system functions required for B-RNAV operations in accordance with EASA AMC 20-4. The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements for P-RNAV and B-RNAV/RNAV-5 operations in accordance with AC 90-96A CHG 1. This does not constitute an operational approval.

Garmin International holds an FAA Type 2 Letter of Acceptance (LOA) in accordance with AC 20-153 for database integrity, quality, and database management practices for the navigation database. Flight crew and operators can view the LOA status at FlyGarmin.com then select "Type 2 LOA Status."

Navigation information is referenced to the WGS-84 reference system.

Note that for some types of aircraft operation and for operation in non-U.S. airspace, separate operational approval(s) may be required in addition to equipment installation and airworthiness approval.

Advanced RNP Capabilities

The GTN includes 3 out of 6 of the features required for operations in airspace requiring Advance RNP based on the *ICAO document 9613 Performance Based Navigation (PBN) Manual, fourth edition, 2013* and is therefore not approved for Advanced RNP operations. The following table describes the six Advanced RNP capabilities and the GTN capabilities.

Advanced RNP Feature	GTN Capability
RF legs	Available if enabled for installation. See Section 2.12 for limitations.
Parallel offsets	Available.
Scalable RNP	GTN provides CDI scalability in compliance with TSO-C146c. RNP scalability is not available.
RNAV holding	Available.
Fixed radius transitions	Not available in GTN.
Time of arrival control (TOAC)	Not available in GTN.

1.3 Electronic Flight Bag

The GTN 750/725 are operationally suitable as Class 3 Hardware, Type B Software in accordance with AC 120-76B EFB electronic aeronautical information when using current FliteChart or ChartView data.

Use of the Flight Stream 210 interface and data for the purpose of Electronic Flight Bag applications is not approved as part of this STC. Additional approval may be required to obtain operational approval for use of the Flight Stream 210 and supplied data to supplement EFB systems.

1.4 Electronic Checklists

The GTN checklist functions are designed to DO-178B software design assurance level B and support a minor failure classification. While this STC does not grant operational approval for operators requiring such approval, there are no limitations precluding operators from obtaining their own operational approval for the checklist function.

1.5 Definitions

The following terminology is used within this document:

ADF:	Automatic Direction Finder
ADS-B:	Automatic Dependent Surveillance Broadcast
AEG:	Aircraft Evaluation Group (FAA)
APR:	Approach
CDI:	Course Deviation Indicator
DME:	Distance Measuring Equipment
EFB:	Electronic Flight Bag
EHSI:	Electronic Horizontal Situation Indicator
FIS-B:	Flight Information Services Broadcast
GNSS:	Global Navigation Satellite System
GPS:	Global Positioning System
GPSS:	GPS Roll Steering
GTN:	Garmin Touchscreen Navigator
HOT:	Hazardous Obstacle Transmission wires
HSI:	Horizontal Situation Indicator
IAP:	Instrument Approach Procedure
IFR:	Instrument Flight Rules
ILS:	Instrument Landing System
IMC:	Instrument Meteorological Conditions
LDA:	Localizer Directional Aid
LNAV:	Lateral Navigation
LNAV +V:	Lateral Navigation with advisory Vertical Guidance

L/VNAV: Lateral/Vertical Navigation
LOC: Localizer
LOC-BC: Localizer Backcourse
LP: Localizer Performance
LPV: Localizer Performance with Vertical Guidance
LP +V: Localizer Performance with Advisory Vertical Guidance
MLS: Microwave Landing System
NOTAM: Notice to Airmen
OBS: Omnibearing Select
PED: Portable Electronic Device
RAIM: Receiver Autonomous Integrity Monitoring
RF Leg: Radius-To-Fix Leg of a Charted Instrument Procedure
RMT: Remote
RNAV: Area Navigation
RNP: Required Navigational Performance
SAR: Search and Rescue
SBAS: Satellite Based Augmentation System
SD: Secure Digital
SDF: Simplified Directional Facility
SUSP: Suspend
TACAN: Tactical Air Navigation System
TAS: Traffic Awareness System
TAWS: Terrain Awareness and Warning System
TCAS: Traffic Collision Avoidance System
TFR: Temporary Flight Restriction
TIS: Traffic Information Service
VHF: Very High Frequency
VFR: Visual Flight Rules
VLOC: VOR/Localizer
VMC: Visual Meteorological Conditions
VOR: VHF Omnidirectional Range
WAAS: Wide Area Augmentation System
WFDE: WAAS Fault Data Exclusion
XFR: Transfer

Section 2. LIMITATIONS

2.1 Cockpit Reference Guide

The Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Cockpit Reference Guide, part number and revision listed below (or later revisions), *must* be immediately available to the flight crew whenever navigation is predicated on the use of the GTN.

- GTN 6XX Cockpit Reference Guide P/N 190-01004-04 Rev H
- GTN 7XX Cockpit Reference Guide P/N 190-01007-04 Rev G

2.2 Kinds of Operation

This AFM supplement does not grant approval for IFR operations to aircraft limited to VFR operations.

2.3 Minimum Equipment

The GTN must have the following system interfaces fully functional in order to be used for primary navigation during IFR operations:

Interfaced Equipment	Number installed	Number Required for IFR
External HSI/CDI/EHSI	1 or more	1
External GPS Annunciator	See Note 1	1

Table 2 – Required Equipment

Note 1: Certain installations require an external GPS annunciator panel. If installed, this annunciator must be fully functional to use the GTN GPS navigation for IFR operations.

Single engine piston aircraft under 6,000 lbs maximum takeoff weight:

Required Equipment for IFR operations utilizing GPS navigation: Single GTN Navigator

All other aircraft:

Required Equipment for IFR operations utilizing GPS navigation: Single GTN Navigator plus a second source of GPS navigation or a separate source of VHF navigation. The separate source of VHF navigation must not be the primary GTN, but it may be a secondary GTN.

Operation in remote or oceanic operation requires two sources of GPS navigation.

2.4 Flight Planning

For flight planning purposes, in areas where SBAS coverage is not available, the flight crew must check RAIM availability.

- Within the United States, RAIM availability can be determined using the Garmin WFDE Prediction program, Garmin part number 006-A0154-04 (included in GTN trainer) software version 3.00 or later approved version with Garmin approved antennas or the FAA's en route and terminal RAIM prediction website: www.raimprediction.net, or by contacting a Flight Service Station.
- Within Europe, RAIM availability can be determined using the Garmin WFDE Prediction program or Europe's AUGER GPS RAIM Prediction Tool at <http://augur.ecacnav.com/augur/app/home>.
- For other areas, use the Garmin WFDE Prediction program.

This RAIM availability requirement is not necessary if SBAS coverage is confirmed to be available along the entire route of flight. The route planning and WFDE prediction program may be downloaded from the Garmin website on the internet. For information on using the WFDE Prediction Program, refer to Garmin WAAS FDE Prediction Program, part number 190-00643-01, 'WFDE Prediction Program Instructions'.

For flight planning purposes, for operations within the U.S. National Airspace System on RNP and RNAV procedures when SBAS signals are not available, the availability of GPS RAIM shall be confirmed for the intended route of flight. In the event of a predicted continuous loss of RAIM of more than five minutes for any part of the intended route of flight, the flight shall be delayed, canceled, or rerouted on a track where RAIM requirements can be met. The flight may also be re-planned using non-GPS based navigational capabilities.

For flight planning purposes for operations within European B-RNAV/RNAV-5 and P-RNAV airspace, if more than one satellite is scheduled to be out of service, then the availability of GPS RAIM shall be confirmed for the intended flight (route and time). In the event of a predicted continuous loss of RAIM of more than five minutes for any part of the intended flight, the flight shall be delayed, canceled, or rerouted on a track where RAIM requirements can be met.

Applicable to dual installations consisting of two Garmin GNSS units:

For flight planning purposes, for operations where the route requires Class II navigation the aircraft's operator or flight crew must use the Garmin WFDE Prediction program to demonstrate that there are no outages on the specified route that would prevent the Garmin GNSS navigation system to provide GPS Class II navigation in oceanic and remote areas of operation that requires RNP-10 or RNP-4 capability. If the Garmin WFDE Prediction program indicates fault exclusion (FDE) will be unavailable for more than 34 minutes in accordance with FAA

Order 8400.12A for RNP-10 requirements, or 25 minutes in accordance with FAA Order 8400.33 for RNP-4 requirements, then the operation must be rescheduled when FDE is available.

Both Garmin GPS navigation receivers must be operating and providing GPS navigation guidance for operations requiring RNP-4 performance.

North Atlantic (NAT) Minimum Navigational Performance Specifications (MNPS) Airspace operations per AC 91-49 and AC 120-33 require both GPS/SBAS receivers to be operating and receiving usable signals except for routes requiring only one Long Range Navigation sensor. Each display computes an independent navigation solution based on its internal GPS receiver.

Whenever possible, RNP and RNAV routes including Standard Instrument Departures (SIDs), Standard Terminal Arrival (STAR), and enroute RNAV "Q" and RNAV "T" routes should be loaded into the flight plan from the database in their entirety, rather than loading route waypoints from the database into the flight plan individually. Selecting and inserting individual named fixes from the database is permitted, provided all fixes along the published route to be flown are inserted. Manual entry of waypoints using latitude/longitude or place/bearing is prohibited.

