
FLUGHANDBUCH
DA 40

Lufttüchtigkeitsgruppe : **Normal, Utility**
Angewandte Bauvorschrift : **JAR-23**
Werknummer : _____
Kennzeichen : _____
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 Datenverarbeitungsanlagen bleiben, auch bei nur auszugsweiser Verwertung, vorbehalten.

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

0.1 ZULASSUNG

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

0.2 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuchs, ausgenommen

- Temporäre Revisionen,
- Aktualisierungen des Flugzeug-Änderungsstands (Abschnitt 1.1),
- Aktualisierungen der Masse- und 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 Flügelstreckung | : | ca. 10,53 |
| 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] |

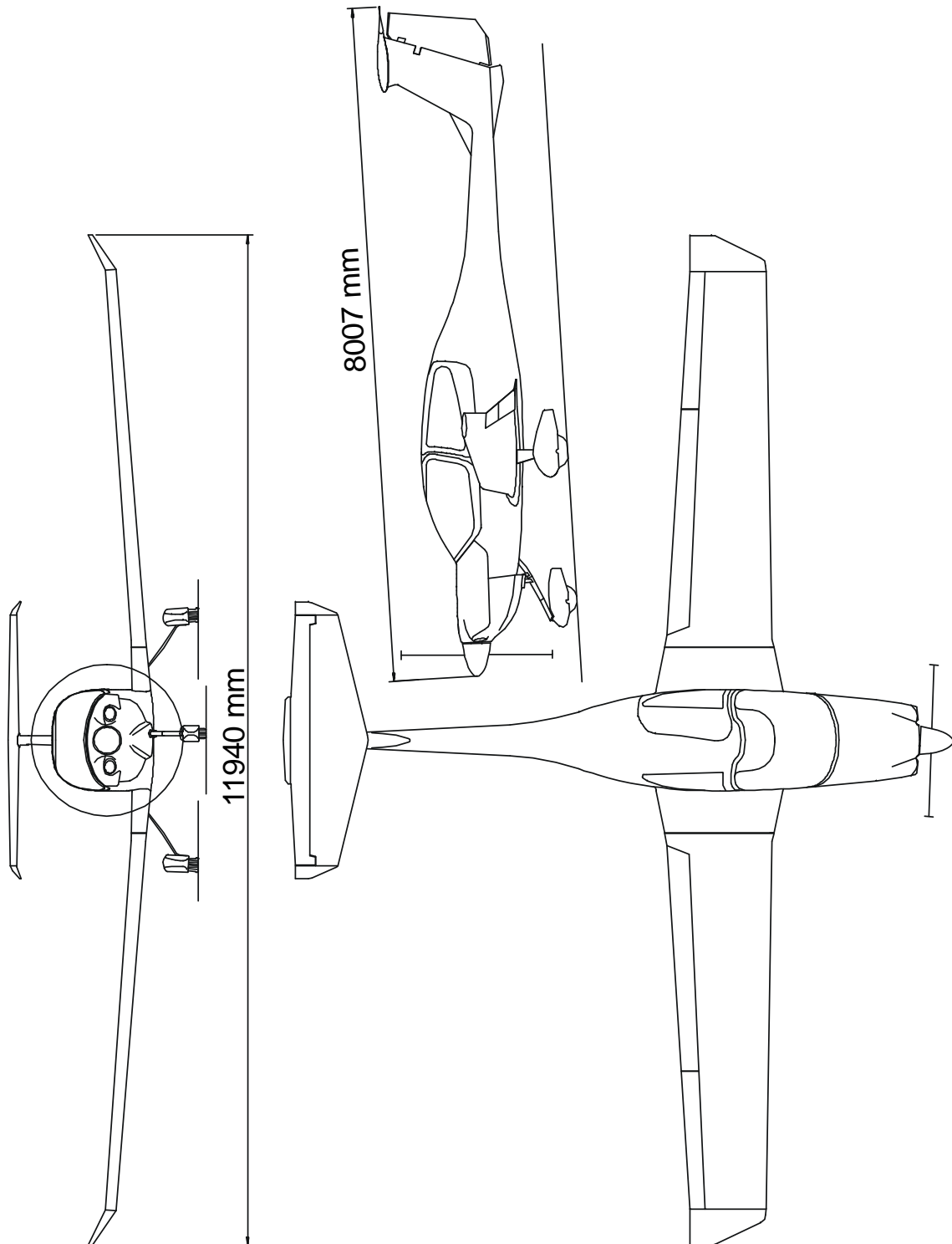
| Größe | SI-Einheiten | US-Einheiten | Umrechnungen |
|---|-----------------------|--------------|--------------|
| elektrische Stromstärke | [A] Ampère | | - |
| Ladungs- menge (Batterie- kapazität) | [Ah] Ampèrestunden | | - |
| elektrische Spannung | [V] Volt | | - |
| Zeit | [sec] Sekunden | | -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

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 Landemassee | | |
| ┃ Standard HFW-Blatt | : | 1092 kg |
| ┃ Modifiziertes HFW-Blatt | | |
| ┃ (MÄM 40-123/e oder OÄM 40-283) | : | 1150 kg |
| ┃ Höchstzulässige Leertankmassee | | |
| ┃ (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 Flugzeuglängsachse steht und sich in Flugrichtung vor dem Flugzeug befindet. Die Flugzeuglängsachse ist parallel zur Oberkante eines Keils 600:31 auf der Rumpfoberseite vor der Seitenruderfinne. Wird die Oberkante des Keils horizontal ausgerichtet, ist die Bezugsebene senkrecht. Die Bezugsebene befindet sich 2,194 m vor dem vordersten Punkt der Wurzelrippe des Flügelstummels.

Schwerpunktgrenzen

Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage:

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

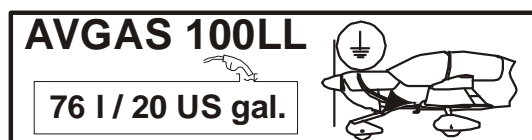
Weitere Betriebsgrenzen sind dem Flughandbuch zu entnehmen.

Rauchen verboten.

Neben jedem der beiden Tankeinfüllstutzen:

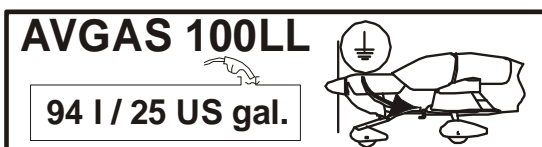
a) Standardtank:

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

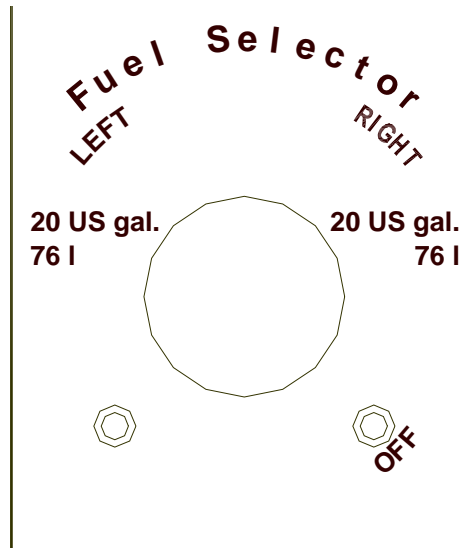
b) Long Range-Tank (falls eingebaut):

Anzeige/Tank: 16 + 9 US gal

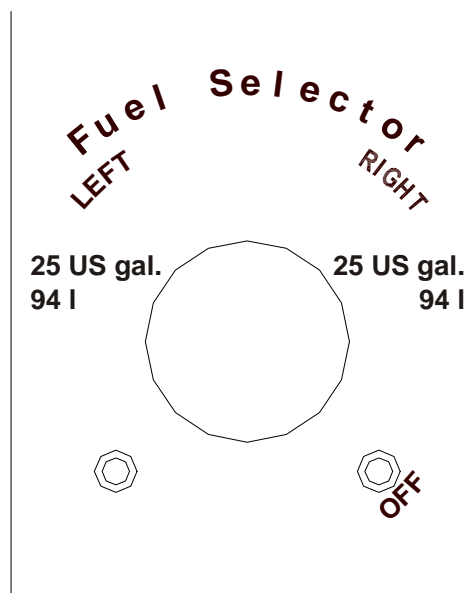
linker und rechter Tank max. 8 US gal Differenz
Schalter AUX FUEL QTY. für LH/RH Zusatzkraftstoffanzeige
Anmerkung: Weitere Informationen zum AUX FUEL siehe FHB

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:

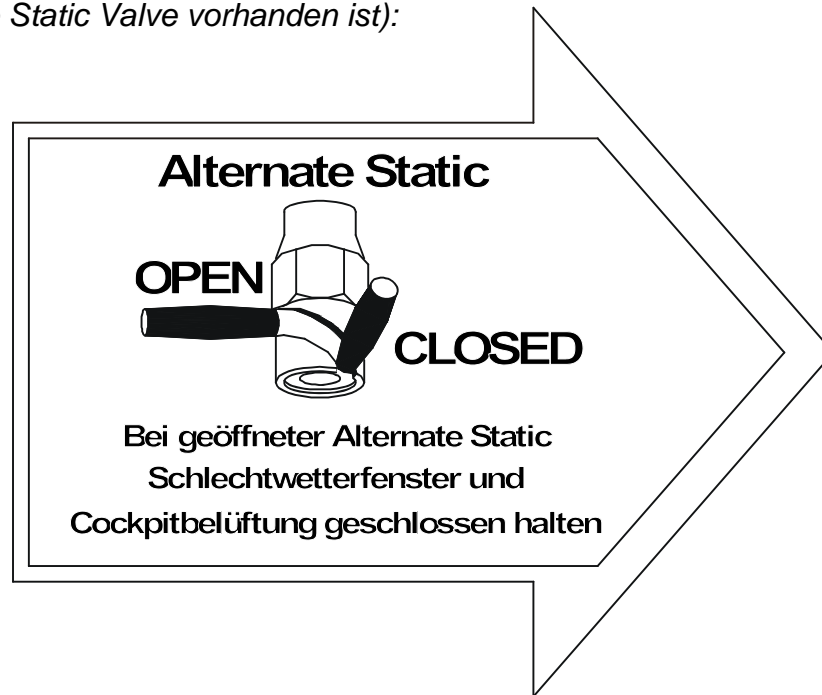
| |
|--|
|  <p>max. 108 KIAS</p> <p>max. 91 KIAS</p> |
|--|

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):

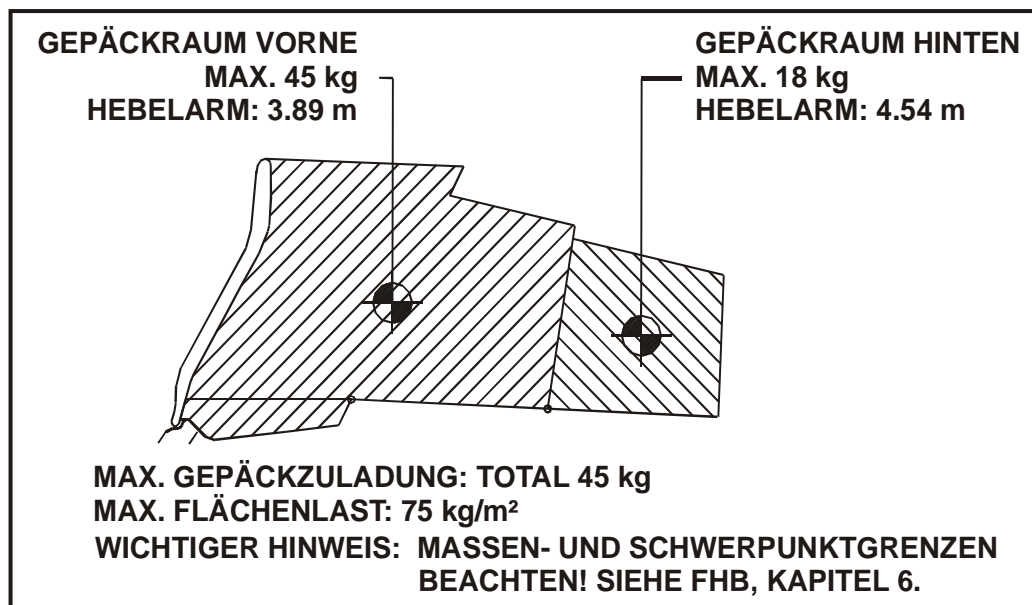


Beim Gepäckraum:

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 DEFEKT DER TRIEBWERKSBDIENELEMENTE | 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 DEFEKTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK | 3-31 |
| 3.5.3 LANDUNG MIT DEFEKTEN 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

| | | | |
|-------------------|--------|-------------|-------------|
| Dok. Nr. 6. 01.01 | Rev. 8 | 01-Dez-2010 | Seite 3 - 7 |
|-------------------|--------|-------------|-------------|

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

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

| | | | |
|-------------------|--------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6. 01.01 | Rev. 8 | 01-Dez-2010 | Seite 3 - 17 |
|-------------------|--------|-------------|--------------|

3.2.5 DEFECT DER TRIEBWERKSBEDIENELEMENTE

Mixture-Bowdenzug defekt

a) Flug und Landung:

1. In möglichst gleichbleibender Höhe den nächsten Flugplatz anfliegen.
2. Im Sinkflug Motorlauf bei Leistungserhöhung kontrollieren. Bei abgemagertem Gemisch kann es zu 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'-WARNLEUCHTE 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

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

- 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) Abnützung, 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 RangeTank)
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 abzuberechnen.

