

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 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

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.

Seitenleitwerk

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

Fahrwerk

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

Hauptrad : (a) 6.00-6; 6 PR, 120 mph
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.

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)

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.

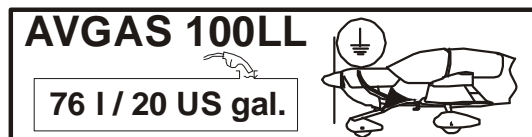
Weitere Betriebsgrenzen sind dem Flughandbuch zu entnehmen.

Rauchen verboten.

Neben jedem der beiden Tankeinfüllstutzen:

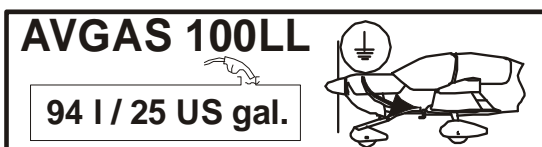
a) *Standardtank:*

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

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
---------------	--------	-------------	------------------

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.3.11 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

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 MAM 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						
MLG 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.:		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, VORLOC #1	KI 208	066-03056-0000	Bendix/King			1	0.45	70.08	1.78
CDI, VORLOC #2	KI 208	066-03056-0000	Bendix/King			1	0.45	70.08	1.78
CDI, VORLOC/GS #1	GI 106A	013-00049-01	Garmin			1.4	0.64	70.08	1.78
CDI, VORLOC/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

7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE

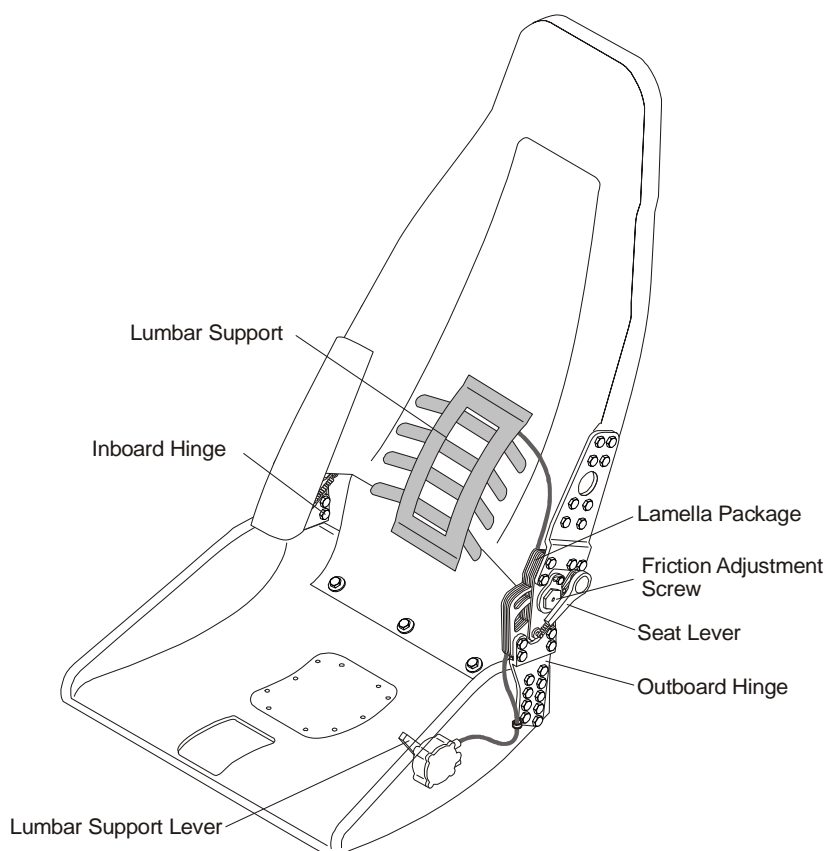
Zur Erhöhung der passiven Sicherheit sind die Sitze aus Kohle/Kevlar-Hybridgewebe und GFK aufgebaut. Die Sitzschalen sind herauserschraubbar, um die Wartung und Kontrolle der darunterliegenden Steuerung zu ermöglichen. Verkleidungen an den Steuerknüppeln verhindern das Hineinfallen von Fremdkörpern in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