It is not acceptable to flight plan a required alternate airport based on RNAV(GPS) LP/LPV or LNAV/VNAV approach minimums. The required alternate airport must be flight planned using an LNAV approach minimums or available ground-based approach aid.

Navigation information is referenced to the WGS-84 reference system, and should only be used where the Aeronautical Information Publication (including electronic data and aeronautical charts) conform to WGS-84 or equivalent.

2.5 System Use

In installations with two GTNs and an external GPS annunciator (See Table 2) the GTN connected to the external GPS annunciator must be used as the navigation source for all IFR operations.

The only approved sources of course guidance are on the external CDI, HSI, or EHSI display. The moving map and CDI depiction on the GTN display are for situational awareness only and are not approved for course guidance.

2.6 Applicable System Software

This AFMS/AFM is applicable to the software versions shown in Table 3.

The Main and GPS software versions are displayed on the start-up page immediately after power-on. All software versions displayed in Table 3 can be viewed on the System – System Status or Connex Setup pages.

Software Item	Software Version <i>(or later FAA Approved versions for this STC)</i>
Main SW Version	6.11
GPS SW Version	5.0
Com SW Version	2.20
Nav SW Version	6.02
Flight Stream 210	2.30

Table 3 - Software Versions

2.7 SD/Database Card

It is required that the SD/database card be present in the unit at all times. The card must not be removed or inserted during flight and/or while the GTN is powered on.

NOTE

Removal of the SD card will result in certain features/databases not being available and/or slow system performance.

2.8 Navigation Database

GPS/SBAS based IFR enroute, oceanic, and terminal navigation is prohibited unless the flight crew verifies and uses a valid, compatible, and current navigation database or verifies each waypoint for accuracy by reference to current approved data.

“GPS”, “or GPS”, and “RNAV (GPS)” instrument approaches using the Garmin navigation system are prohibited unless the flight crew verifies and uses the current navigation database. GPS based instrument approaches must be flown in accordance with an approved instrument approach procedure that is loaded from the navigation database.

Discrepancies that invalidate a procedure should be reported to Garmin International. The affected procedure is prohibited from being flown using data from the navigation database until a new navigation database is installed in the aircraft and verified that the discrepancy has been corrected. Navigation database discrepancies can be reported at FlyGarmin.com by selecting “Aviation Data Error Report.” Flight crew and operators can view navigation database alerts at FlyGarmin.com then select “NavData Alerts.”

If the navigation database cycle will change during flight, the flight crew must ensure the accuracy of navigation data, including suitability of navigation facilities used to define the routes and procedures for flight. If an amended chart affecting navigation data is published for the procedure, the database must not be used to conduct the procedure.

2.9 Ground Operations

Do not use SafeTaxi or Chartview functions as the basis for ground maneuvering. SafeTaxi and Chartview functions do not comply with the requirements of AC 20-159 and are not qualified to be used as an airport moving map display (AMMD). SafeTaxi and Chartview are to be used by the flight crew to orient themselves on the airport surface to improve flight crew situational awareness during ground operations.

2.10 Approaches

- a) Instrument approaches using GPS guidance may only be conducted when the GTN is operating in the approach mode. (LNAV, LNAV +V, L/VNAV, LPV, LP, or LP +V)
- b) When conducting instrument approaches referenced to true North, the NAV Angle on the System -Units page must be set to **True**.
- c) The navigation equipment required to join and fly an instrument approach procedure is indicated by the title of the procedure and notes on the IAP chart. Navigating the final approach segment (that segment from the final approach fix to the missed approach point) of an ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF, MLS, VOR, TACAN approach, or any other type of approach not approved for GPS, is not authorized with GPS navigation guidance. GPS guidance can only be used for approach procedures with GPS or RNAV in the procedure title. When using the Garmin VOR/LOC/GS receivers to fly the final approach segment, VOR/LOC/GS navigation data must be selected and presented on the CDI of the pilot flying.
- d) Advisory vertical guidance deviation is provided when the GTN annunciates LNAV + V or LP +V. Vertical guidance information displayed on the VDI in this mode is only an aid to help flight crews comply with altitude restrictions. When using advisory vertical guidance, the flight crew must use the primary barometric altimeter to ensure compliance with all altitude restrictions.
- e) Not all published Instrument Approach Procedures (IAP) are in the navigation database. Flight crews planning to fly an RNAV instrument approach must ensure that the navigation database contains the planned RNAV Instrument Approach Procedure and that approach procedure must be loaded from the navigation database into the GTN system flight plan by its name. Pilots are prohibited from flying any approach path that contains manually entered waypoints.
- f) IFR approaches are prohibited whenever any physical or visual obstruction (such as a throw-over yoke) restricts pilot view or access to the GTN and/or the CDI.

2.11 Barometric Setting

The barometric altimeter setting used for any barometric corrected altitude source interfaced to the GTN must be set appropriate to the altitude type depicted on the procedure (QNH or QFE).

2.12 RF Legs

This STC does not grant operational approval for RF leg navigation for those operators requiring operational approval. Additional FAA approval may be required for those aircraft intending to use the GTN as a means to provide RNP 1 navigation in accordance with FAA Advisory Circular AC 90-105.

The following limitations apply to procedures with RF legs:

- Aircraft is limited to 180 KIAS while on the RF leg
- RF legs are limited to RNP 1 procedures. RNP AR and RNP <1 are not approved
- Primary navigation guidance on RF legs must be shown on an EHSI indicator with auto-slew capability turned ON
- GTN Moving Map, EHSI Map, or Distance to Next Waypoint information must be displayed to the pilot during the RF leg when flying without the aid of the autopilot or flight director.
- The active waypoint must be displayed in the pilot's primary field of view.

2.13 Autopilot Coupling

The flight crew may fly all phases of flight based on the navigation information presented to the flight crew; however, not all modes may be coupled to the autopilot. All autopilots may be coupled in Oceanic (OCN), Enroute (ENR), and Terminal (TERM) modes.

This installation is limited to:

- Lateral coupling only for GPS approaches. Coupling to the vertical path for GPS approaches is not authorized.

It is possible to create flight plan waypoint sequences, including Search and Rescue patterns, which exceed the autopilot's bank angle capabilities. The pilot shall monitor autopilot performance with regard to flight path deviation.

2.13.1 RNP 1.0 RF Leg Types

AC 90-105 states that procedures with RF legs must be flown using either a flight director or coupled to the autopilot.

This STC has demonstrated acceptable crew workload and Flight Technical Error for hand flown procedures with RF legs when the GTN installation complies with limitation set forth in Section 2.12 of this document. It is recommended to couple the autopilot for RF procedures, if available, but it is

not required to do so. See section 4.5 of this manual to determine if this capability is supported in this installation.

2.14 Terrain Proximity Function (All Units)

Terrain, point obstacle, and wire obstacle information appears on the map and terrain display pages as red and amber terrain, obstacles, or wires and is depicted for advisory use only. Aircraft maneuvers and navigation must not be predicated upon the use of the terrain display. Terrain, obstacle and wire information is advisory only and is not equivalent to warnings provided by TAWS.

The terrain display is intended to serve as a situational awareness tool only. By itself, it may not provide either the accuracy or the fidelity on which to base decisions and plan maneuvers to avoid terrain or obstacles.

NOTE

Terrain and TAWS are separate features and mutually exclusive. If “TAWS B” is shown on the bottom right of the dedicated terrain page, then TAWS is installed.

2.15 TAWS Function (Optional)

Flight crews are authorized to deviate from their current ATC clearance to the extent necessary to comply with TAWS warnings. Navigation must not be predicated upon the use of TAWS.

TAWS shall be inhibited when landing at an airport that is not included in the airport database.

If an external TAWS annunciator panel is installed in the aircraft, this annunciator panel must be fully functional in order to use the TAWS system.

NOTE

Terrain and TAWS are separate features and mutually exclusive. If “TAWS B” is shown on the bottom right of the dedicated terrain page, then TAWS is installed.

2.16 Polar Operations

Use of the GTN for primary navigation for latitudes above 89.00° N and below 89.00° S is prohibited.

2.17 Datalinked Weather Display (Optional)

This limitation applies to datalinked weather products from SiriusXM via a GDL 69/69A, FIS-B via a GDL 88, and Connex via a GSR 56.

Do not use data link weather information for maneuvering in, near, or around areas of hazardous weather. Information provided by data link weather products may not accurately depict current weather conditions.

Do not use the indicated data link weather product age to determine the age of the weather information shown by the data link weather product. Due to time delays inherent in gathering and processing weather data for data link transmission, the weather information shown by the data link weather product may be significantly older than the indicated weather product age.

Do not rely solely upon data link services to provide Temporary Flight Restriction (TFR) or Notice to Airmen (NOTAM) information. Not all TFRs and NOTAMS can be depicted on the GTN.

Datalinked text weather is decoded for the convenience of the pilot, however it is possible that the decoding may be affected by anomalies in the data or differences in the units of measure between the decoding system and the text weather source. All text weather displayed on the GTN also includes the raw weather text for pilot review.

2.18 Traffic Display (Optional)

Traffic may be displayed on the GTN when connected to an approved optional TCAS I, TAS, TIS, or ADS-B traffic device. These systems are capable of providing traffic monitoring and alerting to the flight crew. Traffic shown on the display may or may not have traffic alerting available. The display of traffic is an aid to visual acquisition and may not be utilized for aircraft maneuvering.