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

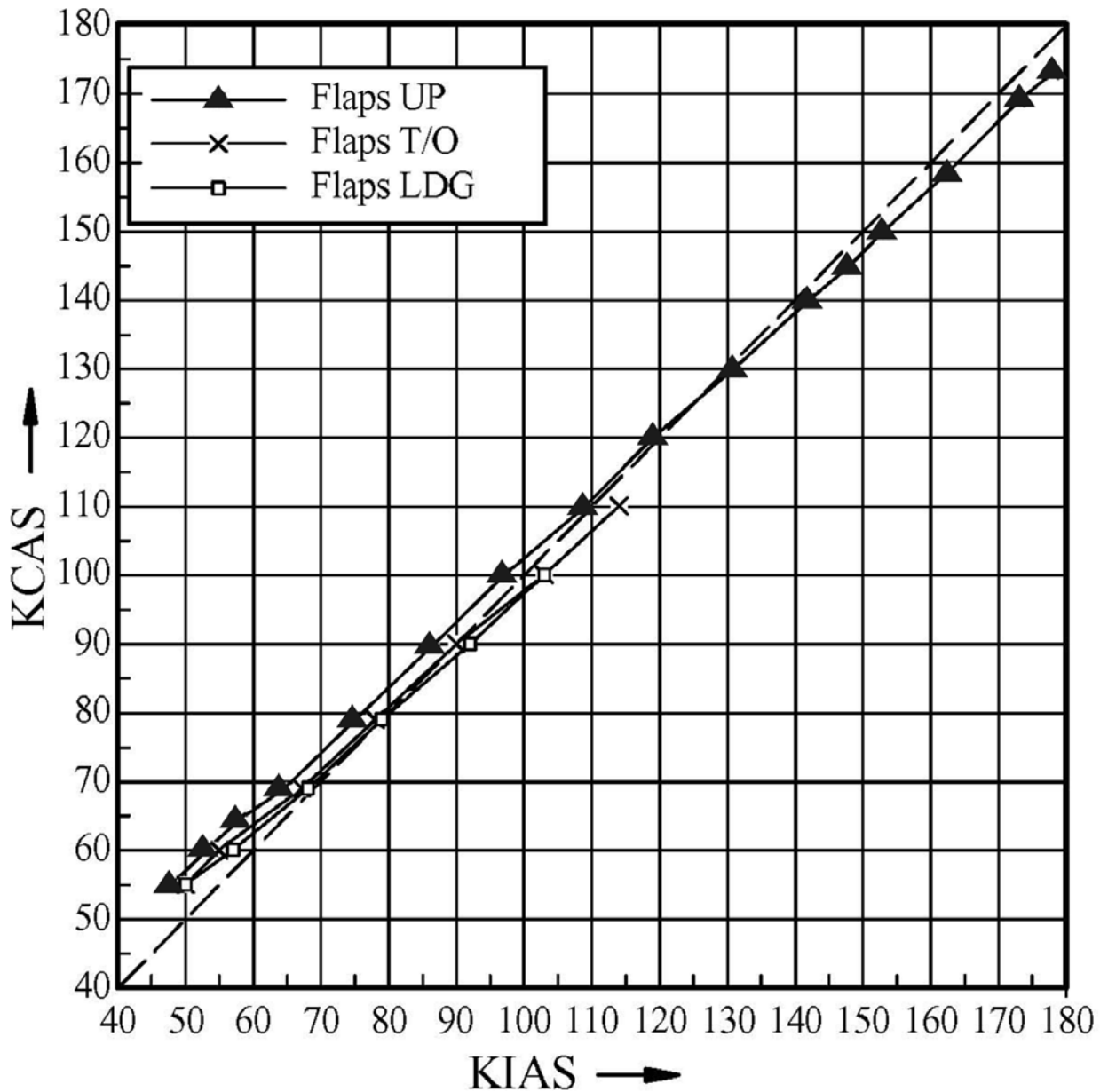
Um den Einfluß verschiedener Variablen zu veranschaulichen, sind die Leistungsdaten in Form von Tabellen oder Diagrammen wiedergegeben. Diese enthalten ausreichend detaillierte Angaben, sodaß auf der sicheren Seite liegende Werte ausgewählt und zur Bestimmung hinreichend genauer Leistungswerte für den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

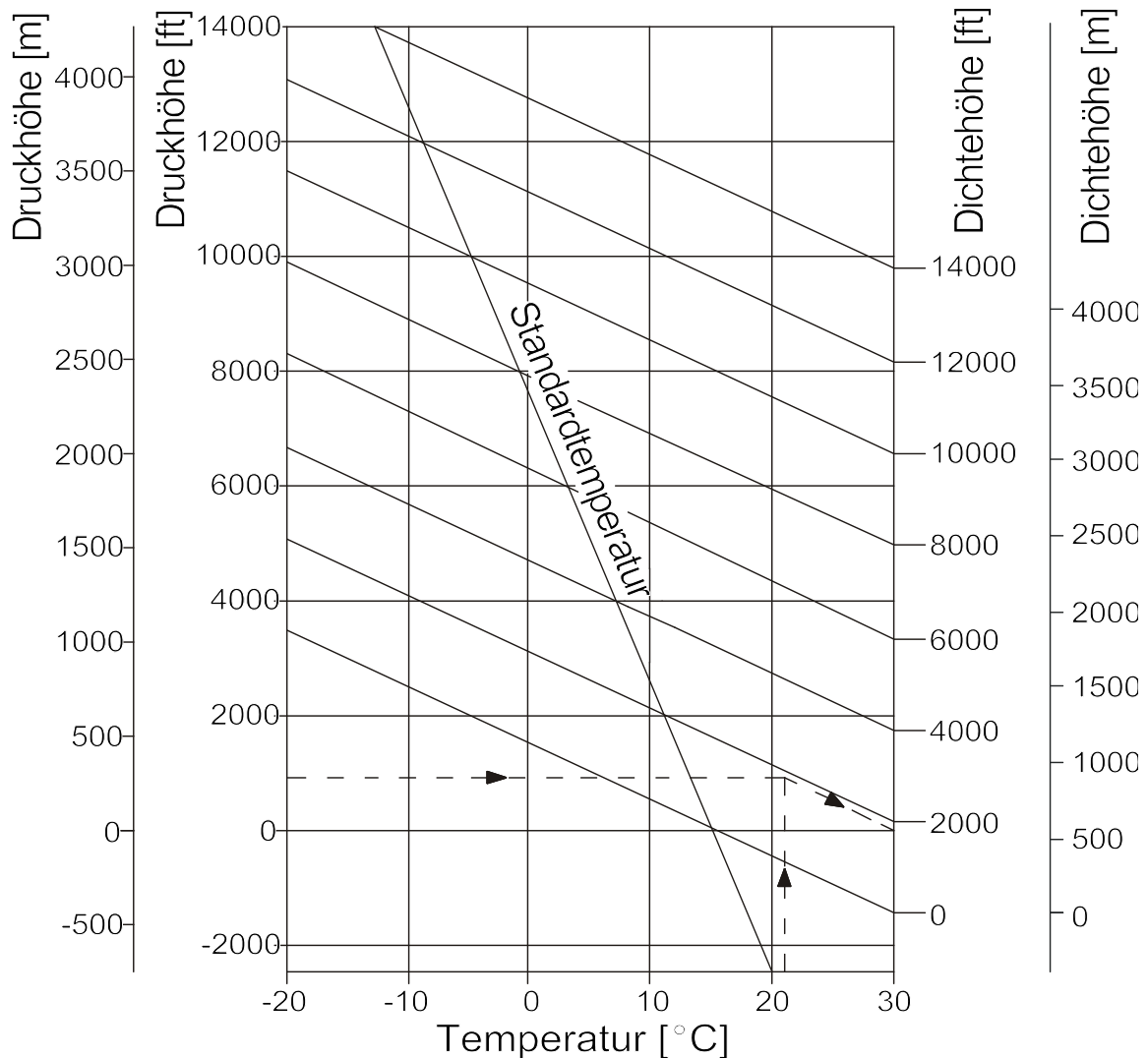
Die grau unterlegten Drehzahlbereiche stellen die empfohlenen Bereiche dar.

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 |

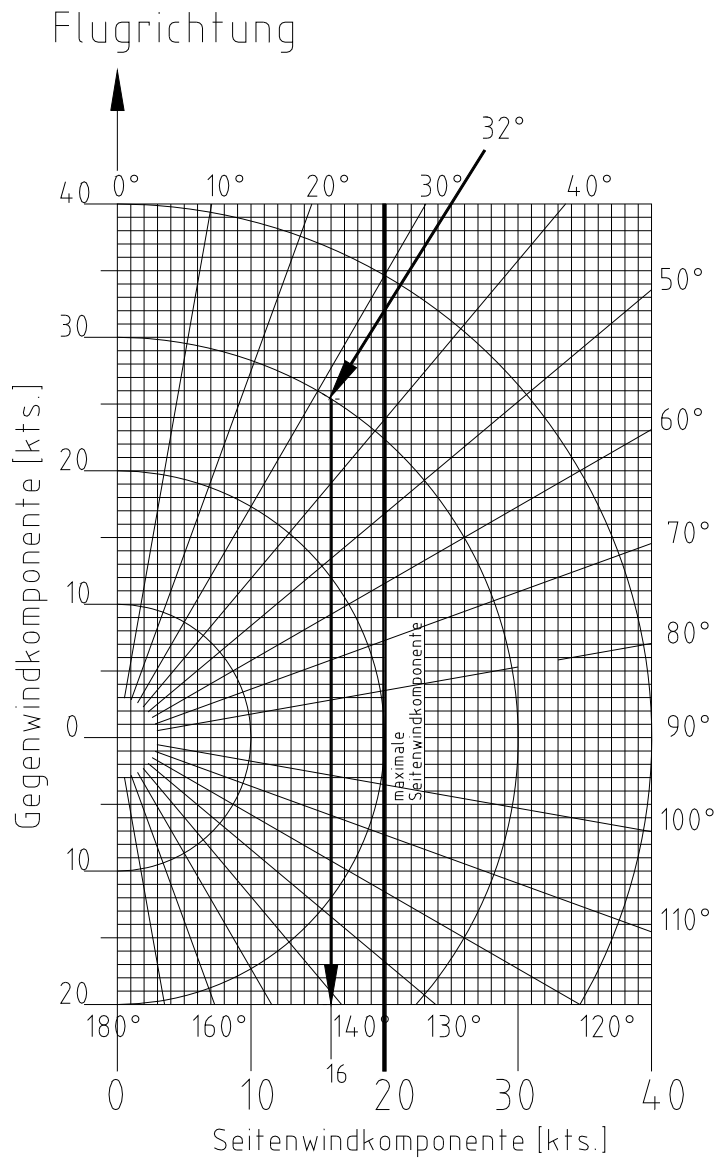
Masse: 1150 kg

| 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.