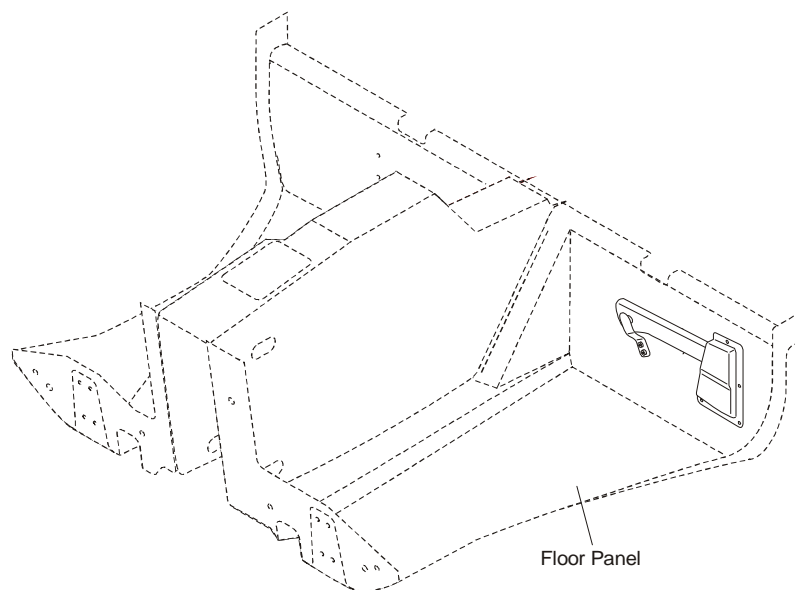
Wenn sich die Kabinenhaube in einem Notfall nicht öffnen lässt, kann die Notaxt verwendet werden, um die Kabinenhaube aufzubrechen.

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 angebaute 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

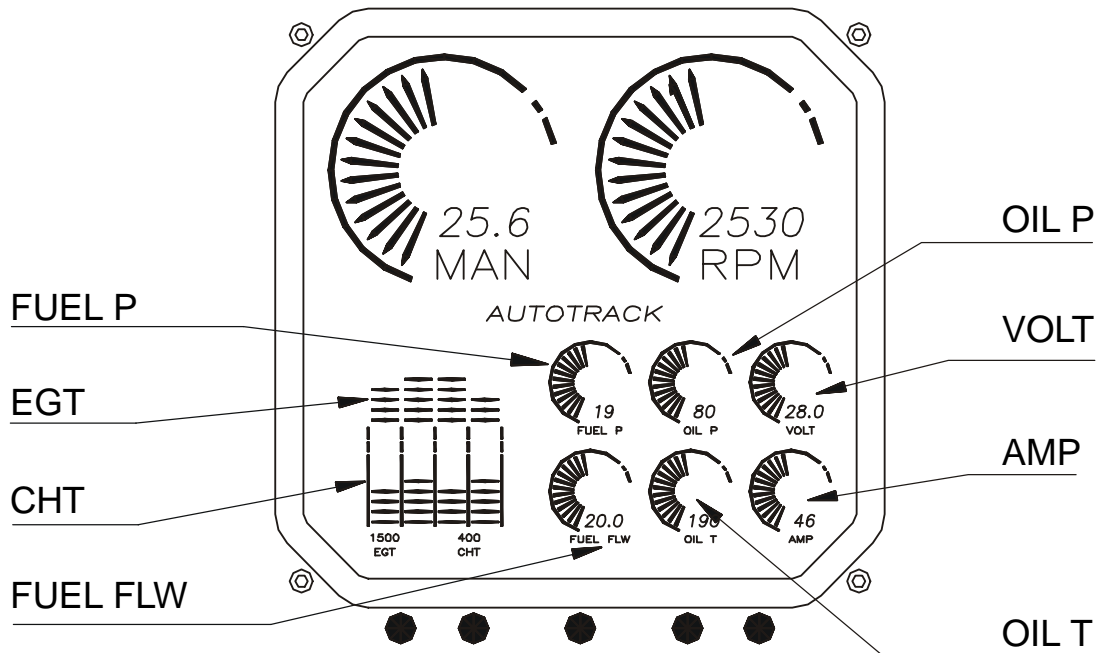
Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen! Verletzungsgefahr!