Traffic is displayed in feet regardless of the unit settings for altitude. If the units for altitude are different than feet, a "FT" label will appear on the traffic icon on and main map page, and the dedicated traffic page will include an "ALT IN FT" notification.

2.19 StormScope[®] Display (Optional)

StormScope[®] lightning information displayed by the GTN is limited to supplemental use only. The use of the StormScope[®] lightning data on the display for hazardous weather (thunderstorm) penetration is prohibited. StormScope[®] lightning data on the display is intended only as an aid to enhance situational awareness of hazardous weather, not penetration. It is the flight crew's responsibility to avoid hazardous weather using official weather data sources.

When the GTN StormScope[®] page is operating without a heading source, as indicated by the “HDG N/A” label at the upper right corner of the StormScope[®] page, strikes must be cleared after each heading change.

2.20 Flight Planner/Calculator Functions

The Fuel Planning page uses Fuel on Board or Fuel Flow as received from an on board fuel totalizer, as entered by the pilot at system startup, or as entered by the pilot when on the Fuel Planning page. This *is not* a direct indication of actual aircraft fuel flow or fuel on board and those values are only used for the Fuel Planning page. The fuel required to destination is only a calculated and predicted value based on the data entered into the planner. It is not a direct indication of how much fuel the aircraft will have upon reaching the destination.

2.21 Fuel Range Rings

The fuel range rings displayed on the moving map are intended for situational awareness and do not represent a direct indication of endurance or fuel remaining. The distance between the segmented green reserve ring and the yellow zero fuel ring is 45 minutes by default. The reserve value can be changed from the GTN map setup menu.

Fuel range data is derived by the interfaced fuel totalizer data. Data entered in the Fuel Planning pages will not update the fuel range ring.

2.22 Glove Use / Covered Fingers

No device may be used to cover fingers used to operate the GTN unless the Glove Qualification Procedure located in the Pilot's Guide/Cockpit Reference Guide has been successfully completed. The Glove Qualification Procedure is specific to a pilot / glove / GTN 725, 750 or GTN 625, 635, 650 combination.

2.23 Demo Mode

Demo mode may not be used in flight under any circumstances.

2.24 Active Weather Radar

Radar is broadcasting energy while in Weather or Ground mapping modes. If the GTN 750/725 system is configured to control an airborne weather radar unit, observe all safety precautions, including:

- Do not operate in the vicinity of refueling operations.
- Do not operate while personnel are in the vicinity (approximately 20 feet) of the radar sweep area.

CAUTION

If a radar system is installed, it generates microwave radiation and improper use, or exposure, may cause serious bodily injury. Do not operate the radar equipment until you have read

and carefully followed the safety precautions and instructions in the weather radar user manual and/or pilot's guide.

2.25 Telephone Audio

Telephone audio must not be distributed to the pilot or co-pilot unless a phone call is active.

CAUTION

Failure to turn off telephone audio when the telephone is not in use may result in telephone ringer or text message aural notifications being received during critical phases of flight.

2.26 Multi Crew Aircraft (GMA 35 Only)*

For aircraft type certified with more than one required pilot, or operations requiring more than one pilot, the "Group Co-Pilot with Passenger" audio panel option shall not be activated. This option is found in the Intercom Setup Menu when a Garmin GMA 35 audio panel is installed.

2.27 Wire Obstacle Database

Only the "Obstacle/HOT Line" database may be used. Use of the "Obstacle/Wire" database is prohibited. The database version can be viewed on the start-up database verification or System- System Status pages.

2.28 Portable Electronic Devices

This STC does not relieve the operator from complying with the requirements of 91.23 or any other operational regulation regarding portable electronic devices.

The Flight Stream 210 interface and data provided to a portable electronic device is not approved to replace any aircraft display equipment, including navigation or traffic/weather display equipment.

* Includes GMA 35 and GMA 35c Audio Panels

Section 3. EMERGENCY PROCEDURES

3.1 Emergency Procedures

3.1.1 TAWS WARNING

Red annunciator and aural “PULL UP”:

Autopilot **DISCONNECT**
Aircraft Controls **INITIATE MAXIMUM POWER CLIMB**
Airspeed **BEST ANGLE OF CLIMB SPEED**

After Warning Ceases:

Altitude **CLIMB AND MAINTAIN SAFE ALTITUDE**
Advise ATC of Altitude Deviation, if appropriate.

NOTE

Only vertical maneuvers are recommended, unless either operating in visual meteorological conditions (VMC), or the flight crew determines, based on all available information, that turning in addition to the vertical escape maneuver is the safest course of action, or both.

NOTE

TAWS annunciators external to the GTN may not indicate the exact threat causing the alert. Example: WIRE alerts may be annunciated as TERR or OBSTACLE on external devices.

3.2 Abnormal Procedures

3.2.1 LOSS OF GPS/SBAS NAVIGATION DATA

When the GPS/SBAS receiver is inoperative or GPS navigation information is not available or invalid, the GTN will enter one of two modes: Dead Reckoning mode (DR) or Loss Of Integrity mode (LOI). The mode is indicated on the GTN by an amber "DR" or "LOI".

If the Loss Of Integrity annunciation is displayed, revert to an alternate means of navigation appropriate to the route and phase of flight.

If the Dead Reckoning annunciation is displayed, the map will continue to be displayed with an amber 'DR' overwriting the ownship icon. Course guidance will be removed on the CDI. Aircraft position will be based upon the last valid GPS position, then estimated by Dead Reckoning methods. Changes in true airspeed, altitude, heading, or winds aloft can affect the estimated position substantially. Dead Reckoning is only available in Enroute and Oceanic modes. Terminal and Approach modes do not support Dead Reckoning.

If Alternate Navigation Sources (ILS, LOC, VOR, DME, ADF) Are Available:

Navigation **USE ALTERNATE SOURCES**

If No Alternate Navigation Sources Are Available:

DEAD RECKONING (DR) MODE:

Navigation **USE GTN**

NOTE

All information normally derived from GPS will become less accurate over time.

LOSS OF INTEGRITY (LOI) MODE:

Navigation **FLY TOWARDS KNOWN VISUAL CONDITIONS**

NOTE

All information derived from GPS will be removed.

NOTE

The airplane symbol is removed from all maps. The map will remain centered at the last known position. "NO GPS POSITION" will be annunciated in the center of the map.

3.2.2 GPS APPROACH DOWNGRADE

During a GPS LPV, LP +V, LNAV/VNAV, or LNAV +V approach, if GPS accuracy requirements cannot be met by the GPS receiver, the GTN will downgrade the approach. The downgrade will remove vertical deviation indication from the VDI and change the approach annunciation accordingly from LPV, LP +V, L/VNAV, or LNAV +V to LNAV. The approach may be continued using the LNAV only minimums.

During a GPS approach in which GPS accuracy requirements cannot be met by the GPS receiver for any GPS approach type, the GTN will flag all CDI guidance and display a system message "ABORT APPROACH-GPS approach no longer available". Immediately upon viewing the message, the unit will revert to Terminal navigation mode alarm limits. If the position integrity is within these limits lateral guidance will be restored and the GPS may be used to execute the missed approach, otherwise alternate means of navigation must be utilized.

3.2.3 LOSS OF COM RADIO TUNING FUNCTIONS

If alternate COM is available:

Communications **USE ALTERNATE COM**

If no alternate COM is available:

COM RMT XFR key (if installed).....**PRESS AND HOLD FOR 2 SECONDS**

NOTE

This procedure will tune the active COM radio the emergency frequency 121.5, regardless of what frequency is displayed on the GTN. Certain failures of the tuning system will automatically tune 121.5 without flight crew action.

3.2.4 LOSS OF AUDIO PANEL FUNCTIONS (GMA 35 Only)[†]

Audio Panel Circuit Breaker **PULL**

NOTE

This procedure will force the audio panel into fail safe mode which provides only the pilot with communications and only on a single COM radio. If any non GTN 750 COM is installed, communication will be only on that radio. If only a GTN 750 is installed in the aircraft, then the pilot will have only the GTN 750 COM available. No other audio panel functions including aural alerting and the crew and passenger intercom will function.

[†] Includes GMA 35 and GMA 35c Audio Panels

3.2.5 TAWS CAUTION (Terrain or Obstacle Ahead, Sink Rate, Don't Sink)

When a TAWS CAUTION occurs, take corrective action until the alert ceases. Stop descending or initiate either a climb or a turn, or both as necessary, based on analysis of all available instruments and information.

NOTE

TAWS annunciators external to the GTN may not indicate the exact threat causing the alert. Example: WIRE alerts may be announced as TERR or OBSTACLE on external devices.

3.2.6 TAWS INHIBIT

The TAWS Forward Looking Terrain Avoidance (FLTA) and Premature Descent Alerts (PDA) functions may be inhibited to prevent alerting, if desired. Refer to GTN Cockpit Reference Guide for additional information.

To Inhibit TAWS:

Home Hardkey	PRESS
Terrain Button	PRESS
Menu Button	PRESS
TAWS Inhibit Button	PRESS TO ACTIVATE

3.2.7 TER N/A and TER FAIL

If the amber **TER N/A** or **TER FAIL** status annunciator is displayed, the system will no longer provide TAWS alerting or display relative terrain and obstacle elevations. The crew must maintain compliance with procedures that ensure minimum terrain and obstacle separation.