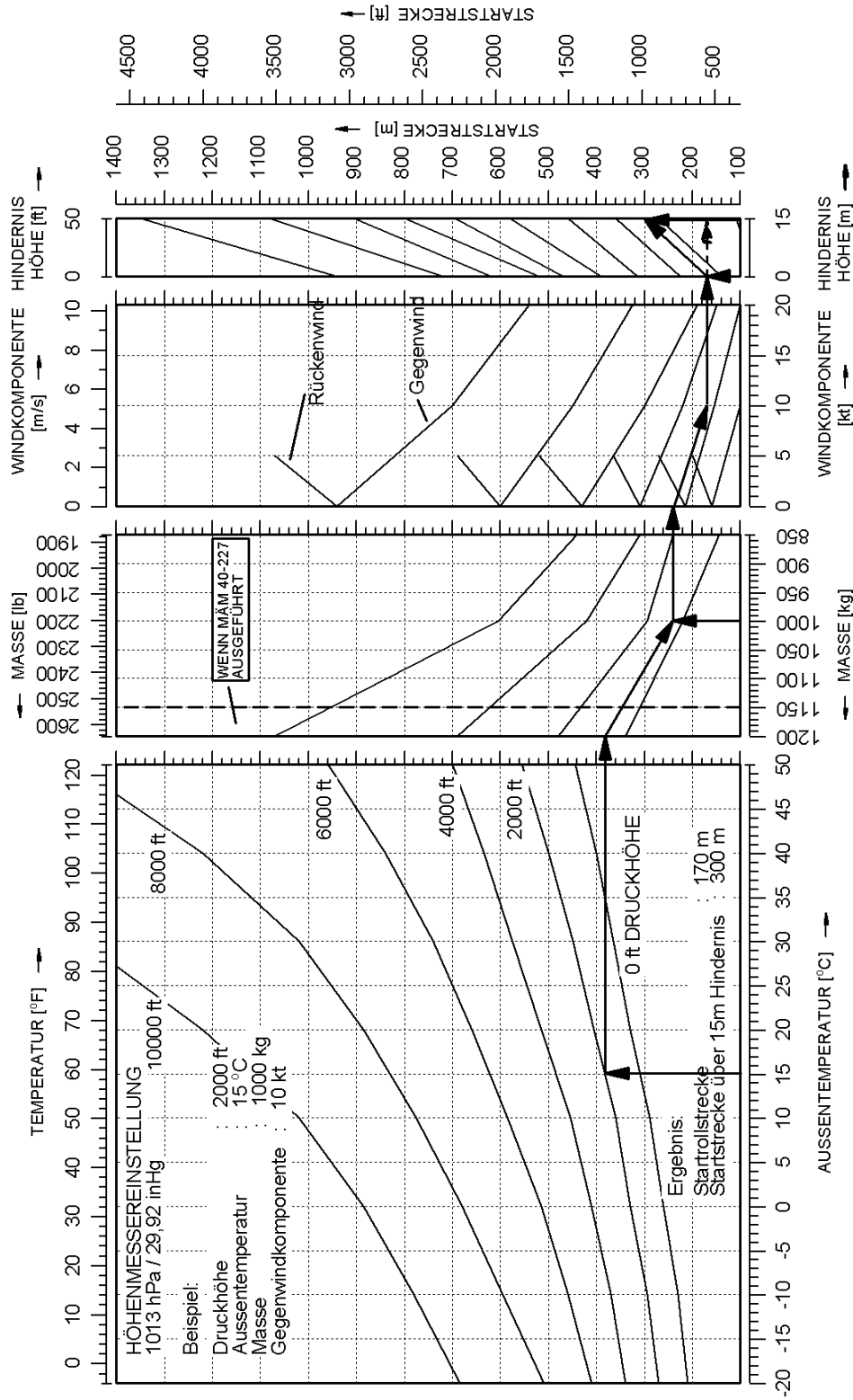
ANMERKUNG

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

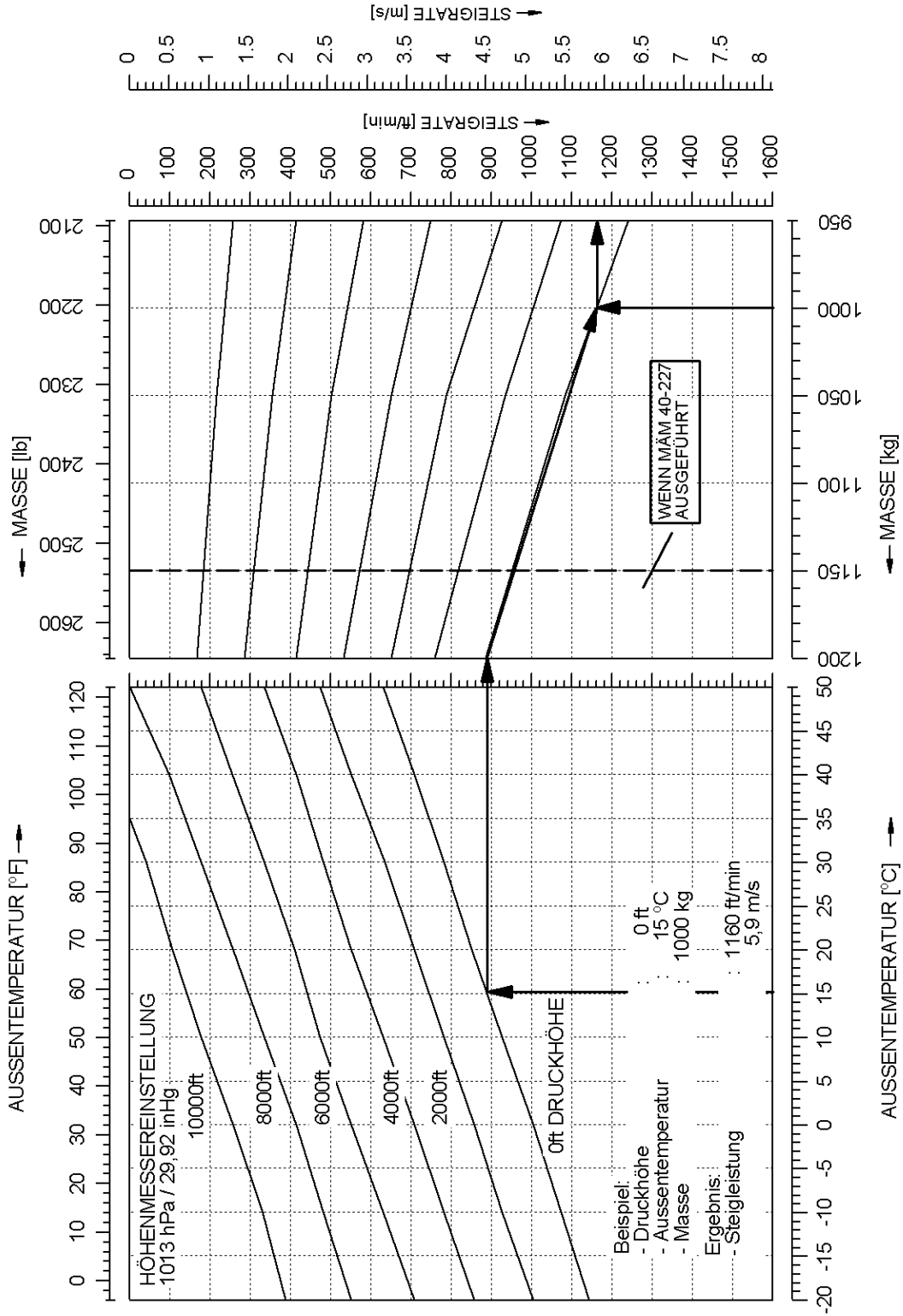


5.3.7 STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG

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

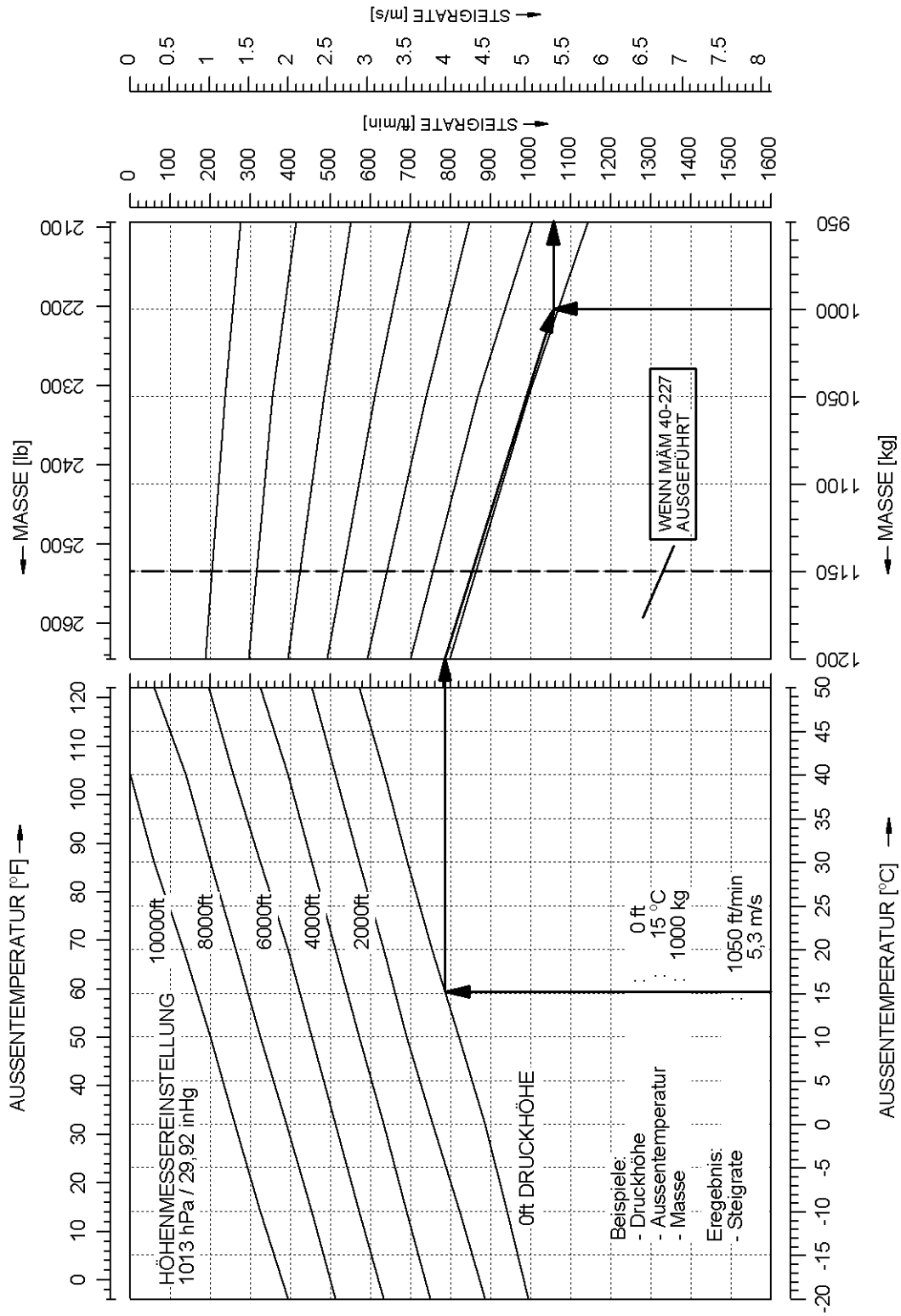


5.3.8 STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG

Bedingungen: Gashebel MAX PWR
Drehzahlhebel 2400 RPM
Klappen UP

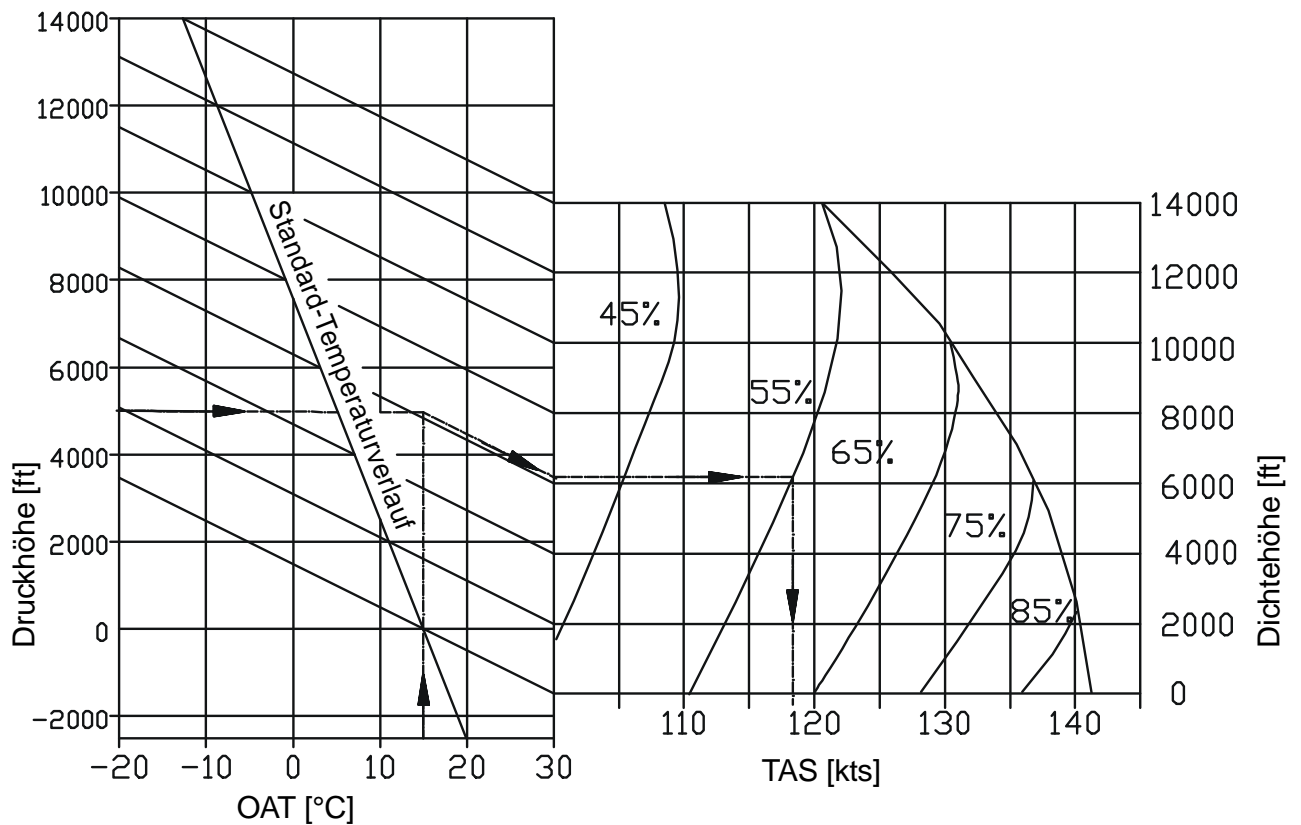
I Fluggeschwindigkeit 76 KIAS (1200 kg)
73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

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.