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

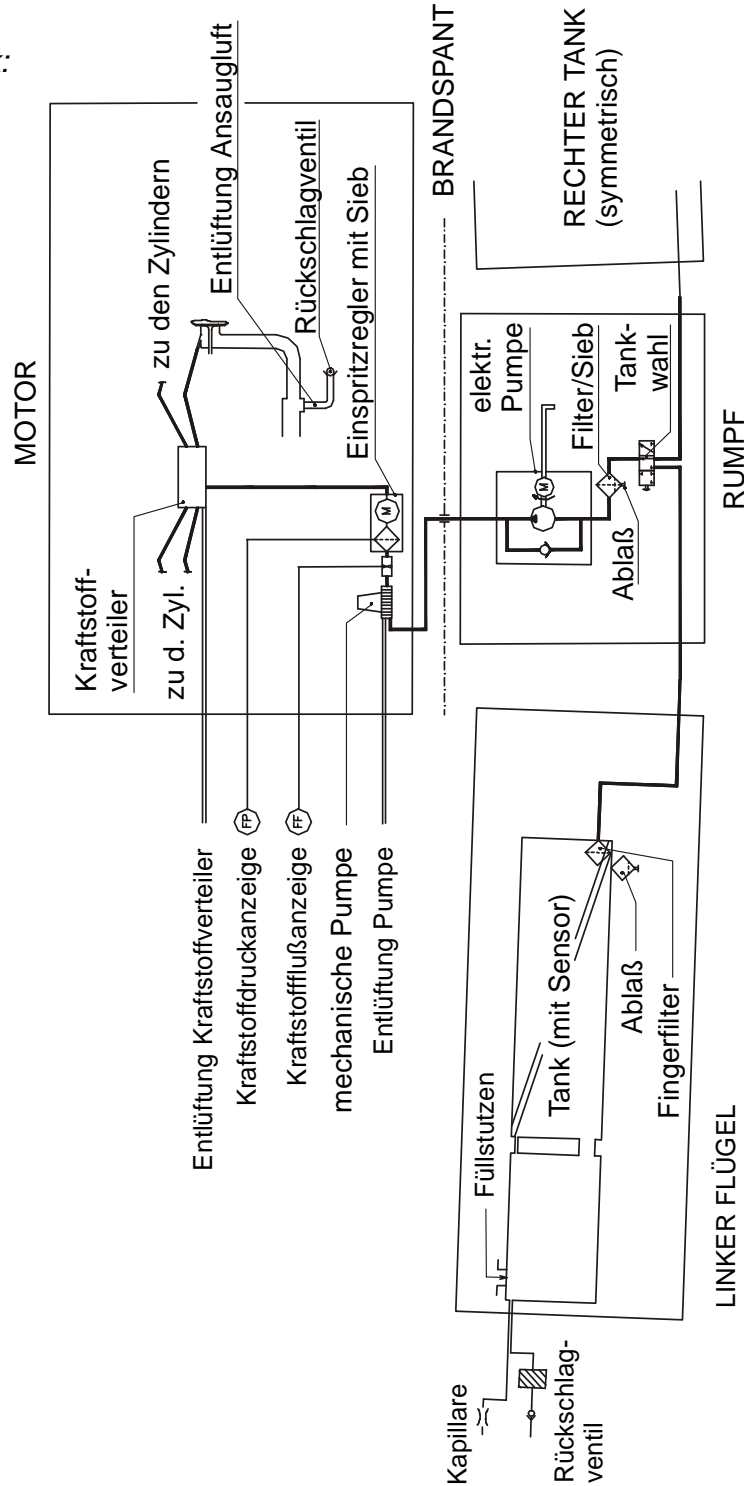
Durch einmaliges Drücken von Knopf 5 wird der Flight Data Recorder eingeschaltet. Angezeigt werden die minimal im Betrieb aufgetretenen Werte, z.B. geringste Spannung, geringster Kraftstoffdruck usw., die durch das Vision Microsystems erfaßt werden. Die Digitalanzeige für die Drehzahl zeigt jetzt die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