3.2.8 DATA SOURCE - HEADING SOURCE INOPERATIVE OR CONNECTION TO GTN LOST MESSAGE

Without a heading source to the GTN, the following features will not operate:

- Roll steering will not be provided to the autopilot for heading legs. The autopilot must be placed in HDG mode for heading legs.
- Map cannot be oriented to Heading Up.
- All overlaying traffic data from a TAS/TCAS I or GDL 88 interfaced to an on board traffic system on the main map display. The flight crew must use the dedicated traffic page on the GTN system to display TAS/TCAS I or GDL 88 traffic data.
- All overlaying StormScope® data on the main map display. The flight crew must use the dedicated StormScope® page on the GTN system to display StormScope® data.

StormScope® must be operated in accordance with Section 7.8 when no heading is available.

3.2.9 DATA SOURCE – PRESSURE ALTITUDE SOURCE INOPERATIVE OR CONNECTION TO GTN LOST MESSAGE

Without a barometric corrected altitude source to the GTN, the following features will not operate:

- Automatic leg sequencing of legs requiring an altitude source. The flight crew must manually sequence altitude legs, as prompted by the system.

3.2.10 UNRECOVERABLE LOSS OF ALL ELECTRICAL GENERATORS OR ALTERNATORS

Remove power from all equipment which is not necessary for flight, including GTN #2 (NAV/GPS 2, COM 2) and the Flight Stream 210 (BT LINK), if installed.

Section 4. NORMAL PROCEDURES

Refer to the Cockpit Reference Guide defined in Section 2.1 of this document or the Pilot's Guide defined in Section 7.1 for normal operating procedures and a complete list of system messages and associated flight crew actions. This includes all GPS operations, VHF communication and navigation, traffic, data linked weather, StormScope*, TAWS, and Multi-Function Display information.

The GTN requires a reasonable degree of familiarity to avoid becoming too engrossed at the expense of basic instrument flying in IMC and basic see-and-avoid in VMC. Garmin provides training tools with the Pilot's Guide and PC based simulator. Pilots should take full advantage of these training tools to enhance system familiarization.

4.1 Unit Power On

Database..... **REVIEW EFFECTIVE DATES**

Self Test..... **VERIFY OUTPUTS TO NAV INDICATORS**

Self Test - TAWS Remote Annunciator:

PULL UP..... **ILLUMINATED**

TERR..... **ILLUMINATED**

TERR N/A..... **ILLUMINATED**

TERR INHB..... **ILLUMINATED**

Self Test - GPS Remote Annunciator:

VLLOC..... **ILLUMINATED**

GPS..... **ILLUMINATED**

LOI or INTG..... **ILLUMINATED**

TERM..... **ILLUMINATED**

WPT..... **ILLUMINATED**

APR..... **ILLUMINATED**

MSG..... **ILLUMINATED**

SUSP or OBS..... **ILLUMINATED**

4.2 Before Takeoff

System Messages and Annunciators..... **CONSIDERED**

4.3 HSI and EHSI Operation

If an HSI is used to display navigation data from the GTN the pilot should rotate the course pointer as prompted on the GTN.

If an EHSI is used to display navigation data from the GTN the course pointer may autoslew to the correct course when using GPS navigation. When using VLOC navigation the course pointer will not autoslew and must be rotated to the correct course by the pilot. For detailed information about the functionality of the EHSI system, refer to the FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for that system.

CAUTION

The pilot must verify the active course and waypoint for each flight plan leg. The pilot must verify proper course selection each time the CDI source is changed from GPS to VLOC.

See Section 4.5 for RF leg capabilities related to EHSI.

4.4 Autopilot Operation

The GTN may be coupled to an optional autopilot, if installed in the aircraft, when operating as prescribed in the LIMITATIONS section of this manual.

Autopilots coupled to the GTN system in an analog (NAV) mode will follow GPS or VHF navigation guidance as they would with existing VOR receivers.

Autopilots that support GPSS or GPS Roll Steering in addition to the analog course guidance will lead course changes, fly arcing procedures, procedure turns, and holding patterns if coupled in a roll steering mode.

The GTN supports autopilot roll steering for heading legs when an approved heading source is interfaced to the GTN. This heading interface can also provide map orientation, traffic and StormScope heading data and wind calculations.

CAUTION

The GTN does not provide course deviation to the autopilot for heading legs. Some autopilots do not allow the use of roll steering when course deviation is not provided.

- This installation *has* a heading source. The GTN will provide roll steering on heading legs for the autopilot.
- This installation *does not have* a heading source. The crew cannot use the GTN roll steering to fly heading legs with the autopilot.

For autopilot operating instructions, refer to the FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for the autopilot.

4.5 Coupling the Autopilot during approaches

CAUTION

When the CDI source is changed on the GTN, autopilot mode may change. Confirm autopilot mode selection after CDI source change on the GTN. Refer to the FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for the autopilot.

Analog only autopilots should use APR mode for coupling to LNAV approaches. Autopilots which support digital roll steering commands (GPSS) may utilize NAV mode and take advantage of the digital tracking during LNAV only approaches.

- This installation prompts the flight crew and requires the pilot to enable the approach outputs just prior to engaging the autopilot in APR mode.

To couple an approach:

Once established on the final approach course with the final approach fix as the active waypoint, the GTN will issue a flashing message indication.

Flashing Message Button **PRESS**
"Enable APR Output" Button..... **PRESS**

If coupled, Autopilot will revert to ROL mode at this time.

Autopilot.....**ENGAGE APPROACH MODE**

- This installation supports coupling to the autopilot in approach mode once vertical guidance is available.

To couple an approach:

Once established on the final approach course with the final approach fix as the active waypoint, the GTN will enable vertical guidance.

Vertical Guidance.....**CONFIRM AVAILABLE**
Autopilot.....**ENGAGE APPROACH MODE**

- The installation *does not* support any vertical capture or vertical tracking.

The GTN allows for the utilization of IFR procedures that include RF (Radius to Fix) legs as part of RNP 1.0 capabilities.

- This installation is equipped to support coupled RF leg navigation up to RNP 1.0.
- This installation is equipped to support *un-coupled* RF leg navigation up to RNP 1.0.
- This installation *does not* support RF leg navigation.

4.6 Coupling the Autopilot during Search and Rescue (SAR) Operations

Search and Rescue (SAR) patterns created in the GTN flight plan may include turns that cannot be accomplished with standard autopilot turn rates. Monitor autopilot performance relative to the desired path if coupled when using Search and Rescue patterns.

Section 5. PERFORMANCE

No change.

Section 6. WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

Section 7. SYSTEM DESCRIPTIONS

7.1 Pilot's Guide

The Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Pilot's Guide, part number and revision listed below, contain additional information regarding GTN system description, control and function. The Pilot's Guides *do not* need to be immediately available to the flight crew.

- GTN 6XX Pilot's Guide P/N 190-01004-03 Rev J or later
- GTN 7XX Pilot's Guide P/N 190-01007-03 Rev J or later

7.2 Leg Sequencing

The GTN supports all ARINC 424 leg types. Certain leg types require altitude input in order to sequence (course to altitude, for example). If a barometric corrected altitude source is not interfaced to the GTN, a popup will appear prompting the flight crew to manually sequence the leg once the altitude prescribed in the procedure is reached.

- This installation *has* a barometric corrected altitude source. The GTN will automatically sequence altitude legs.
- This installation *does not have* a barometric corrected altitude source. The flight crew will be prompted to manually sequence altitude legs.

7.3 Auto ILS CDI Capture

Auto ILS CDI Capture will not automatically switch from GPS to VLOC for LOC-BC or VOR approaches.

7.4 Activate GPS Missed Approach

- This installation *will* autoswitch from VLOC to GPS when the "Activate GPS Missed Approach" button is pressed.
- This installation *will not* autoswitch from VLOC to GPS when the "Activate GPS Missed Approach" button is pressed. The pilot must manually switch from VLOC to GPS if GPS guidance is desired after the missed approach point.

7.5 Terrain Proximity and TAWS

CAUTION

Not all obstacles and wires are contained in the Obstacle/HOT Line database. The system provides depiction (and alerts, if TAWS is installed) only for obstacles and wires contained in the database.

NOTE

The area of coverage may be modified as additional terrain data sources become available.

- This installation supports *Terrain Proximity*. No aural or visual alerts for terrain or obstacles are provided. Terrain Proximity *does not* satisfy the TAWS requirement of 91.223.
- This installation supports *TAWS B*. Aural and visual alerts *will be* provided. This installation *does* support the TAWS requirement of 91.223.

Terrain on the dedicated terrain page or main map overlay is depicted in the following manner:

- Terrain more than 1,000 feet below the aircraft is not depicted, or depicted as black.
- Terrain between 1,000 feet and 100 feet below the aircraft is depicted as amber.
- Terrain within 100 feet below the aircraft, or above the aircraft, is depicted as red.

Obstacles and wires on the dedicated terrain page or main map are depicted in the following manner:

- Obstacles and wires more than 2,000 feet below the aircraft are not depicted.
- Obstacles and wires between 2,000 feet and 1,000 feet below the aircraft are depicted as white.
- Obstacles and wires between 1,000 feet and 100 feet below the aircraft are depicted as amber.
- Obstacles and wires within 100 feet below the aircraft, or above the aircraft, are depicted as red.

Multiple obstacles may be depicted using a single obstacle icon and an asterisk to indicate obstacle grouping is occurring. The color of the asterisk indicates the relative altitude of the tallest obstacle in the group. The asterisk does not indicate any information about the relative altitude or number of obstacles not being displayed in the obstacle group.

The Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Cockpit Reference Guide or Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Pilot's Guide provides additional information regarding terrain and obstacle colors and grouped obstacle icons.

7.6 GMA 35/35c Audio Panel (Optional)

The GTN 725 and 750 can interface to a GMA 35/35c remotely mounted audio panel and marker beacon receiver. Controls for listening to various radios, activating the cabin speaker, clearance playback control, and marker beacon are accessed by pressing the "Audio Panel" button on the GTN display screen.

Optional Bluetooth pairing functionality can be accessed from the associated System /Connexst Setup page (GMA 35c Only). Volume controls for the audio panel are accessed by pressing the "Intercom" button on the GTN display screen.

Aircraft alerting audio may be routed through the GMA 35/35c audio panel. There are no pilot controls for alert audio volumes. In the event of a loss of GMA35/35c function alert audio routed through the audio panel may not be heard.

7.7 Traffic System (Optional)

This system is configured for the following type of traffic system. The Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Cockpit Reference Guide or Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Pilot's Guide provides additional information regarding the functionality of the traffic device.

- No traffic system is interfaced to the GTN.
- A TAS/TCAS I traffic system is interfaced to the GTN.
- A TIS traffic system is interfaced to the GTN.
- A TCAD traffic system is interfaced to the GTN.
- A Garmin ADS-B traffic system is interfaced to the GTN.
- A Garmin ADS-B traffic system is interfaced to the GTN. The ADS-B traffic system is also interfaced to an on board traffic system.

7.8 StormScope* (Optional)

When optionally interfaced to a StormScope* weather detection system, the GTN may be used to display the StormScope* information. Weather information supplied by the StormScope* will be displayed on the StormScope* page of the GTN system. For detailed information about the capabilities and limitations of the StormScope* system, refer to the documentation provided with that system.

Heading Up mode:

If the GTN system is receiving valid heading information, the StormScope* page will operate in the heading up mode as indicated by the label “HDG UP” presented at the upper right corner of the display. In this mode, information provided by the StormScope* system is displayed relative to the nose of the aircraft and *is* automatically rotated to the correct relative position as the aircraft turns.

Heading Not Available mode:

If the GTN system is not receiving valid heading information, either because a compatible heading system is not installed, or the interfaced heading system has malfunctioned, the StormScope* page will continue to operate without a heading source and indicate “HDG N/A” in the upper right corner of the GTN display. In this mode, information provided by the StormScope* system is displayed relative to the nose of the aircraft but *is not* automatically rotated to the correct relative position as the aircraft turns. When operating in this mode, StormScope* strikes must be cleared after each turn the aircraft performs.

7.9 Power

- Power to the GTN is provided through a circuit breaker labeled NAV/GPS (1/2).
- Power to the optional GTN COM is provided through a circuit breaker labeled COM (1/2).
- Power to the optional GMA 35 is provided through a circuit breaker labeled AUDIO.
- Power to the optional Flight Stream 210 is provided through a circuit breaker labeled BT LINK.

7.10 Databases and Flight Plan Waypoints/Procedures

Database versions and effective dates are displayed on the start-up database verification page immediately after power-on. Database information can also be viewed on the System – System Status page.

The Obstacle Database has an area of coverage that includes the United States and Europe, and is updated as frequently as every 56 days. The HOT Line wire database only includes the continental United States and portions of Canada/Mexico.

Only the Obstacle/HOT Line wire database may be used in accordance with the limitation found in Section 2.27.

If a stored flight plan contains a waypoint or procedure that does not correspond to a waypoint or procedure in the navigation database in use, the waypoint or procedure will become locked (depicted as “lockd”) in the flight plan. Flight plans with locked waypoints may be placed in the active flight plan portion of the system but no navigation will be provided. The locked waypoint/procedure must be resolved by removing or replacing it with the correct waypoint/procedures in the flight plan before the system will provide navigation.

7.11 External Switches

External switches may be installed and interfaced to the GTN. These switches may be stand alone, or integrated with a TAWS or GPS annunciator. Table 4 lists the switches and function they perform:

Switch Label	Function
CDI	Toggles between GPS / VLOC sources. This switch may be part of an external annunciator panel.
COM CHAN DN	Toggles down through the preset com frequencies.
COM CHAN UP	Toggles up through the preset com frequencies.
COM RMT XFR	Transfers the COM active / standby frequencies.
NAV RMT XFR	Transfers the NAV active / standby frequencies.
OBS	Performs an OBS or SUSP function. This switch is part of an external annunciator panel and is placarded with the following: "Green OBS indicates OBS or SUSP mode – GTN annunciator bar indicates which is active. Push OBS button to change OBS or SUSP mode."
OBS/SUSP	Performs an OBS or SUSP function.
TERR INHB	Toggles the TAWS Inhibit function on/off. This switch is part of an external annunciator panel. The terrain display is still presented if TAWS is Inhibited.

Table 4 – External Switches

7.12 7.12 Airspace Depiction and Alerts

The GTN aides the flight crew in avoiding certain airspaces with Smart Airspace and airspace alerts. Smart Airspace de-emphasizes depicted airspace that is not near the aircraft's current altitude. Airspace Alerts provide a message indication to the flight crew when the aircraft's current ground track will intercept an airspace type that has been selected for alerting.

NOTE

Smart Airspace and Airspace Alerts are separate features. Turning on/off Smart Airspace does not affect Airspace Alerts, and vice versa.

7.13 Garmin ADS-B Traffic System Interface (Optional)

A Garmin ADS-B traffic system may be interfaced to the GTN. The *nose* of the ownship symbol on both the GTN main map page and dedicated traffic page serves as the actual location of your aircraft. The *center* of the traffic target icon serves as the reported location for the target aircraft. Motion vectors for traffic may be displayed in either absolute or relative motion. The location of the traffic targets relative to the ownship are the same, regardless of the selected motion vector.

Absolute motion vectors are colored either cyan or white, depending on unit configuration. Absolute motion vectors depict the reported track of the traffic target referenced to the ground. An absolute motion vector pointed towards your ownship symbol *does not* necessarily mean the traffic target is getting closer to your aircraft.

Relative motion vectors are always colored green and depict the motion of the traffic target relative to your ownship symbol. The direction the traffic target is pointed may vary greatly from the motion vector and a target may be getting closer to your aircraft independent of the direction the target is pointed. A green relative motion vector pointed towards your ownship indicates that the traffic target *is* converging on your aircraft.

If more than one target is occupying the same area of the screen, the GTN will combine the two or more traffic targets into one traffic group. The presence of an asterisk to the left of a target indicates that traffic has been grouped. The highest priority traffic target in the group is displayed to the pilot. When applied to airborne targets the asterisk will be displayed in white or cyan depending on the traffic depiction color used in the installation. The asterisk will be brown for grouped ground targets. The asterisk will not turn amber, even if an alerted target is included in the group.

An alerted target may be placed in the same group as non-alerted targets. In this case, the alerted target will be displayed. Two alerted targets will not be placed in the same group. All alerted targets will be displayed on the screen.

Traffic targets displayed on the dedicated traffic page may be selected in order to obtain additional information about a traffic target or to view all targets in a grouped target. When a grouped target is selected, the "Next" button on the dedicated traffic page will cycle through all targets located in close proximity to where the screen has been touched.

7.14 GWX 70 Weather Radar (Optional)

The GWX 70 Weather Radar uses Doppler technology to optionally provide advanced features to the flight crew such as turbulence detection and ground clutter suppression. Turbulence detection can detect turbulence up to 40nm from the aircraft and will be displayed at radar ranges of 160nm or less.

NOTE

Turbulence detection does not detect all turbulence especially that which is occurring in clear air. The display of turbulence indicates the possibility of severe or greater turbulence, as defined in the Aeronautical Information Manual.

7.15 Charts (Optional)

The GTN 750/725 can display both procedure charts and weather data on the main map page at the same time. When datalinked NEXRAD or Precipitation is overlaid on the main map page, the weather data is displayed *below* an overlaid procedure chart. When airborne weather radar is overlaid on the main map page, the radar data is displayed *above* an overlaid procedure chart.

7.16 Transponder Control (Optional)

The GTN can be interfaced to a Garmin transponder for control and display of squawk code, mode, and additional transponder functions. The activation of the "Enable ES" button on the transponder page does not indicate the aircraft is in full compliance with an ADS-B Out solution in accordance with TSO-C166b (1090ES). Consult your transponder documentation for additional information.

7.17 Telephone Audio (Optional)

Telephone audio distribution to the crew defaults to OFF on each power cycle of the GTN. Prior to utilizing the telephone function the crew must distribute telephone audio to the desired recipients. If the crew is utilizing the telephone function it is required that the telephone audio be turned off upon completing telephone usage.

7.18 Depiction of Obstacles and Wires

7.18.1 Dedicated Terrain Page

The dedicated Terrain page will always depict point obstacles at zoom scales of 10 nm or less and depict wire obstacles at zoom scales of 5 nm or less. The obstacle or wire overlay icon (see Figure 3) will be shown near the bottom of the display when the obstacle or wire depiction is active based on the zoom scale.

NOTE

Only obstacles and wires within 2,000 feet vertically of the aircraft will be drawn on the Terrain page. It is therefore possible to have an obstacle or wire overlay icon displayed with no obstacles or wires being depicted on the display.