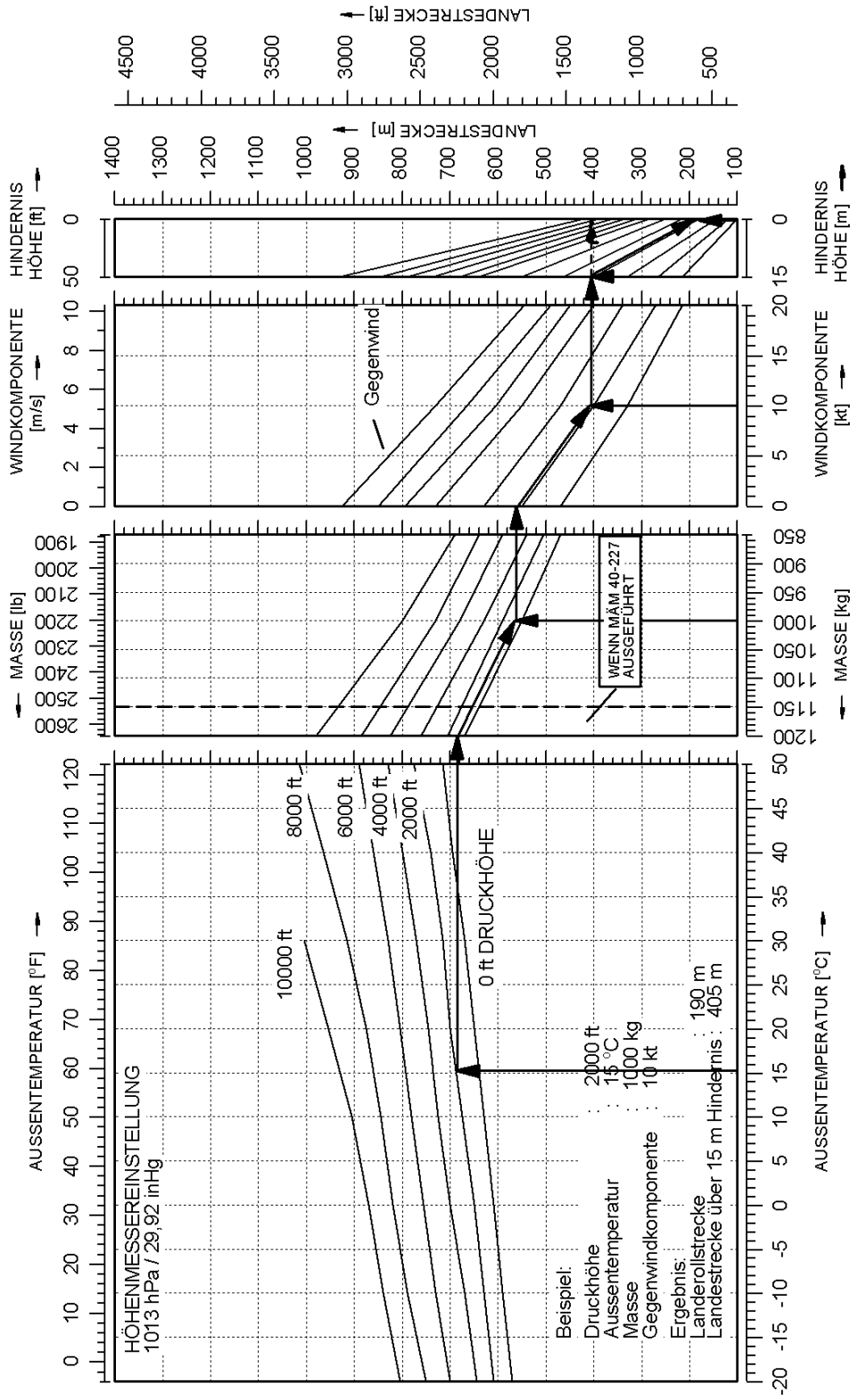
ANMERKUNG

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



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):

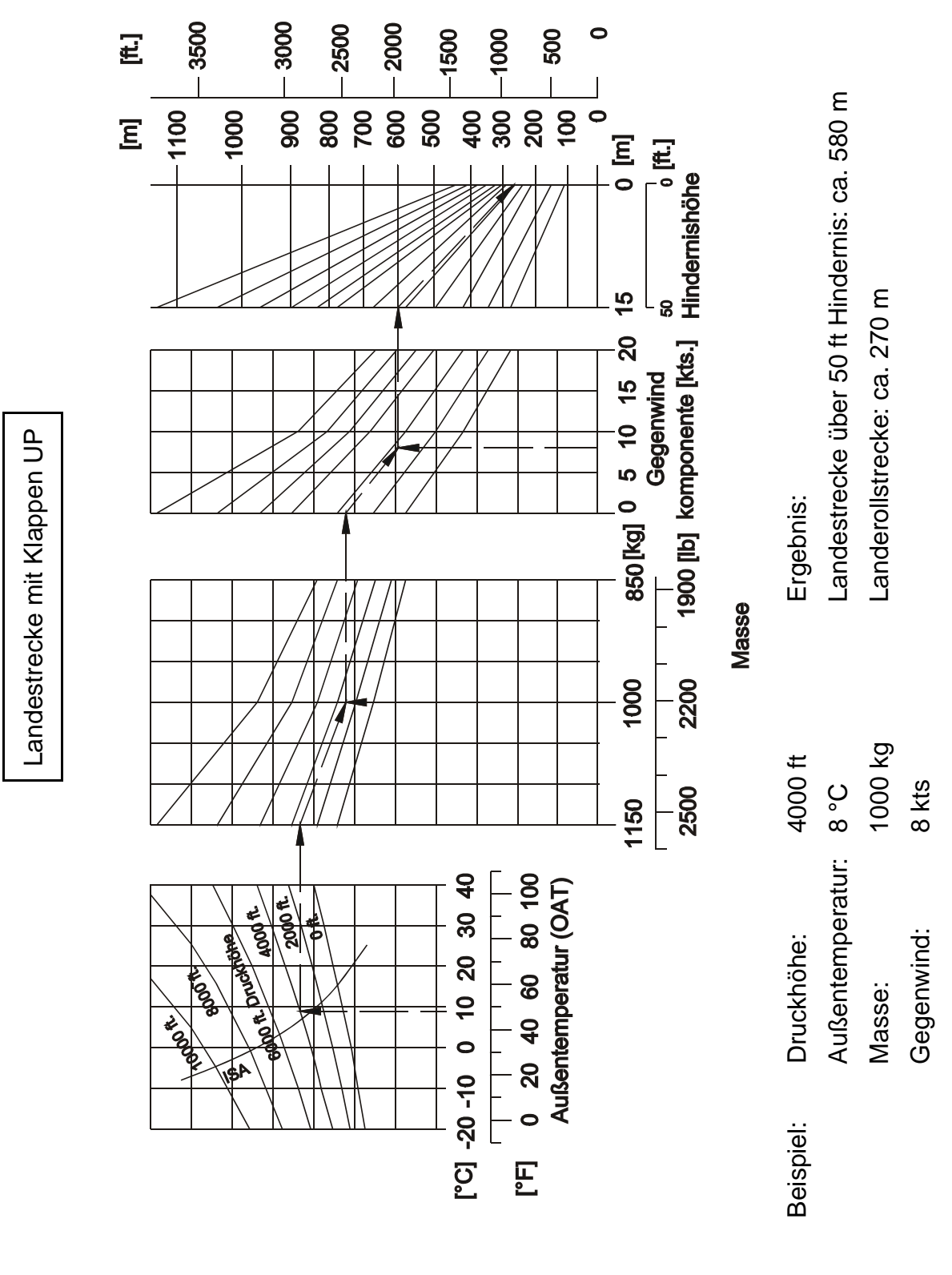
- Grashöhe bis 5 cm: 5 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe zwischen 5 und 10 cm: 15 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe über 10 cm: mindestens 25 % Verlängerung der Landerollstrecke.

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 Flugzeuglängsachse steht und sich in Flugrichtung vor dem Flugzeug befindet. Die Flugzeuglängsachse ist parallel zur Oberkante eines Keils 600:31 auf der Rumpfoberseite vor der 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).

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

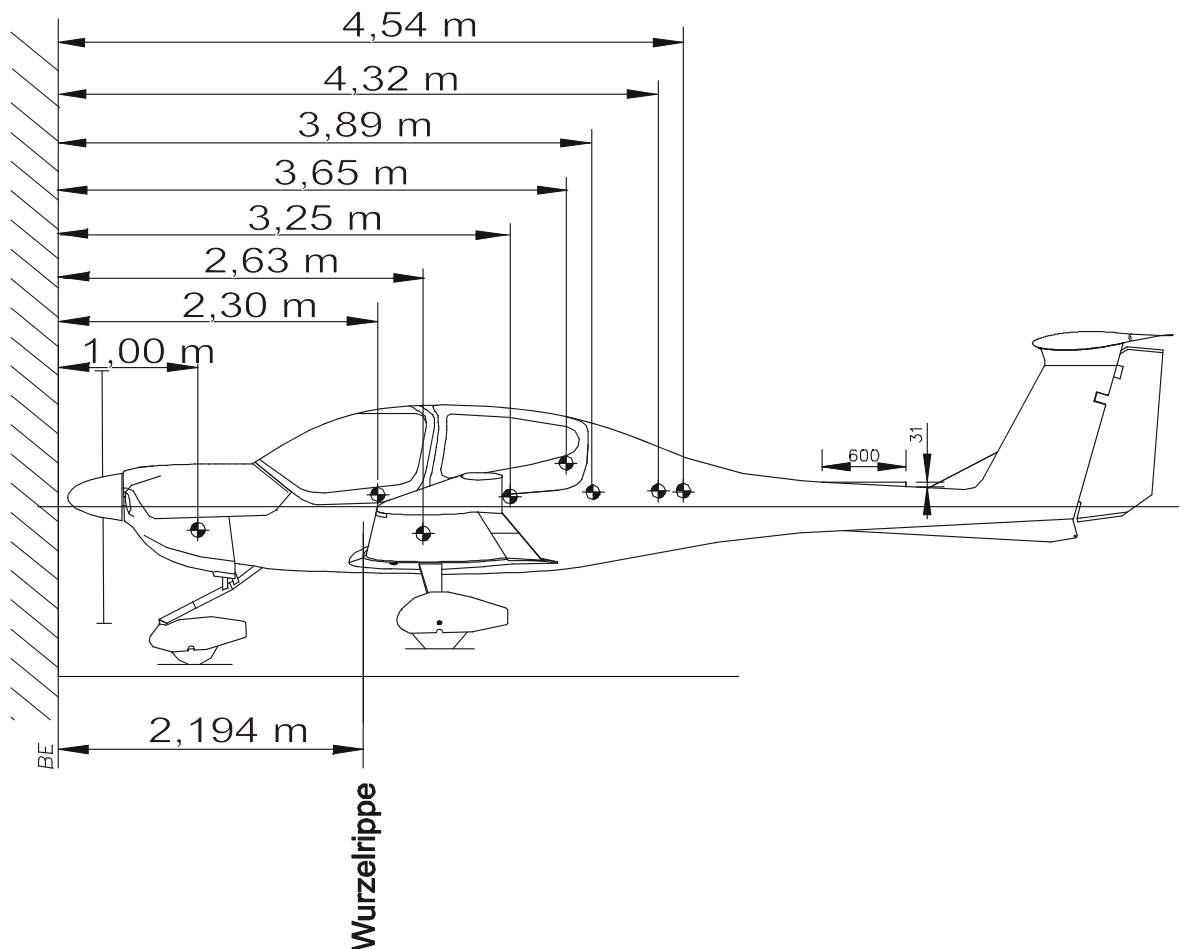
Zur Ermittlung der Momente wird das Beladungsdiagramm 6.4.2 herangezogen. Die Massen und Momente der einzelnen Positionen werden addiert. Anschließend wird im Diagramm 6.4.5 kontrolliert, ob das zur Gesamtmasse gehörende Gesamt-Moment im zulässigen Bereich ist.