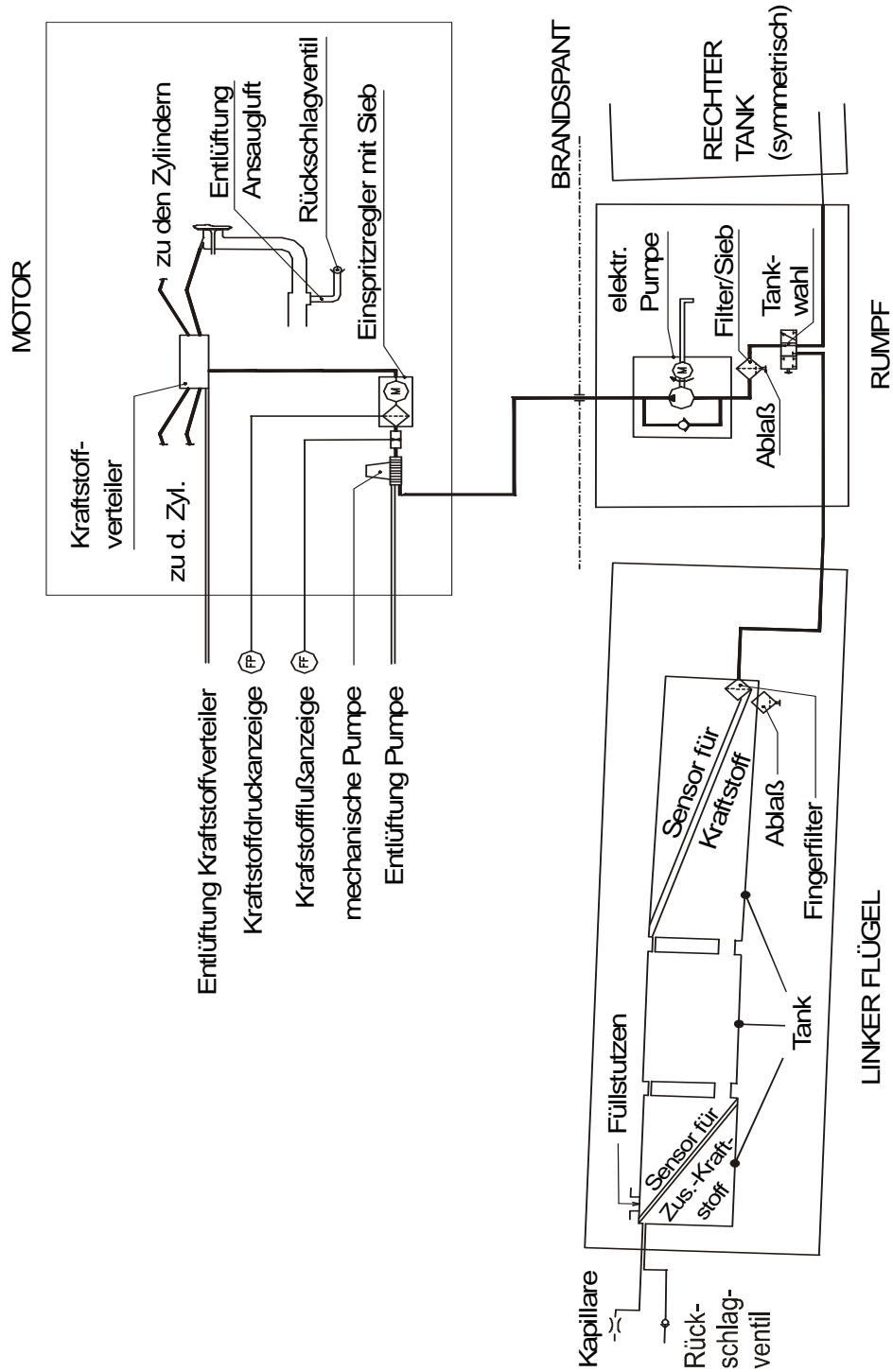
Die Daten des Flight Data Recorders sind nur während des Fluges und direkt nach der Landung abrufbar. Mit jedem neuen Flug werden die vorhergehenden Daten überschrieben.

7.10 KRAFTSTOFFANLAGE

a) Standardtank:



b) Long Range-Tank:



Kraftstoffpumpen

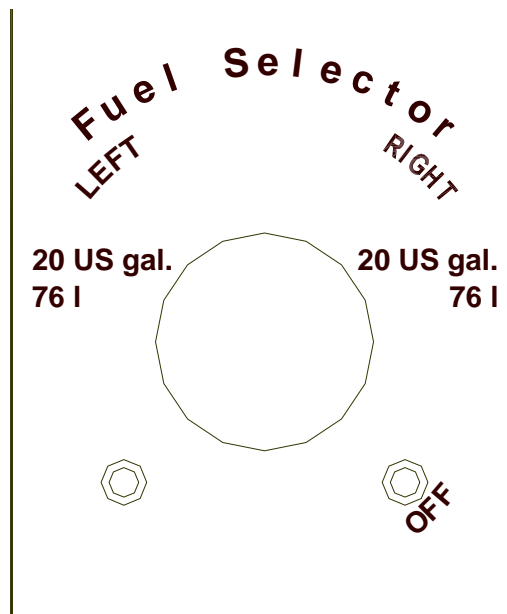
Das Kraftstoffsystem ist mit einer mechanischen und einer elektrischen Kraftstoffpumpe ausgestattet. Die mechanische Pumpe stellt die normale Kraftstoffversorgung sicher.