Figure 3 – Obstacle Overlay Icon (Left), Wire Overlay Icon (Right)

7.18.2 Map Page

The Map page may be configured to depict point obstacles and wire obstacles at various zoom scales by the pilot by using the Map page menu. The obstacle or wire overlay icon (see Figure 4) will be shown near the bottom of the display when the obstacle or wire overlay is active based on the current zoom scale and setting selected by the pilot.

The settings chosen by the pilot on the Map page menu (including obstacle and wire display ranges) are saved over a power cycle.

NOTE

Only obstacles and wires within 2,000 feet vertically of the aircraft will be drawn on the Map page. It is therefore possible to have an obstacle or wire overlay icon displayed with no obstacles or wires being depicted on the display.

NOTE

The Map page may be configured by the pilot to not show any obstacles or wires at any zoom scale.



Figure 4 – Obstacle Overlay Icon (Left), Wire Overlay Icon (Right)

7.19 Flight Stream 210 (Optional)

The Flight Stream product line uses a wireless transceiver to provide data to and from a GTN to personal electronic devices (PEDs).

The Flight Stream 210 is a remotely mounted unit that provides the capability to interface Portable Electronic Devices (PEDs) to the GTN.

Data such as traffic, flight plan, datalinked weather, entertainment audio information, and attitude information is sent from the Flight Stream to the PED. The PED is capable of sending flight plans to the Flight Stream which will then be available on the GTN.

Garmin provides a list of tested and compatible devices that can be used with the Flight Stream. Connection to the Flight Stream may be possible with devices other than those on the supported device list, but Bluetooth® stability and wireless data integrity cannot be guaranteed.

For details about the Garmin supported devices and apps for use with the Flight Stream product line, please visit: http://garmin.com/connex/supported_devices

7.20 Map Page

7.20.1 Configuration

The moving map and weather pages are capable of displaying a large quantity and variety of data. Map data is layered to ensure that data which is typically more critical is drawn above less critical data, however at some zoom scales and configurations the map may be cluttered with large amounts of data. Controls are provided on the Map and Weather pages for the pilot to select which data displayed, the declutter level, and the zoom scales at which data is added to or removed from the display. It is the responsibility of the pilot to select settings for the map page that will provide the display of data most appropriate to the operation being conducted.

7.20.2 Flight Plan Depiction

The map page depicts the current active flight plan. When an Off Route Direct To is active the flight plan will no longer be depicted on the map.

7.20.3 Fuel Range Ring

The distance between the segmented green reserve ring and the yellow zero fuel ring is 45 minutes at the current aircraft groundspeed by default. The pilot may change the fuel reserve time value on the map setup menu. Changes to the fuel reserve time are persisted over GTN power cycles.

Visibility of the fuel range ring may be affected by the underlying map data selectable by the pilot. The pilot may make changes to the topographic or terrain data in order or more clearly observe the fuel range ring at any time.

Fuel range data is derived from the interfaced fuel totalizer data. Data entered in the Fuel Planning pages will not update the fuel range ring.

7.21 User Defined Waypoints

When a User Defined Waypoint is created a default name will automatically be provided and the pilot is given the option to provide a different name for the waypoint. Pages which have the autofill function will prevent some waypoint names from being used. If it is desired to name the waypoint with a name that is a subset of the name of an existing waypoint in the database then this must be accomplished on the Waypoint Info / User Waypoints page.

Waypoints which are created when a Search and Rescue pattern is created are not considered User Waypoints and therefore functions associated with User Waypoints are not provided for these waypoints.

7.22 Times and Distances

Time and Distance data to the next waypoint is always calculated from the present position to that waypoint and does not account for the path which may be flown (such as intercepting a course) to reach the waypoint.

When navigating using GPS guidance most legs are TO type legs where distance to the next waypoint decreases along the route. However some procedures include FROM type legs. When navigating on a leg that is a FROM leg indications that it is a FROM leg include the TO/FROM flag indicating FROM and distances increasing in distance fields.

7.23 GTN-GTN Crossfill

Certain data will sync between GTNs when installed in a dual GTN configuration. The following data will crossfill between the two GTNs with crossfill enabled or disabled:

- User Waypoints
- FPL Catalog
- Traffic Alerts
- Missed Approach Popups
- Altitude Leg Popups
- Heading
- Date/Time Conventions
- CDI Scale

The following items are crossfilled only when the GTNs are set to CROSSFILL ON:

- User Holds
- Approaches
- Flight Plan Changes
- Direct-To
- Selected OBS Course Changes

Additionally, the following unit changes will crossfill:

- Temperature
- NAV Angle (User, °T or Magnetic)
- Fuel

7.24 Direct-To Operations

When conducting Direct-To operations the Flight Plan tab provides a list of waypoints in the flight plan for which Direct-To is available. Some entries in the flight plan such as Holds and Course Reversals are not eligible for Direct-To and the user must instead select the associated waypoint if Direct-To operation is desired.

OE-KAS

CHARTERWARE

Flottenmanagement für die allgemeine Luftfahrt

charterware UG (haftungsbeschränkt)

Otmar Ripp, Tel: +49 6502 9385667

otmar.ripp@charterware.net

Doc No.: CS23var-010715-01-ASM-01, Rev.01

Aircraft Flight Manual Supplement

**Aircraft Interface for Flight Logger
Charterware OBU**

in

Aircraft Type and Model: Diamond DA40-190

Serial No.: 40057

**This Aircraft Flight Manual Supplement is approved by EASA under
Approval No.:** _____

SC-KAS-1910241

Section I: General

This document describes an electrical interface (jack) mounted in the right half of the front panel. That jack is dedicated to connect a Charterware flight logger also called OBU (OnBoardUnit). The flight logger itself is not part of this installation. That device has to be handled as a PED. The pilot/operator must make sure that the applicable European respectively national operating rules (and the associated guidance material) are met.

Section II: Limitations

Do not use the interface jack for other purposes than connecting a Charterware flight logger OBU

Section III: Emergency Procedures

no change to basic flight manual

Section IV: Abnormal Procedures

In case of interference between the flight logger and aircraft instruments:
Pull the Sub-D connector out of the front panel mounted jack.

Section V: Normal Procedures

Additional items for pre-flight check:

Ensure that the flight logger and its associated wiring is properly stowed and fixed.
Check the flight logger plug for proper connection to the jack. Tighten the screws of the Sub-D connector only by hand without gloves. Do not use screwdrivers or other tools! Ensure that the plug can be removed immediately if necessary (see IV).

Section VI: Performance

no change to basic flight manual

Section VII: Weight and Balance

no change to basic flight manual

Section VIII: Technical Description

For details concerning the flight logger see Charterware document User's Manual OBU...
For details concerning the installation see Charterware Installation and Continued Airworthiness Manual **CS23var-010715-01-INM-01Rev.01**.
For an installation example see annex 1.

Annex 1: Example Photographs of the mounted Flight Logger



Figure 1.1.: Jack for OBU Logger mounted within metallic faceblade of an instrument slot



Figure 1.2.: OBU Logger during a flight in a typical Cockpit on Top Environment

GARMIN Ltd. or its subsidiaries
c/o GARMIN International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, Kansas 66062 U.S.A.

FAA Approved
AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the
GARMIN G5 ELECTRONIC FLIGHT INSTRUMENT
as installed in

Diamond DA40

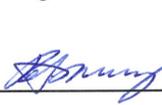
Make and Model Airplane

Registration Number: OE-KAS Serial Number: 40051

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped in accordance with Supplemental Type Certificate SA01818WI for the installation and operation of the Garmin G5 Electronic Flight Instrument. This document must be carried in the airplane at all times.

The information contained herein supplements or supersedes the information made available to the operator by the aircraft manufacturer in the form of clearly stated placards or markings, or in the form of an FAA approved Airplane Flight Manual, only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic placards or markings, or the basic FAA approved Airplane Flight Manual.

FAA approved sections of this supplement are labeled as "FAA APPROVED." Sections not labeled "FAA APPROVED" are provided for guidance information only.

FAA APPROVED BY: 

Robert Murray
ODA STC Unit Administrator
GARMIN International, Inc
ODA-240087-CE

DATE: 12/29/2021

© Copyright 2019 - 2021
Garmin Ltd. or its subsidiaries
All Rights Reserved

Except as expressly provided herein, no part of this manual may be reproduced, copied, transmitted, disseminated, downloaded or stored in any storage medium, for any purpose without the express prior written consent of Garmin. Garmin hereby grants permission to download a single copy of this manual and of any revision to this manual onto a hard drive or other electronic storage medium to be viewed and to print one copy of this manual or of any revision hereto, provided that such electronic or printed copy of this manual or revision must contain the complete text of this copyright notice and provided further that any unauthorized commercial distribution of this manual or any revision hereto is strictly prohibited.