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

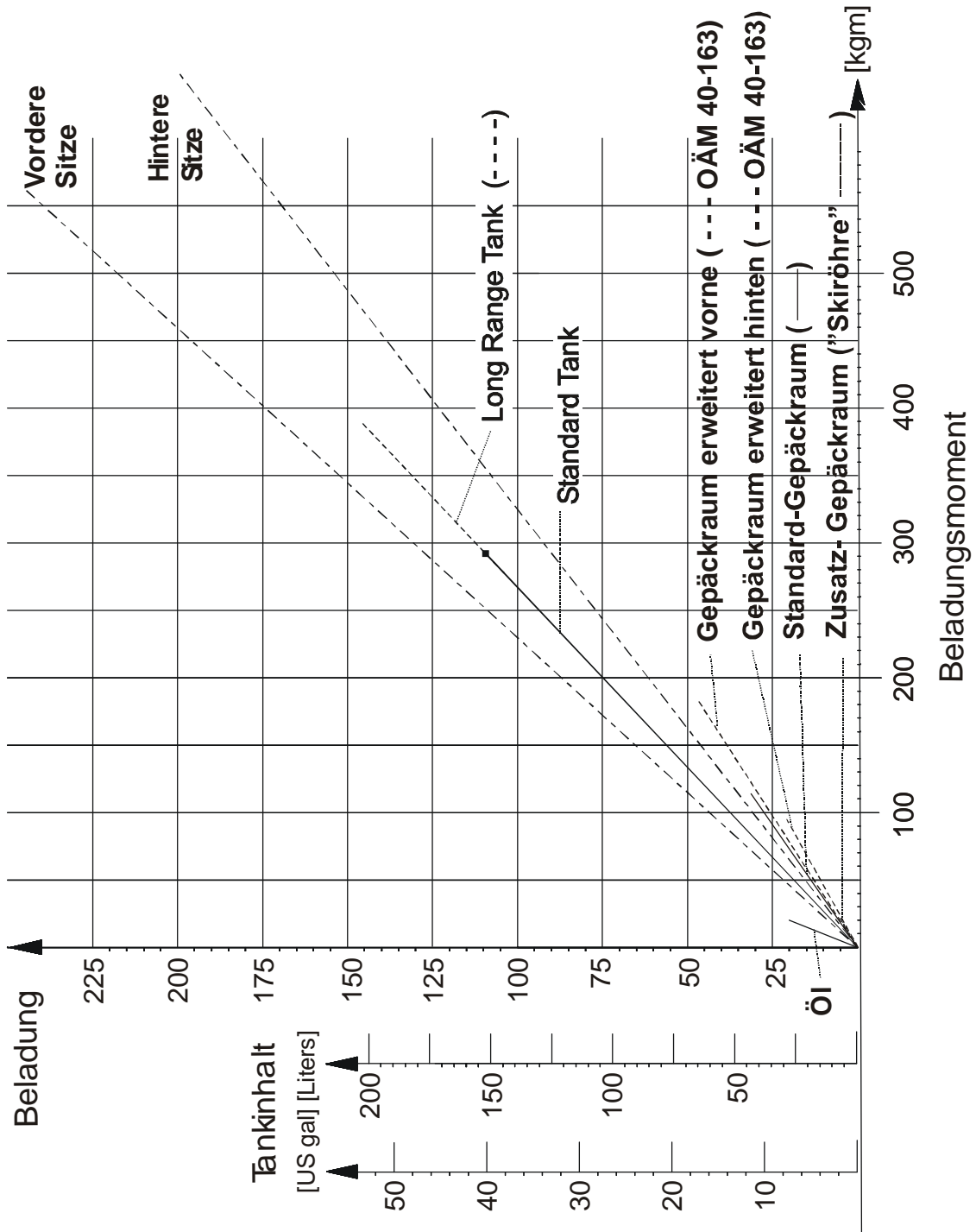
6.4.1 HEBELARME

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

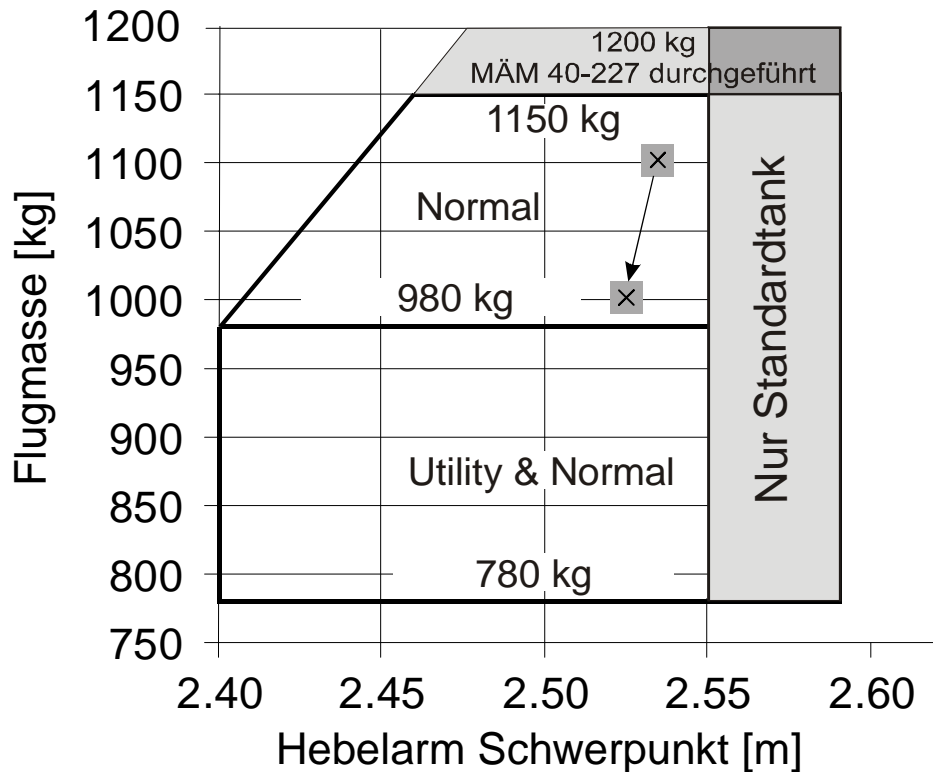
Für die Masse des Kraftstoffes wird eine Dichte von 0,72 kg/Liter zu Grunde gelegt. Für die Masse des Motoröls wird eine Dichte von 0,89 kg/Liter zu Grunde gelegt.

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 | Ausfliegbare 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)

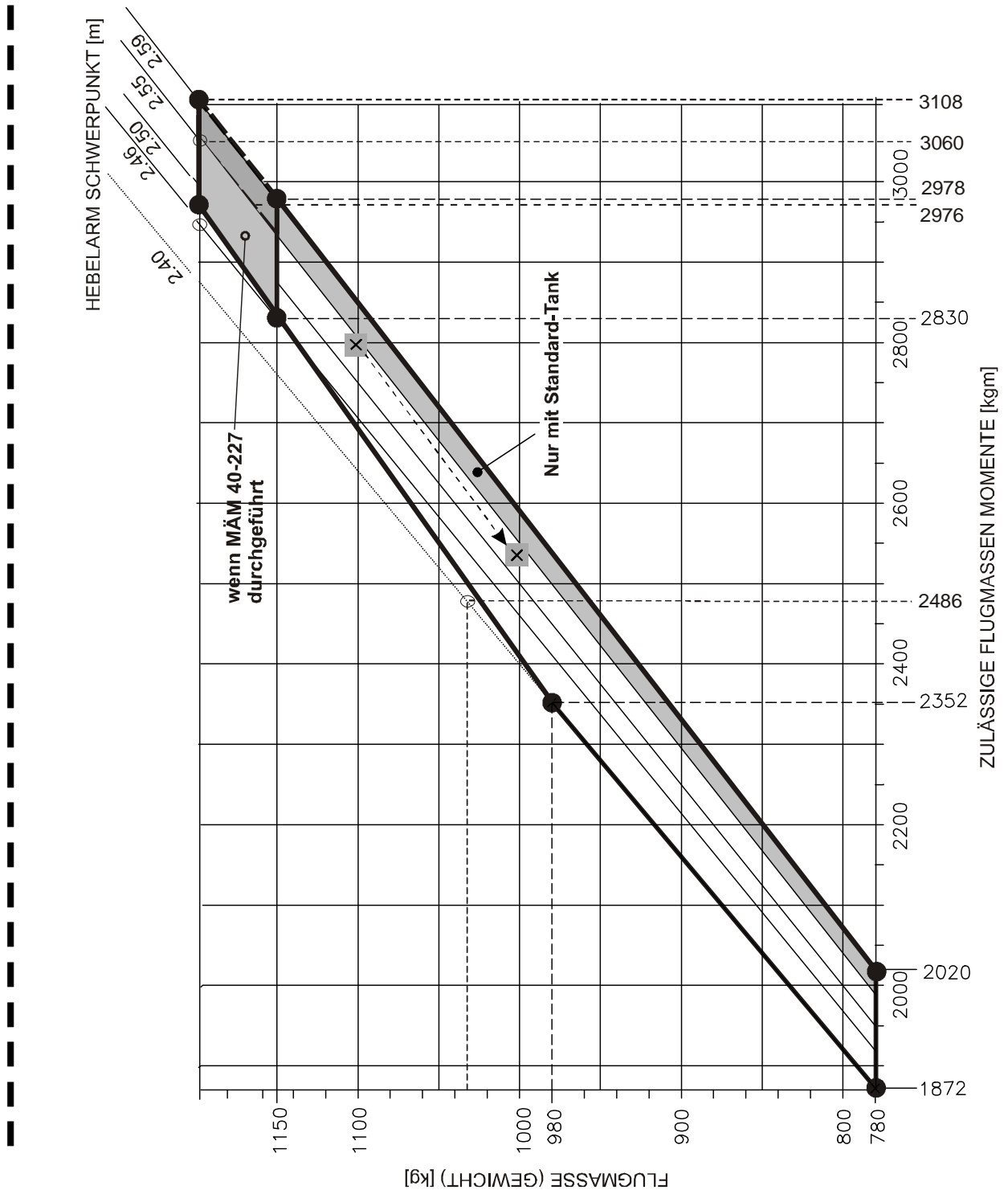
dazwischen linear

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 (Cill) | | | 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.: | | Registration: | | Date: | | Mass | | Lever Arm | |
|---|------|----------------|------------------|-------|-----------|------|----|-----------|---|
| Description | Type | 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 Landestellung (LDG).

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

Höhenruder

Aufbau: GFK - Sandwich

Lagerung: 5 Lager

Antrieb Stoßstangen aus Stahl;

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

Seitenruder

Aufbau: GFK - Sandwich

Lagerung: oben: 1 Bolzen

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

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

Höhenruder-Trimmung

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

Rad nach vorne drehen = kopflastig

Rad nach hinten drehen = schwanzlastig

Pedalverstellung

ANMERKUNG

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

- Durch 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.

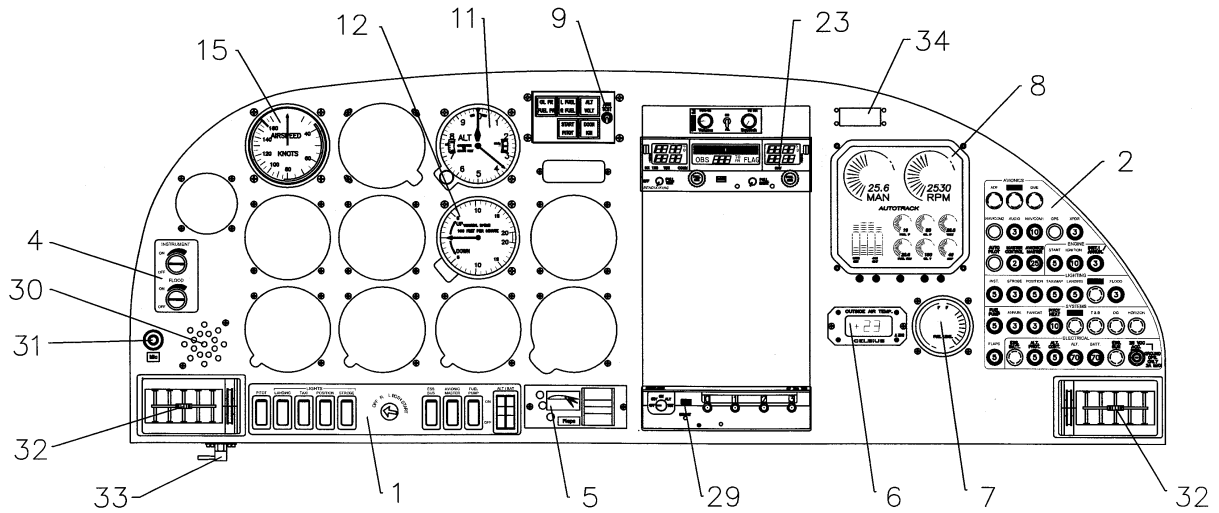
Verriegelung

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

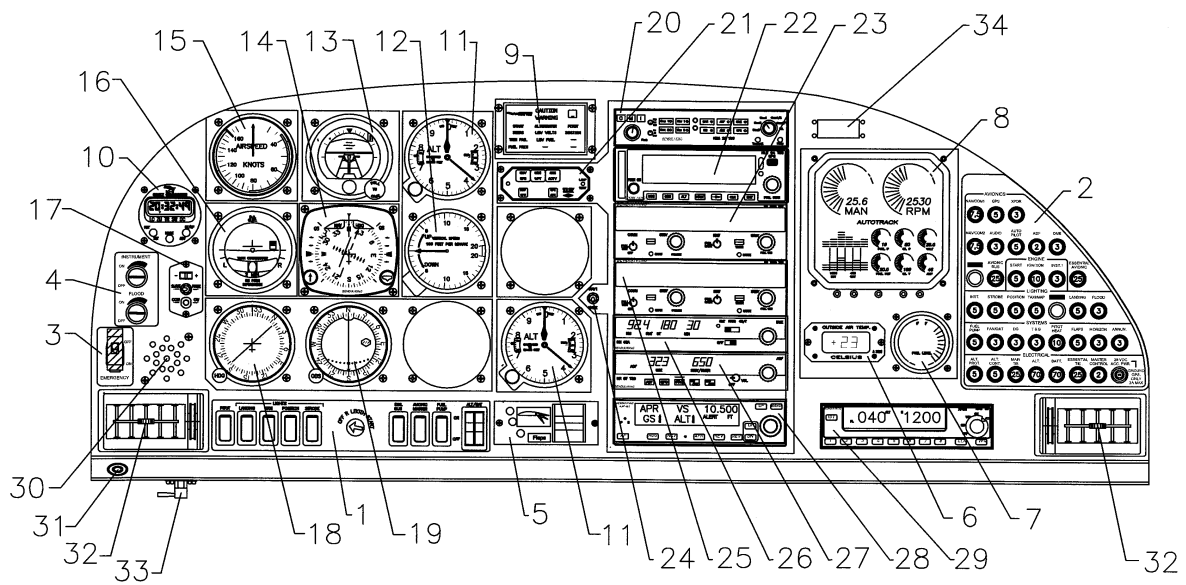
7.4 INSTRUMENTENBRETT

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).