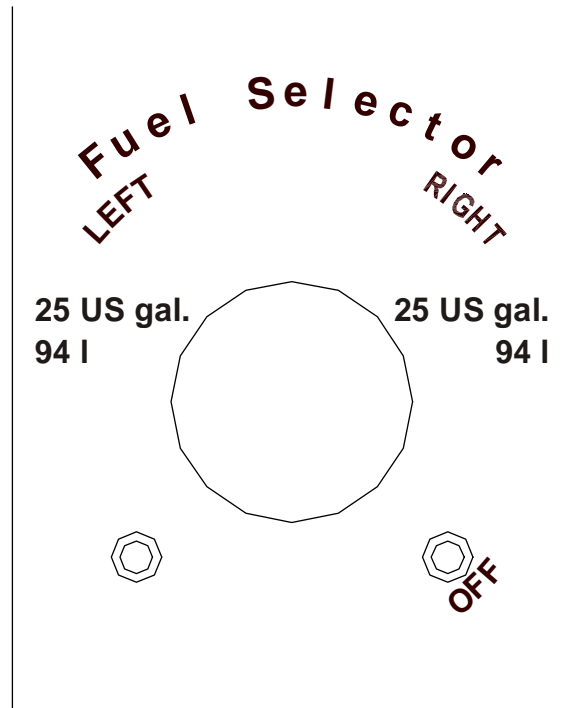
Die elektrische Kraftstoffpumpe ist als Hilfs- und Notpumpe gedacht, die normalerweise nicht läuft. Über den Schalter 'FUEL PUMP' in der Schalterleiste am Instrumentenbrett wird sie betätigt. Sie wird beim Anlassen überprüft und wird bei Start und Landung sowie beim Umschalten der Tanks zur Sicherheit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

Tanks

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

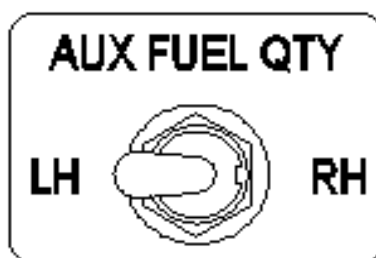
Bei einer Anzeige von 15 US gal / 17 US gal ist die tatsächliche Menge im Tank mit dem Kraftstoff-Kontrollmesser festzustellen. Wird auf diese Messung verzichtet, so ist die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht, 15 US gal / 17 US gal.

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.

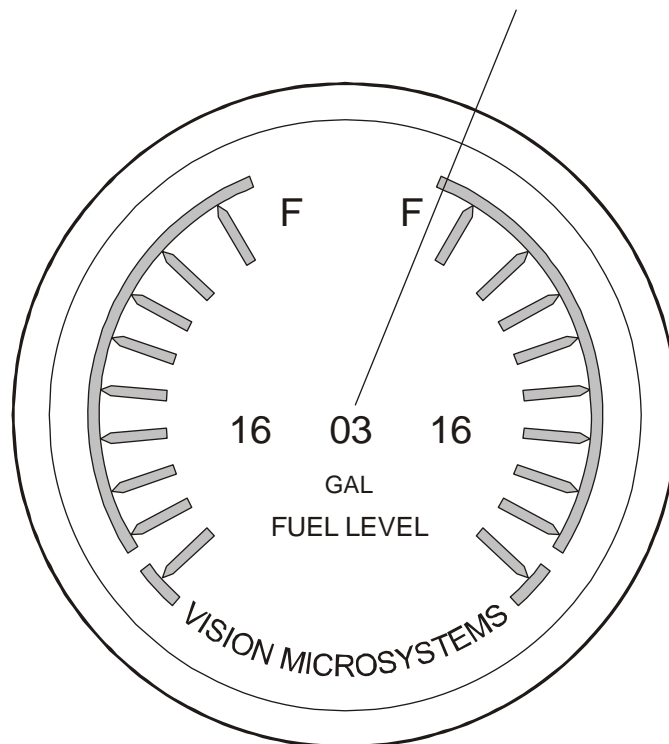


Die tatsächliche Gesamtmenge an Kraftstoff im jeweiligem Tank (LH/RH) ergibt sich aus der Summe der Anzeige in der Mitte und der jeweils zugehörigen Anzeige auf der linken oder rechten Seite.