Garmin International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, KS 66062 USA
Telephone: 913-397-8200
www.garmin.com

Hier Text eingeben

Garmin International, Inc
Log of Revisions
FAA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
GARMIN G5 ELECTRONIC FLIGHT INSTRUMENT

REV NO.	PAGE NO(S)	DESCRIPTION	DATE OF APPROVAL	FAA APPROVED
1	ALL	Original Issue	7/22/2016	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
2	ALL	Added information regarding G5 DG/HSI.	4/28/2017	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
3	ALL	Added interface to 3 rd party autopilots.	10/18/2017	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
4	ALL	Added note to General section.	10/26/2017	Paul Mast ODA STC Unit Administrator
5	ALL	Reformatted document. Updated system messages interface. Added DG/HSI reversion description.	12/20/2017	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
6	ALL	Added interface description to GAD 13. Added information regarding multiple NAV source inputs.	7/19/2019	David G. Armstrong ODA STC Unit Administrator
7	ALL	Added information regarding FAA approved content. Updated SW ver. and references to GAD 29B to GAD 29B/GAD29D	9/28/2021	Paul Mast ODA STC Unit Administrator
8	3-4	Addition of NO BATT emergency procedure.	See Cover	See Cover
	4-2	Update normal procedure: <i>Prior to Flight in IMC.</i>		
	4-3	Update Roll Steering (GPSS) emulation normal procedure.		

This page intentionally left blank.

Table of Contents

Section 1 – General	1-1
Abbreviations and Terminology	1-2
Section 2 – Limitations	2-1
System Software Requirements	2-1
Use of Secondary Instruments	2-1
Kinds of Operations	2-1
Section 3 – Emergency Procedures	3-1
G5 Failure Indications	3-1
Attitude Failure	3-1
Heading Failure, Loss of Magnetometer Data, or Magnetic Field Error	3-1
GPS Failure	3-2
Attitude Aligning	3-2
Attitude Aligning / Keep Wings Level	3-2
Loss of Electrical Power to the G5 Display	3-2
Loss of Electrical Power to the GAD 29B/GAD 29D (If Installed)	3-3
Loss of Electrical Power to the GAD 13 (If Installed)	3-3
Internal Battery Failure	3-4
Section 4 – Normal Procedures	4-1
G5 Power Button and Knob	4-1
Backlight Intensity Adjustment	4-1
Prior to Flight in Instrument Meteorological Conditions	4-2
Autopilot Operations with the G5	4-3
Course / NAV Selection Coupling to the Autopilot (If Configured)	4-3
Heading Bug Coupling Capability to the Autopilot (If Configured)	4-3
Roll Steering (GPSS) Emulated via HDG Mode (If Configured)	4-3
HSI Source Selection (If Configured)	4-4
HSI Portable Navigation Device GPS VFR Annunciation (If Configured)	4-4
Section 5 – Performance	5-1
Section 6 – Weight and Balance	6-1
Section 7 – System Description	7-1
System Messages	7-1

This page intentionally left blank.

SECTION 1 – GENERAL

The G5 Electronic Flight Instrument can display the following information to the pilot depending on the installation and location of the G5 instrument.

- Primary attitude
- Primary slip and turn rate information
- Primary heading
- Secondary airspeed
- Secondary altimeter
- Secondary ground track

When installed in place of the attitude indicator, the primary function of the G5 is to provide attitude information to the pilot. When installed in place of the rate of turn indicator, the primary function of the G5 is to provide turn rate and slip ball information to the pilot. When installed in place of the directional gyro, the primary function of the G5 is to provide directional information to the pilot.

NOTE:

The pilot is reminded to perform appropriate flight and navigation instrument cross checks for the type of operation being conducted.

In case of a loss of aircraft electrical power, a backup battery (optional when installed as a DG/HSI) sustains the G5 Electronic Flight Instrument for up to four hours.

An optional GAD 29B/GAD 29D may be installed to provide course and heading datum to an autopilot based on the data selected for display on the HSI.

An optional GAD 13 and OAT probe may be installed to provide measured outside air temperature (OAT) to the G5 for display of true airspeed (TAS), outside air temperature, winds, and density altitude.

This STC allows the removal of the aircraft's vacuum system if it is not required to support any other airframe system.

Abbreviations and Terminology

The following glossary is applicable within the airplane flight manual supplement

ADI	Attitude Direction Indicator
AFMS	Airplane Flight Manual Supplement
ATT	Attitude
CDI	Course Deviation Indicator
DG	Directional Gyro
DR	Dead Reckoning
FAA	Federal Aviation Administration
GPS	Global Positioning System
GPSS	GPS Roll Steering
HDG	Heading
HSI	Horizontal Situation Indicator
ILS	Instrument Landing System
LOC	Localizer (no glideslope available)
LOI	Loss of Integrity
OAT	Outside Air Temperature
TAS	True Airspeed
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omni-directional Range

SECTION 2 – LIMITATIONS

System Software Requirements

The G5 must utilize the following or later FAA approved software versions for this AFMS revision to be applicable:

Component	Software Version
G5 Electronic Flight Instrument	8.00

Use of Secondary Instruments

The original type design approved instruments for airspeed, altitude and vertical speed remain the primary indications for these parameters.

If the G5 Electronic Flight Instrument is installed in place of the rate of turn indicator, the original type design approved instrument for attitude remains in the primary indication for attitude.

If the G5 Electronic Flight Instrument is installed in place of the directional gyro, the original type design approved instruments for attitude remains the primary indication for attitude.

NOTE:

For aircraft approved for VFR-only operations, the G5 Electronic Flight Instrument may be installed as an attitude indicator and rate of turn indicator.

Kinds of Operations

No Change except for the following:

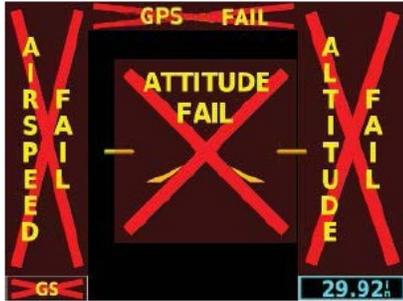
- When a portable navigation source is selected on the G5, it shall not be used for the primary means of navigation for IFR operations.

This page intentionally left blank.

SECTION 3 – EMERGENCY PROCEDURES

G5 Failure Indications

If a G5 function fails, a large red 'X' is typically displayed over the instrument(s) or data experiencing the failure. Upon G5 power-up, certain instruments remain invalid as equipment begins to initialize. All instruments should be operational within one minute of power-up. If any instrument remains flagged and it is not likely an installation related problem, the G5 should be serviced by a Garmin-authorized repair facility.



Attitude Failure

Attitude failure is indicated by removal of the sky/ground presentation, a red X, and a yellow "ATTITUDE FAIL" on the display.

Rate-of-turn and slip information will not be available.

1. Use standby instruments.
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical.

Heading Failure, Loss of Magnetometer Data, or Magnetic Field Error

A heading failure, loss of magnetometer data, or magnetic field error is indicated by removal of the digital heading readout, a red X, and a yellow "HDG" on the display.

1. Use standby magnetic compass.

NOTE:

If the G5 DG/HSI has a valid GPS signal the G5 DG/HSI instrument will display the GPS track information in magenta.

GPS Failure

If GPS navigation receivers and/or navigation information are not available or invalid, the G5 will display Dead Reckoning mode (DR) or Loss of Integrity mode (LOI) on the HSI in the lower left corner.

If Alternate Navigation Sources (ILS, LOC, VOR) Are Available:

1. Use alternate navigation source.

If No Alternate Navigation Sources Are Available:

If DR is Displayed on HSI:

1. Use the amber CDI for course information.
2. Fly toward known visual conditions.

If LOI is Displayed on HSI:

1. Fly toward known visual conditions.

For aircraft equipped with a GAD 29B/GAD 29D interfaced to an autopilot, GPSS will be displayed in amber text when GPSS emulation has been selected from the G5 menu.

1. Deselect GPSS from the G5 menu and select a different autopilot mode.

Attitude Aligning

During system initialization, the G5 displays the message 'ALIGNING' over the attitude indicator. The G5 will typically display valid attitude within the first minute of power-up. The G5 can also align itself while taxiing and during level flight.

If the "ALIGNING" indication occurs during flight and attitude remains displayed, the attitude display is acceptable for use for flight in instrument conditions. The message will clear when the attitude solution is within the systems internal accuracy tolerances. It is recommended to maintain wings level to reduce the time for the system to align.

Attitude Aligning / Keep Wings Level

If the "ALIGNING KEEP WINGS LEVEL" indication occurs during flight, the G5 has detected an invalid attitude solution and will not display any attitude information.

1. Use standby instruments to maintain wings level flight. The system will display attitude when internal accuracy tolerances have been met.
2. If attitude does not return, seek VFR conditions or land as soon as practical.

Loss of Electrical Power to the G5 Display

In the event of a loss of aircraft electrical power to the G5 attitude display, the indicator will continue to function on its internal battery. If an internal battery is installed on the optional G5 HSI, the indicator will continue to function on the internal battery if aircraft power is lost. Internal battery endurance is indicated on the G5 display in hours and minutes. The charging symbol will be removed and the internal battery will not be charged.

In the event the G5 attitude display powers down, the optional G5 HSI will automatically revert to displaying attitude information. It will not revert back to the DG/HSI format if the G5 attitude unit regains power. The DG/HSI presentation may be selected from the G5 menu on the G5 DG/HSI unit after reversion to the attitude display.