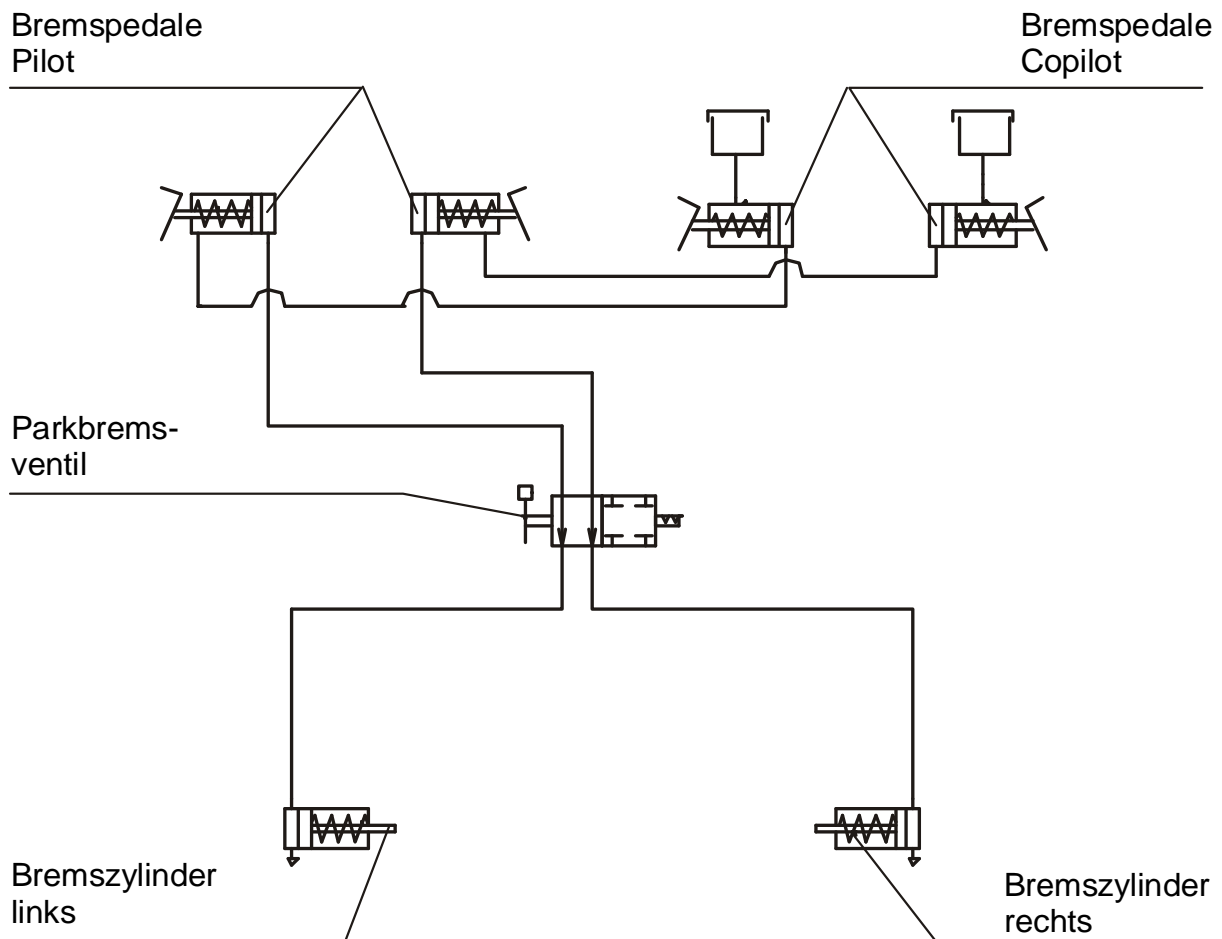
Radbremse

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

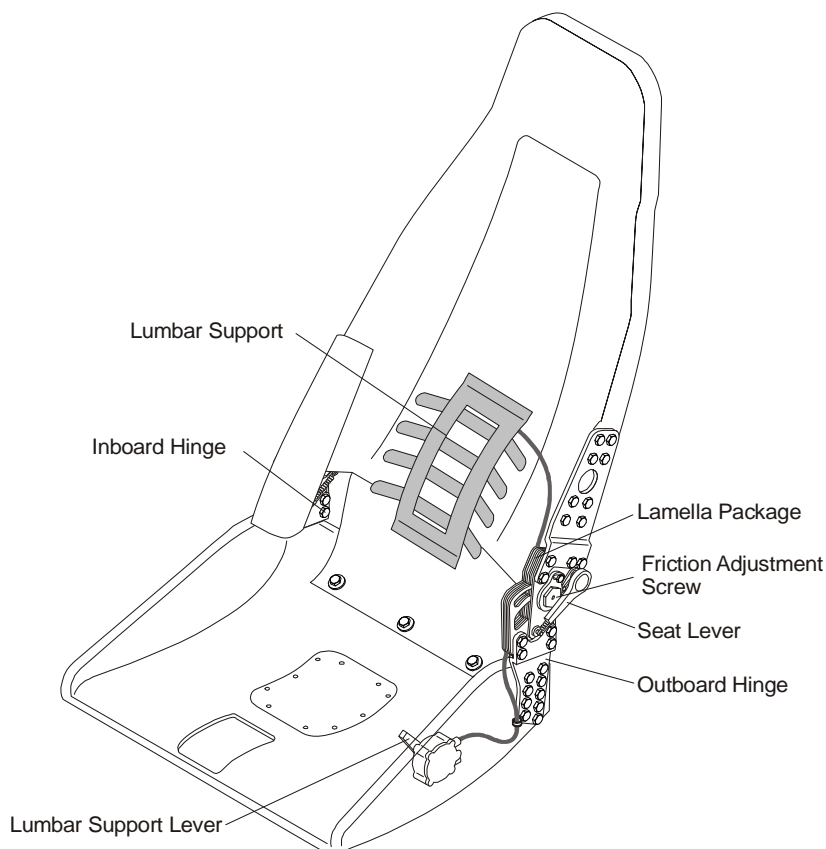
Zur Erhöhung der passiven Sicherheit sind die Sitze aus Kohle/Kevlar-Hybridgewebe und GFK aufgebaut. Die Sitzschalen sind herauserschraubbar, um die Wartung und Kontrolle der darunterliegenden Steuerung zu ermöglichen. Verkleidungen an den Steuerknüppeln verhindern das Hineinfallen von Fremdkörpern in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

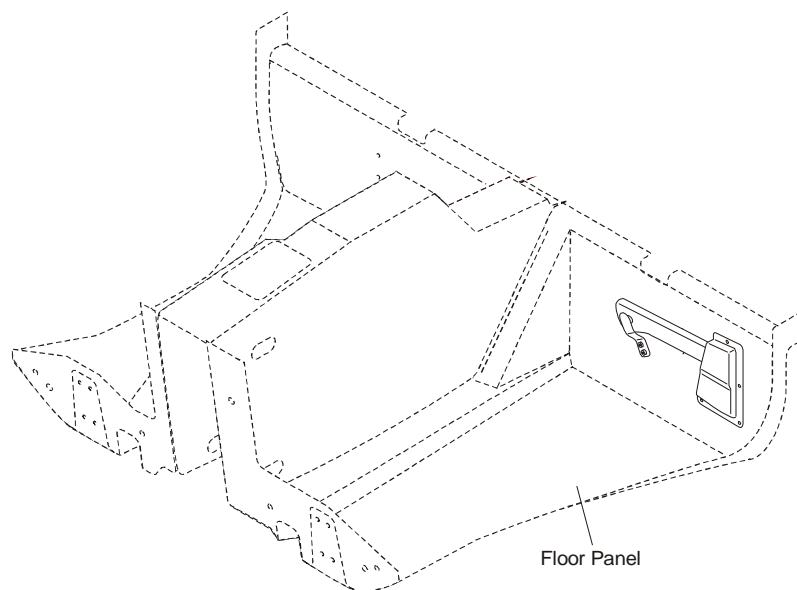
Wenn sich die Kabinenhaube in einem Notfall nicht öffnen lässt, kann die Notaxt verwendet werden, um die Kabinenhaube aufzubrechen.

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 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

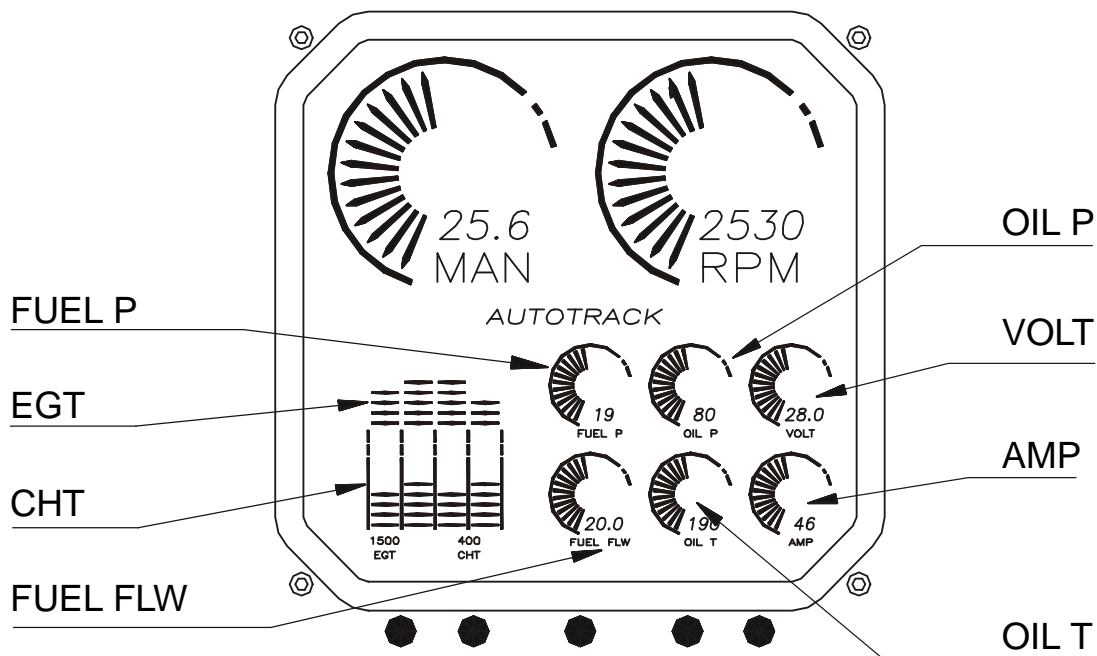
Bei eingeschalteter Zündung Propeller niemals von Hand drehen! Verletzungsgefahr!