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

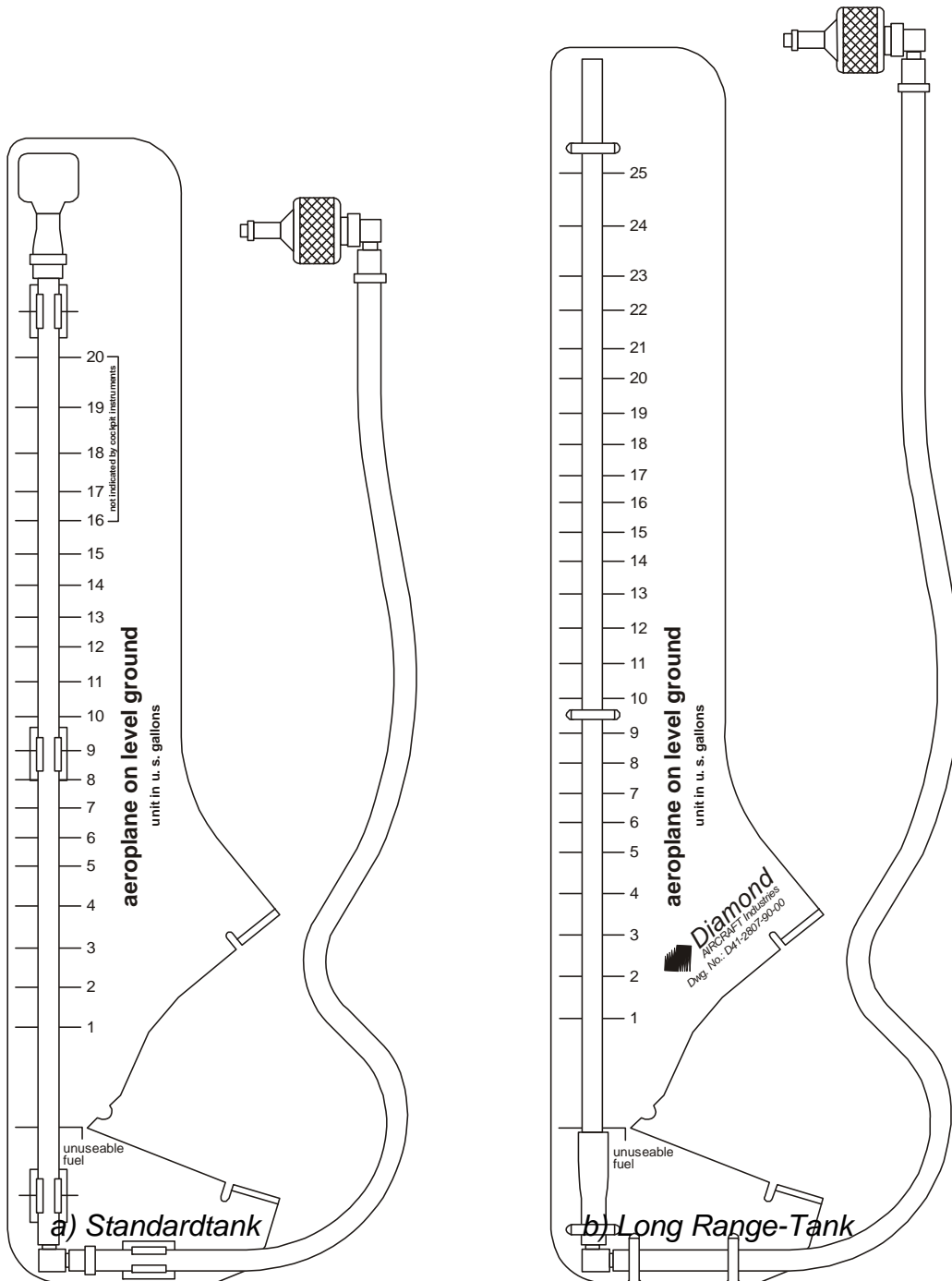
Der Kraftstoff-Kontrollmesser dient zur Kontrolle der Kraftstoffmenge im Tank im Rahmen der Vorflugkontrolle. Er funktioniert nach dem Prinzip der kommunizierenden Gefäße. Der Kraftstoff-Kontrollmesser hat eine Ausnehmung, die an das Profil des Flügels angepaßt ist; mit dieser wird er an die Dreiecksleiste 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.