Loss of Electrical Power to the GAD 29B/GAD 29D (If Installed)

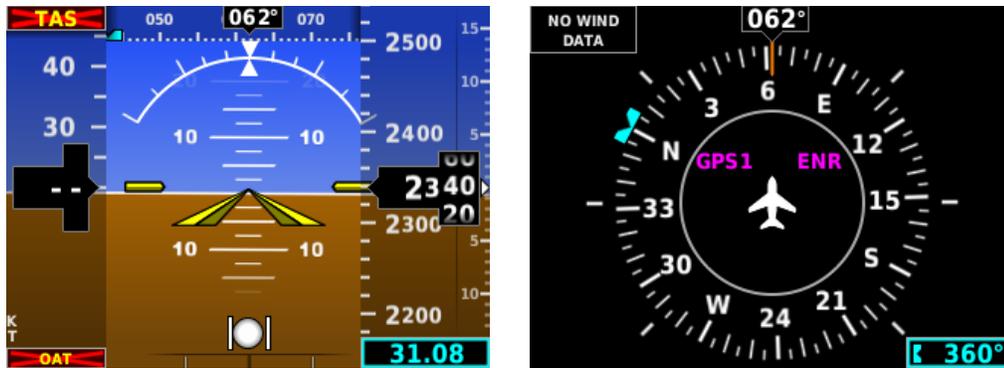
In the event of a loss of aircraft electrical power to the optional GAD 29B/GAD 29D, the heading and course datum will be unavailable to the autopilot and the autopilot may deviate from the intended path or may disconnect. GPS flight plan course information may be displayed on the HSI and VFR will be displayed in amber text on the HSI. GPSS will be displayed in amber text, if GPSS mode is selected.



1. Deselect GPSS from the G5 menu and select a different autopilot mode.
2. Lateral GPS course guidance may only be used in VFR conditions.

Loss of Electrical Power to the GAD 13 (If Installed)

In the event of a loss of aircraft electrical power to the optional GAD 13, the OAT and TAS indications will be replaced with a red X. The Density Altitude indication will be removed, and “No Wind Data” will be displayed in the wind field.



1. Use an alternate source of outside air temperature to calculate true airspeed, density altitude, and winds.

Internal Battery Failure

In the event of a failure of the G5 internal battery, “NO BATT” will be displayed with a red X. This indicates that the G5 internal battery is not functional.

1. If “NO BATT” is displayed on the G5 attitude indicator, do not fly in instrument meteorological conditions.



WARNING

If NO BATT is displayed on the G5 attitude indicator, the unit will not function in the event of a loss of aircraft electrical power to the G5 attitude indicator. Do not fly in instrument meteorological conditions if NO BATT is displayed on the G5 attitude indicator.

SECTION 4 – NORMAL PROCEDURES

G5 Power Button and Knob

The G5 display will power on with the application of aircraft power. The G5 power button is used to turn the display on and off. Press and hold the power button to turn the display off.

The knob performs the following functions:

Press	Press to access the Menu. From the Menu, press to select the desired menu item. Press to accept the displayed value when editing numeric data or selecting from a list. Press to sync the heading or track bug for the HSI.
Turn	From the Menu, turn the Knob to move the cursor to the desired menu item. For the ADI, rotate to adjust the baro setting on the secondary altitude display. For the HSI, rotate to adjust the heading or track bug. Turn to select the desired value when editing numeric data or selecting from a list.

Backlight Intensity Adjustment

The power up state of the G5 backlight is in Auto adjustment mode.

To adjust the backlighting:

To select Manual mode from Auto mode:

1. While the unit is turned on, press the Power button.
2. Turn the knob to manually adjust the backlight intensity.
3. Press the knob to close the backlight page.

To select Auto mode from Manual mode:

1. While the unit is turned on, press the Power button.
2. Press the Power button again to select Auto.
3. Press the knob to close the backlight page.

Prior to Flight in Instrument Meteorological Conditions

1. Press the Power button on the G5 attitude indicator.
2. Verify the battery status indicator is green on the G5 attitude indicator.
(The battery status indicator will change from green to amber or red when battery status has decreased below 41%).



Valid Battery Indication



No Battery Detected

WARNING

If NO BATT is displayed on the G5 attitude indicator, or green battery status is not shown after pressing the power button on the G5 attitude indicator, do not fly in instrument meteorological conditions.

Autopilot Operations with the G5

The G5 and optional GAD 29B/GAD 29D offer various integration capabilities dependent upon the type of autopilot installed in a particular aircraft.

The G5 Electronic Flight Instrument installation in this aircraft provides the following autopilot functions (appropriate boxes will be checked):

- This installation does not interface with the autopilot (basic wing leveling autopilot or no autopilot is installed in the aircraft).
 - A GAD 29B/GAD 29D Adapter is installed in this aircraft.
 - Course Selection coupling to the autopilot.
 - NAV Selection coupling to the autopilot.
 - Heading Bug coupling capability to the autopilot.
 - Roll Steering (GPSS) emulated via heading mode.
- OR
- Roll Steering capable autopilot (GPSS menu function for emulation not applicable).

Course / NAV Selection Coupling to the Autopilot (If Configured)

When operating the autopilot in NAV mode, the deviation information from the installed navigation sources (i.e. GPS or NAV) is switched via the navigation source. The NAV source displayed on the HSI is the NAV source the autopilot is following. Many autopilots also use the course datum to determine the best intercept angles when operating in NAV mode.

Heading Bug Coupling Capability to the Autopilot (If Configured)

When operating the autopilot in HDG mode, the difference between the HDG bug location on the HSI and the actual aircraft heading creates an error signal which the autopilot will minimize by turning in the direction of the bug. If the bug is turned more than 180 degrees, the autopilot may turn the airplane in the opposite direction of the desired turn.

Roll Steering (GPSS) Emulated via HDG Mode (If Configured)

For autopilots that do not support digital GPSS signals, GPSS functionality may be emulated by operating the autopilot in HDG mode and selecting GPSS from the G5 menu. If the autopilot is already designed to receive roll steering information, the data is transmitted digitally from the navigator to the autopilot.

When GPSS is selected on the G5 menu, the heading bug on the ADI and HSI changes to a hollow outline and a crossed-out heading bug appears on the G5 ADI and HSI display indicating that the autopilot is not coupled to the heading bug. The bug is still controllable and may still be used for reference.



When GPSS is selected on the G5, GPSS turn commands are converted into a heading error signal to the autopilot. When the autopilot is operated in HDG mode, the autopilot will fly the turn commands from the GPS navigator. If the GPSS data is invalid (for example, if there is no active GPS leg) or the selected navigation source on the G5 ADI and HSI is not GPS, the annunciated GPSS text will be yellow and a zero turn command will be sent to the autopilot.

HSI Source Selection (If Configured)

For aircraft configured with two navigation inputs to the G5, the desired source may be selected using the G5 knob and menu selection. Press the G5 knob to cycle between the NAV1 and NAV2 input.



HSI Portable Navigation Device GPS VFR Annunciation (If Configured)

For aircraft configured for a portable navigation device input to the G5, a GPS VFR indicated in magenta will be displayed on the HSI. When the G5 with a portable navigation device is interfaced there is not enough guidance data for IFR use.



SECTION 5 – PERFORMANCE

No change.

This page intentionally left blank.

SECTION 6 – WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

This page intentionally left blank.

SECTION 7 – SYSTEM DESCRIPTION

Refer to Garmin G5 Electronic Flight Instrument Pilot's Guide for Certified Aircraft, part number 190-01112-12 Rev A (or later approved revisions), for a description of the G5 electronic flight instrument. This reference material is not required to be on board the aircraft but does contain a more in-depth description of all the functions and capabilities of the G5.

The ATT circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation and to charge the internal battery.

The DG circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation when configured as a DG, and to charge the internal battery (if installed).

The HSI circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation when configured as an HSI, and to charge the internal battery (if installed).

The GAD circuit breaker supplies power to the optional GAD 29B/GAD 29D adapter and optional GAD 13 adapter for normal power operation.

System Messages

The G5 has the capability to display system messages to the crew along the bottom of the display. A system message is indicated through a white  indication on the G5.

Messages can be displayed by pressing the G5 knob and selecting the Message menu item.



(For Reference Only)

The following table shows the meaning of each message. System messages are displayed in white text.

Message	Meaning
External Power Lost	Aircraft power has been removed from the G5.
Critical battery fault! Powering off	Battery has critical fault condition and the unit is about to power off to avoid damage to the battery.
Battery fault	Battery has a fault condition – unit needs service.
Battery charger fault	Battery charger has a fault condition – unit needs service.
Low battery	Battery charge level is low.
Hardware fault	Unit has a hardware fault – unit needs service.
Power supply fault	Unit power supply fault detected – unit needs service.
Unit temperature limit exceeded	Unit is too hot or too cold.
Network address conflict	Another G5 with the same address is detected on the network (most commonly a wiring error on one of the units).
Communication error	General communication error (most commonly appears in conjunction with Network Address Conflict message).
Factory calibration data invalid	Unit calibration data not valid – unit needs service.
Magnetic field model database out of date	Internal magnetic field database is out of date - software update required.
Magnetometer Hardware fault	The magnetometer has detected a fault – unit needs service. Heading data may not be available.
Using external GPS data	GPS data from another network LRU is being used. The unit's internal GPS receiver is enabled, but unable to establish a GPS fix.
Not receiving RS-232 data	The G5 is not receiving RS-232 data from the GPS navigator – system needs service.
Not receiving ARINC 429 data	The G5 is not receiving ARINC 429 data from the navigation source – system needs service.
GPS receiver fault	The G5 on-board GPS receiver has a fault.
ARINC 429 interface configuration error	The G5 ARINC 429 port is receiving information from an incorrect source – system needs service.
Software version mismatch	The G5 attitude indicator and the G5 HSI units have different software. Cross fill of baro, heading and altitude bugs is disabled.

These messages remain while the condition persists.