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

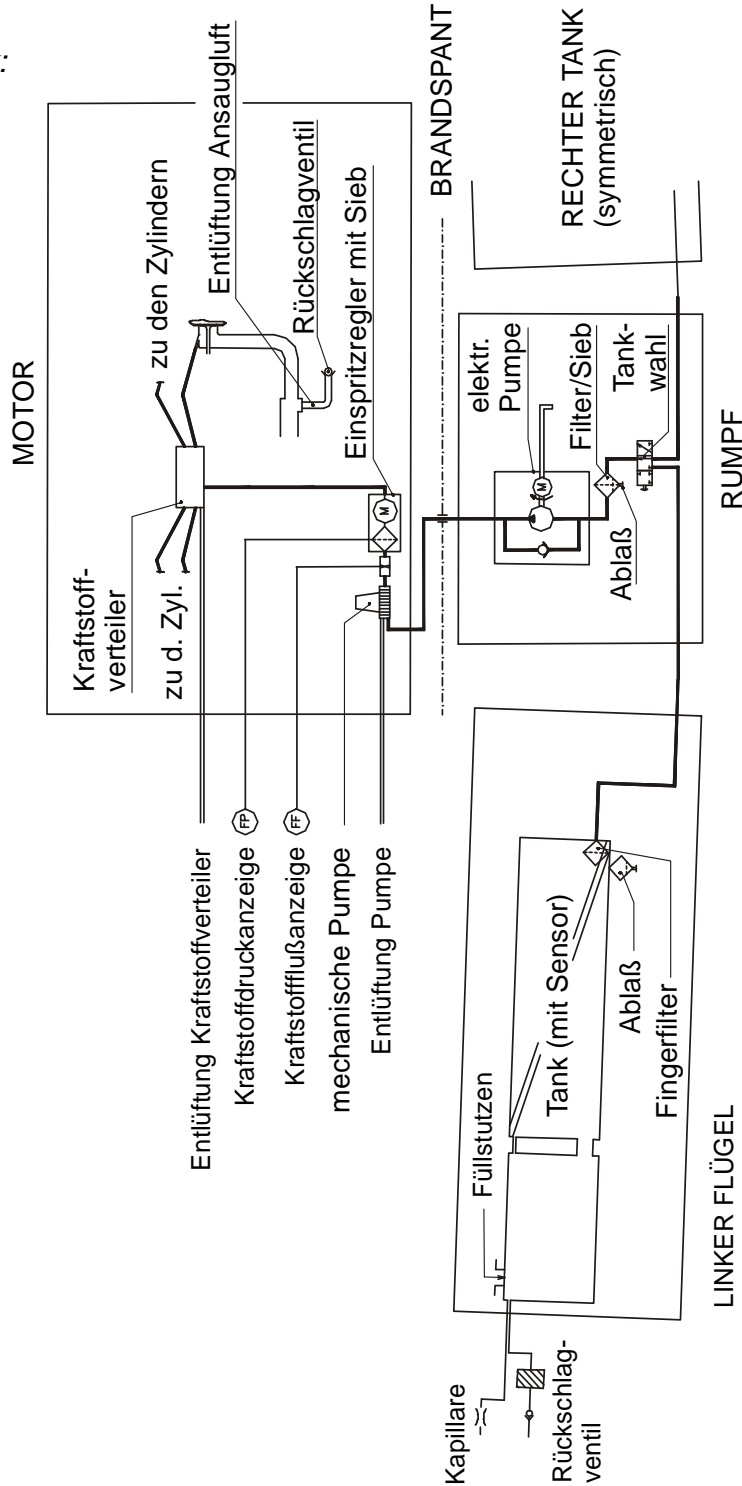
Durch einmaliges Drücken von Knopf 5 wird der Flight Data Recorder eingeschaltet. Angezeigt werden die minimal im Betrieb aufgetretenen Werte, z.B. geringste Spannung, geringster Kraftstoffdruck usw., die durch das Vision Microsystems erfaßt werden. Die Digitalanzeige für die Drehzahl zeigt jetzt die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

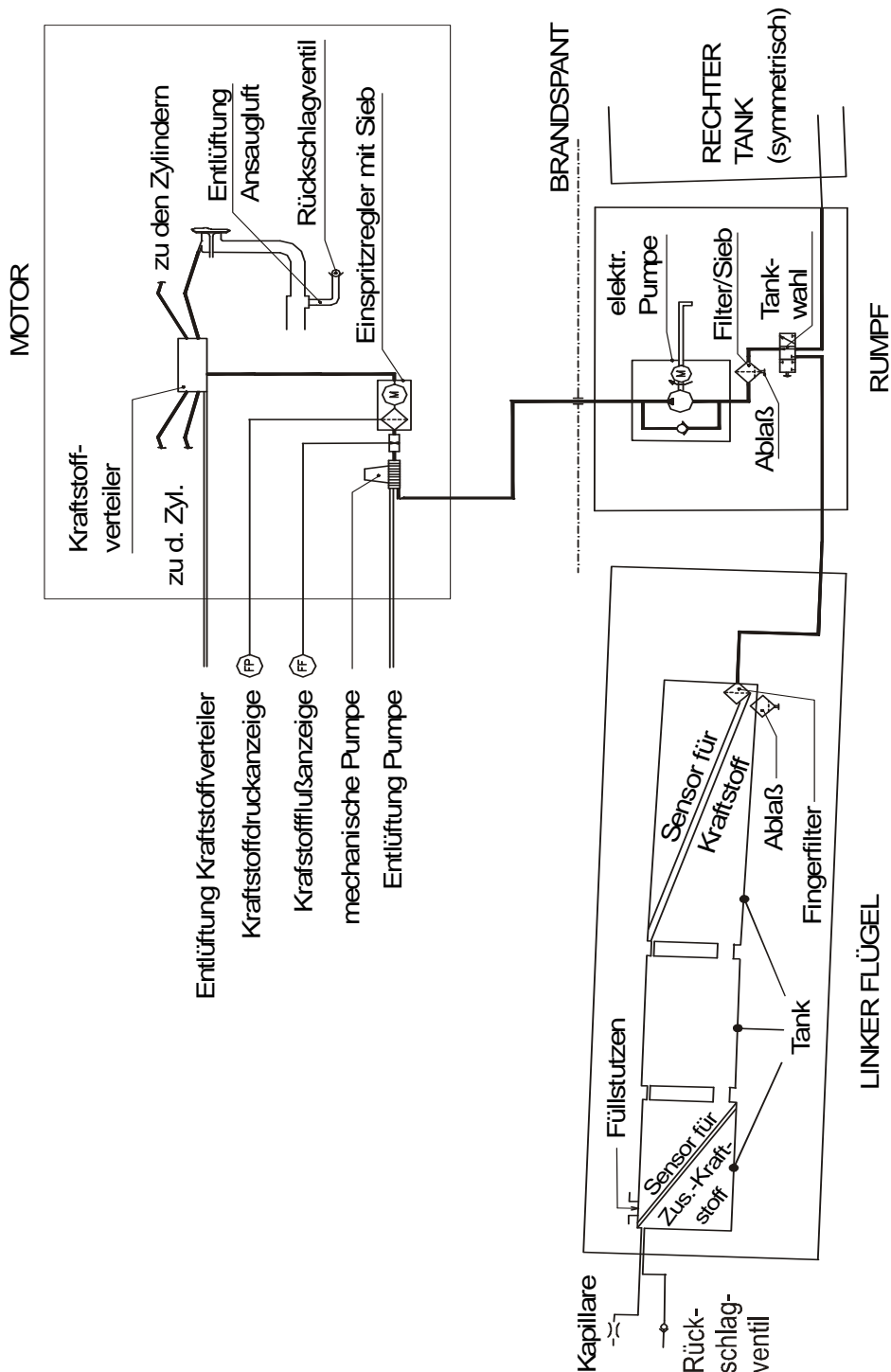
Die Daten des Flight Data Recorders sind nur während des Fluges und direkt nach der Landung abrufbar. Mit jedem neuen Flug werden die vorhergehenden Daten überschrieben.

7.10 KRAFTSTOFFANLAGE

a) Standardtank:



b) Long Range-Tank:



Kraftstoffpumpen

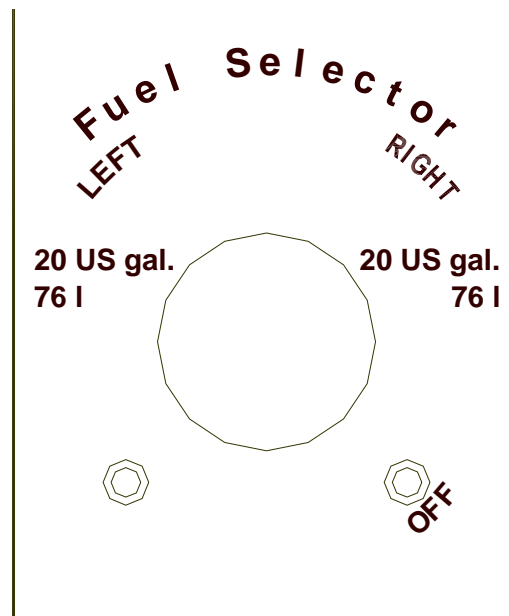
Das Kraftstoffsystem ist mit einer mechanischen und einer elektrischen Kraftstoffpumpe ausgestattet. Die mechanische Pumpe stellt die normale Kraftstoffversorgung sicher.

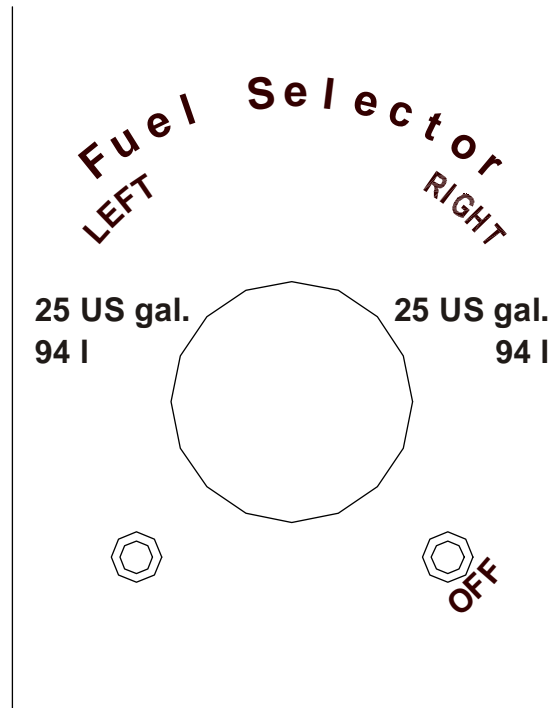
Die elektrische Kraftstoffpumpe ist als Hilfs- und Notpumpe gedacht, die normalerweise nicht läuft. Über den Schalter 'FUEL PUMP' in der Schalterleiste am Instrumentenbrett wird sie betätigt. Sie wird beim Anlassen überprüft und wird bei Start und Landung sowie beim Umschalten der Tanks zur Sicherheit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

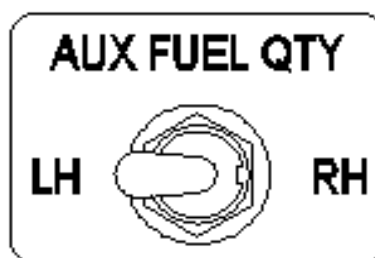
Bei einer Anzeige von 15 US gal / 17 US gal ist die tatsächliche Menge im Tank mit dem Kraftstoff-Kontrollmesser festzustellen. Wird auf diese Messung verzichtet, so ist die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht, 15 US gal / 17 US gal.

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.

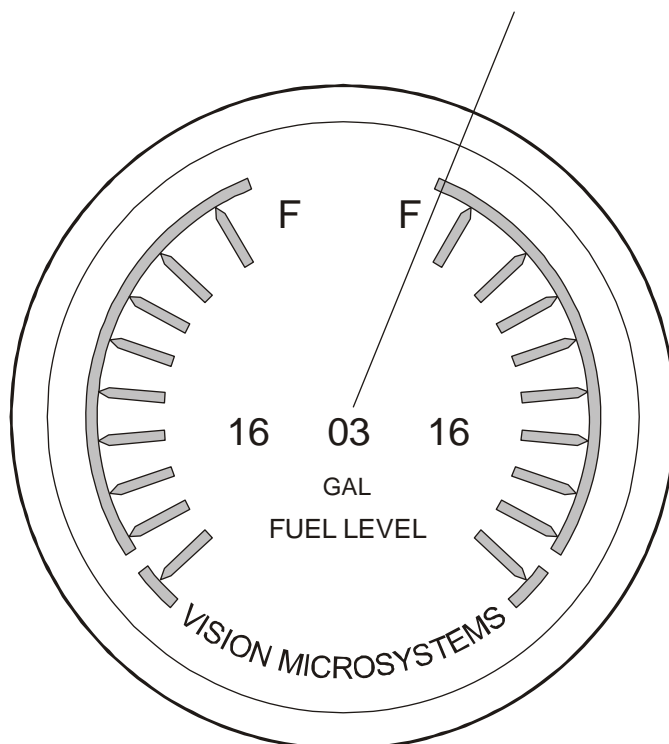


Die tatsächliche Gesamtmenge an Kraftstoff im jeweiligem Tank (LH/RH) ergibt sich aus der Summe der Anzeige in der Mitte und der jeweils zugehörigen Anzeige auf der linken oder rechten Seite.