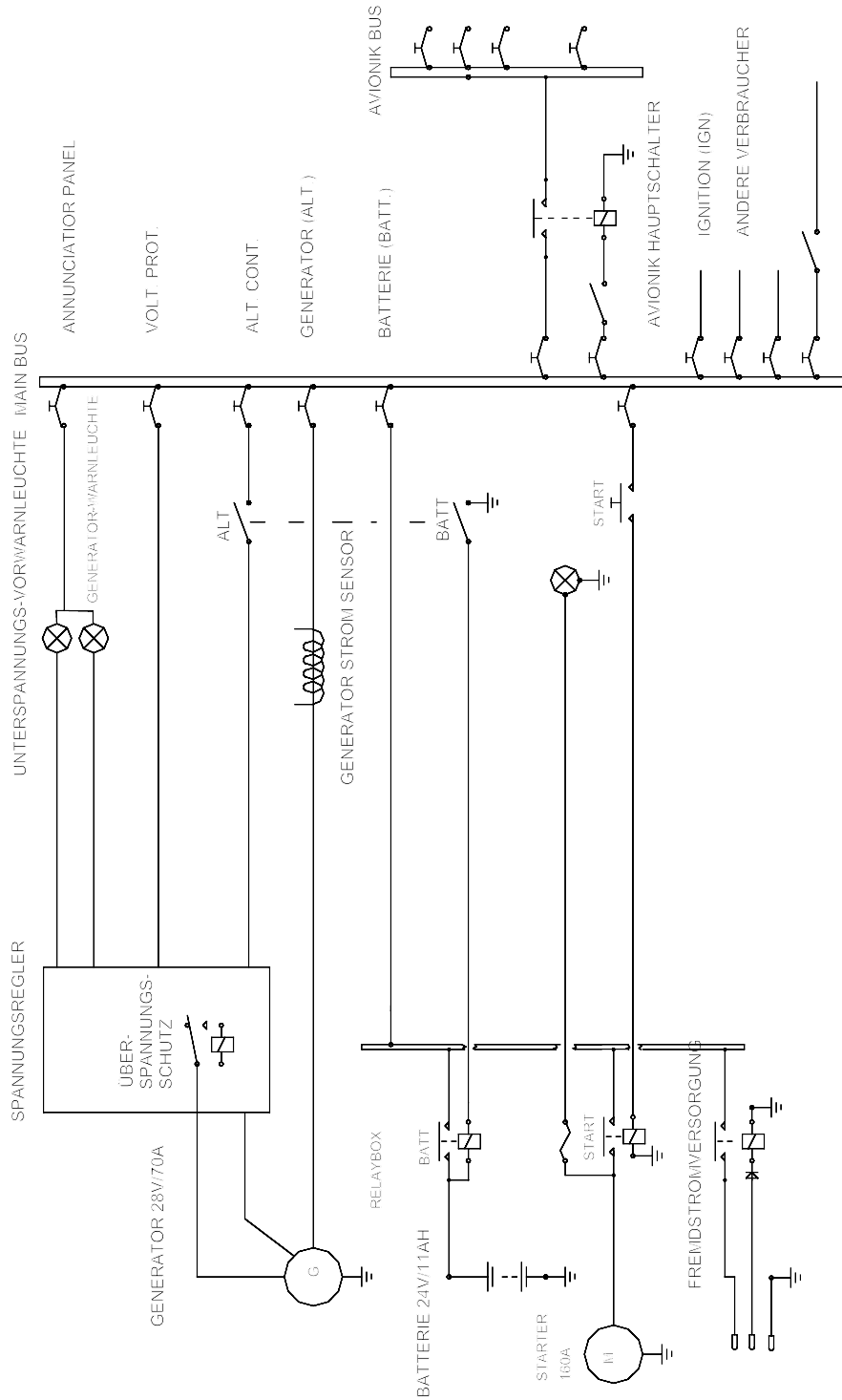
Der Aufbewahrungsort für den Kraftstoff-Kontrollmesser ist die Tasche auf der Rückseite des Pilotensitzes.