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

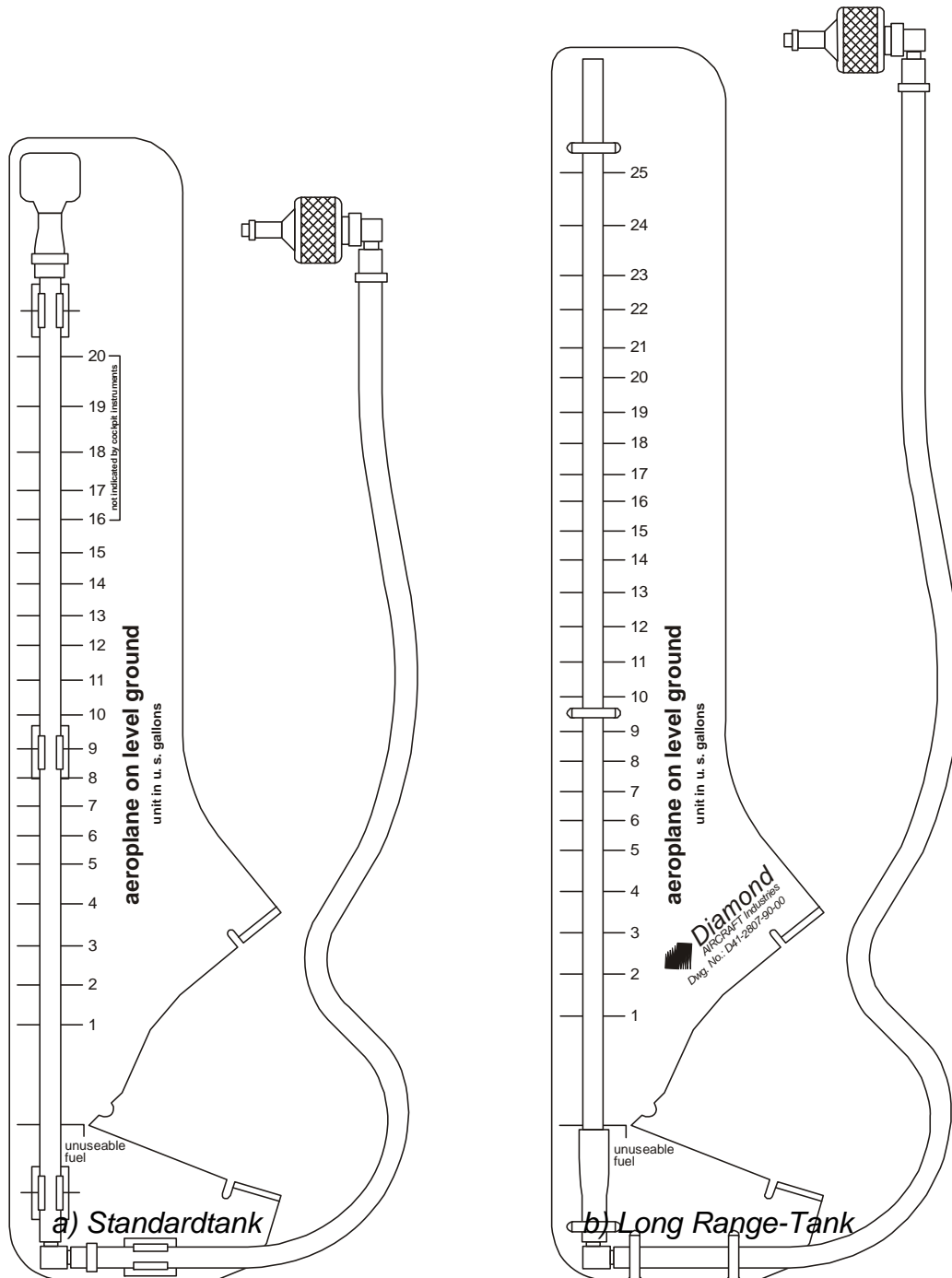
Der Kraftstoff-Kontrollmesser dient zur Kontrolle der Kraftstoffmenge im Tank im Rahmen der Vorflugkontrolle. Er funktioniert nach dem Prinzip der kommunizierenden Gefäße. Der Kraftstoff-Kontrollmesser hat eine Ausnehmung, die an das Profil des Flügels angepaßt ist; mit dieser wird er an die Dreiecksleiste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

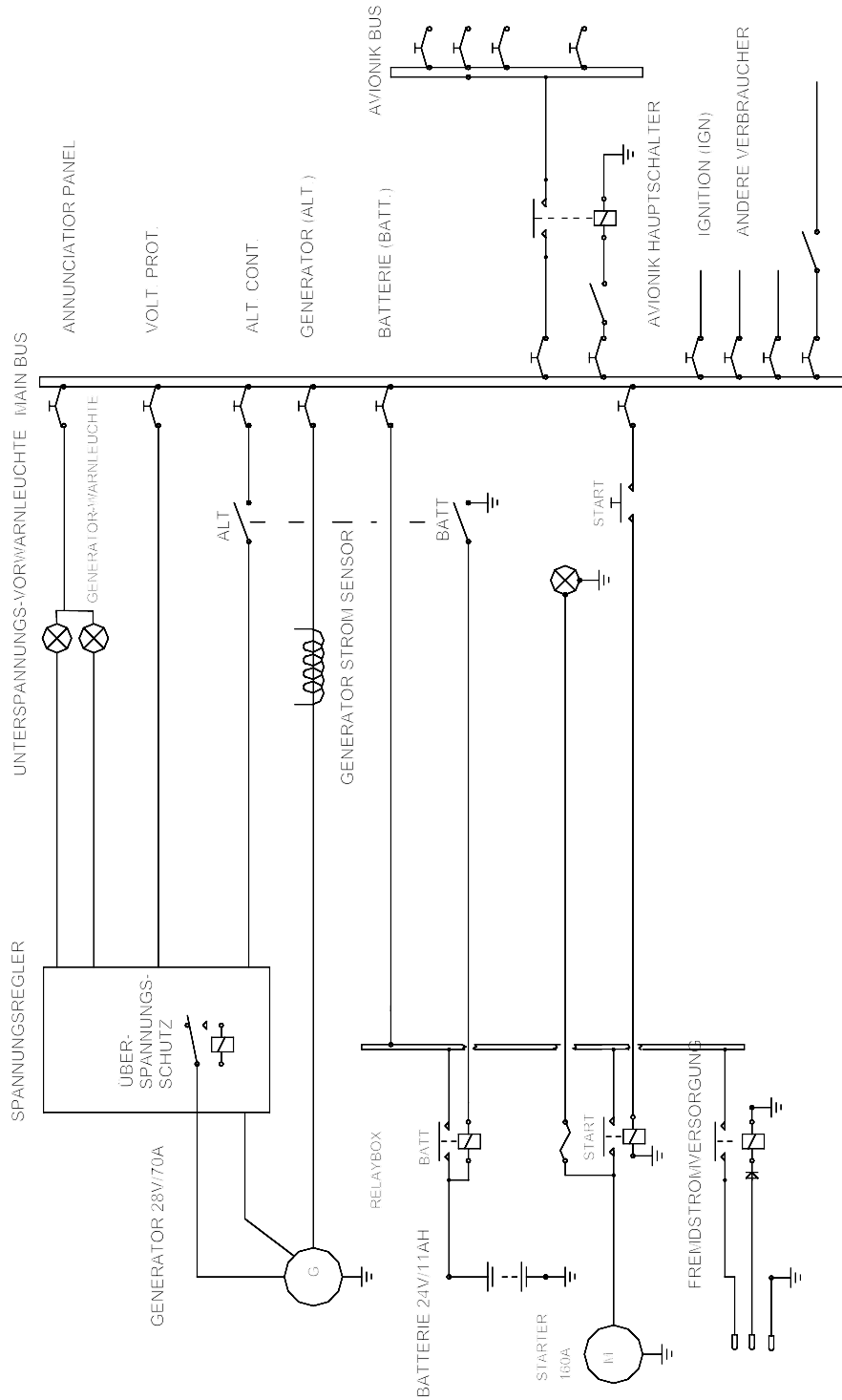
Der Aufbewahrungsort für den Kraftstoff-Kontrollmesser ist die Tasche auf der Rückseite des Pilotensitzes.

WICHTIGER HINWEIS

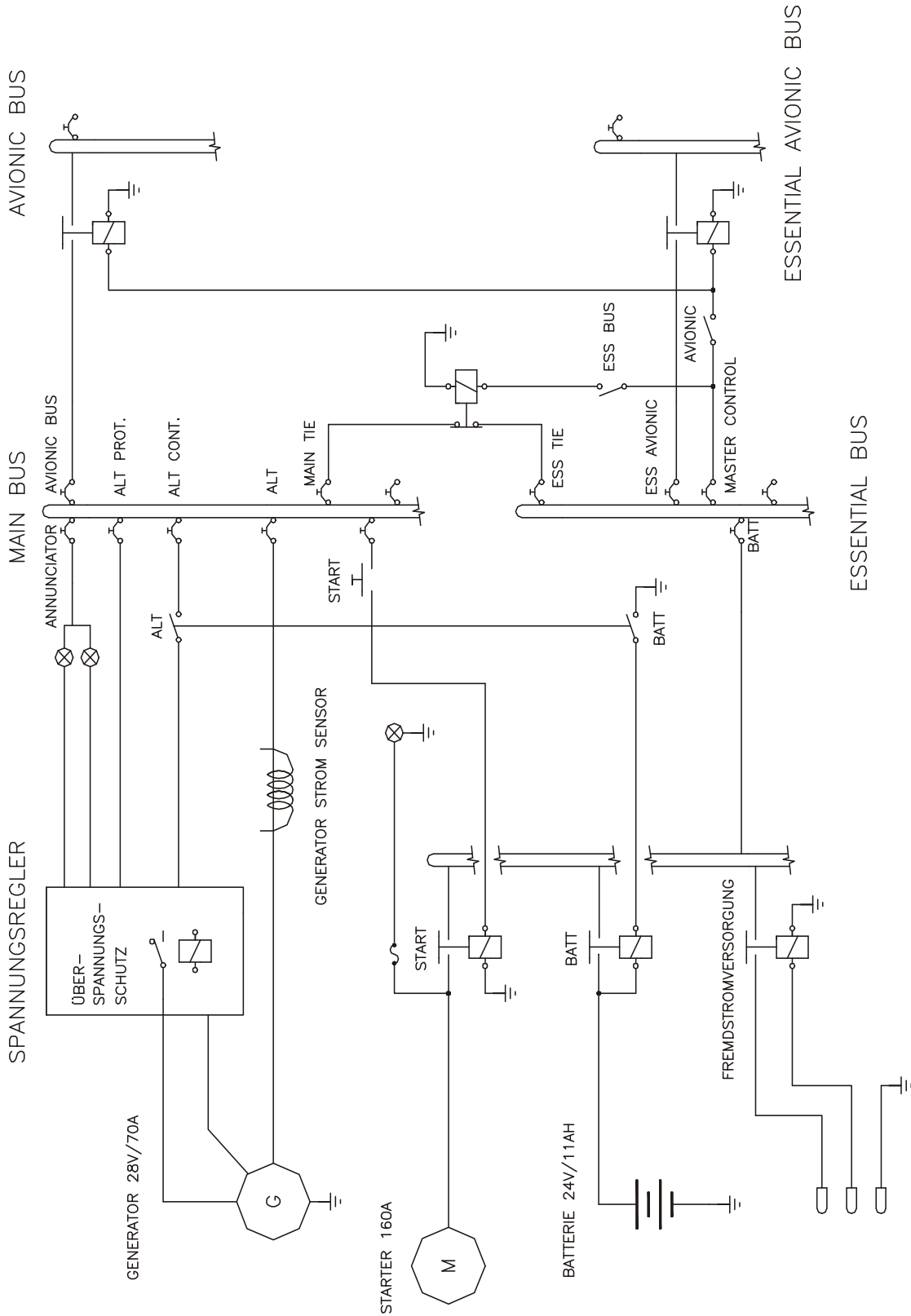
Für den Standardtank und den Long Range-Tank werden unterschiedliche Kontrollmesser verwendet. Die Verwendung des falschen Kontrollmessers führt zu einem falschen Ergebnis!



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

Öldruck-Warnung (OIL PRESS)

Die Öldruck-Warnung wird 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 / STRASSENTRANSPORT | 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 STRASSENTRANSPORT | 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 profilmäßige 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.: | | Kennz.: | | Datum: | |
|-------------------|--|----------|-------------|--------------------------|--------------------------|
| 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 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 | 2 | 03-Okt-2001 | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> |

| Flugzeug-Werknr.: | | Kennz.: | | Datum: | |
|-------------------|---|----------|-------------|--------------------------|--------------------------|
| Erg. Nr. | Titel | Rev. Nr. | Datum | vorhanden | |
| | | | | JA | NEIN |
| A9 | Radiokompaß (ADF), KR 87 Bendix/King | 2 | 17-Feb-2003 | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> |
| A10 | DME-Anlage, KN 62A Bendix/King | 2 | 17-Feb-2003 | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> |
| A11 | Kompaßsystem, KCS 55A Bendix/King | 3 | 17-Feb-2003 | <input 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 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.: | | Kennz.: | | Datum: | |
|-------------------|--|----------|-------------|--------------------------|--------------------------|
| 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 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.: | | Kennz.: | | Datum: | |
|-------------------|--|----------------------------------|-------------|--------------------------|--------------------------|
| 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"/> |