WICHTIGER HINWEIS

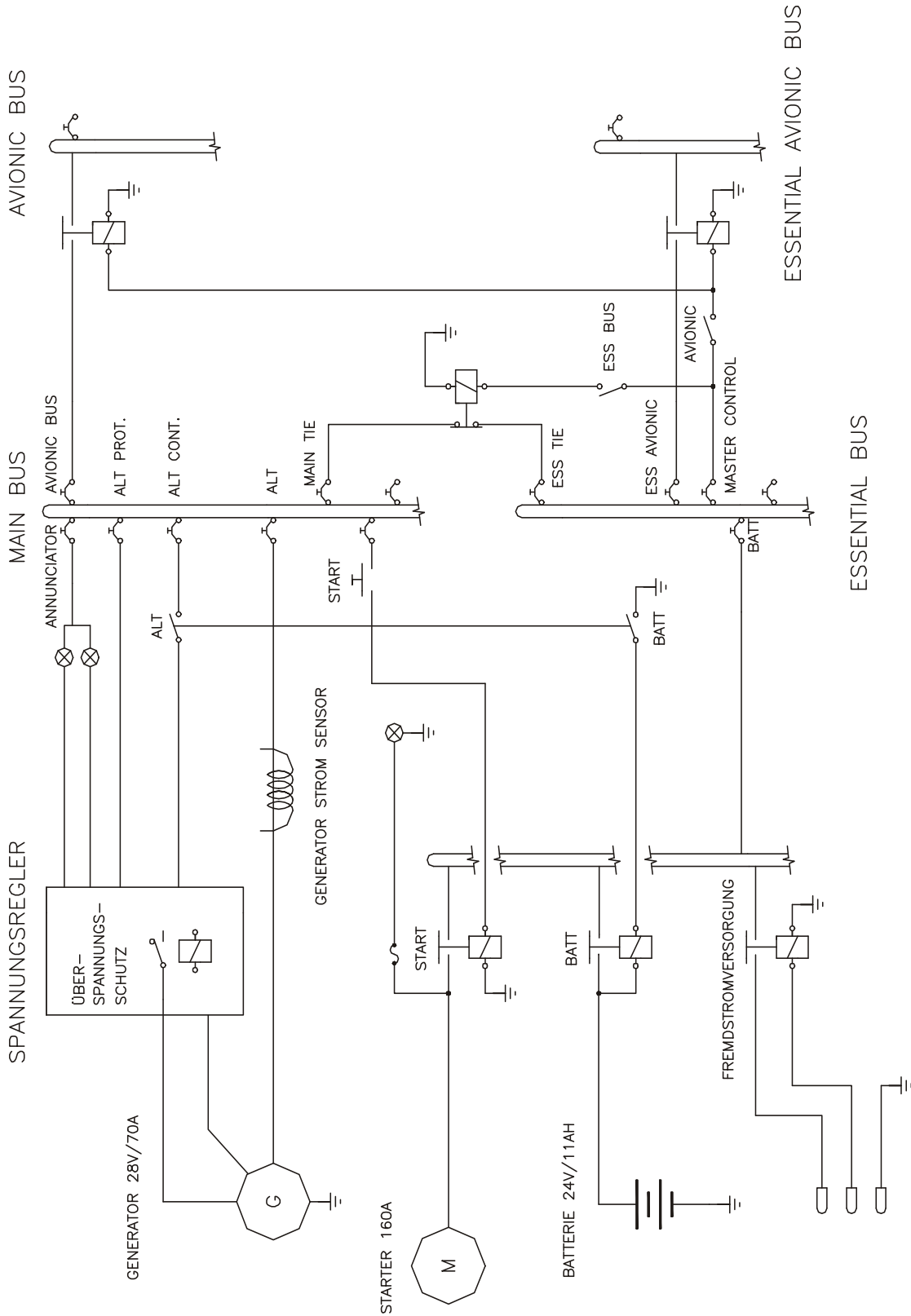
Für den Standardtank und den Long Range-Tank werden unterschiedliche Kontrollmesser verwendet. Die Verwendung des falschen Kontrollmessers führt zu einem falschen Ergebnis!



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.