

---

## FLUGHANDBUCH

### DA 40 D

---

**Lufttüchtigkeitsgruppe** : Normal, Utility  
**Angewandte Bauvorschrift** : JAR-23  
**Werknummer** : D4.020  
**Kennzeichen** : OE-KDI  
**Dok. Nr.** : 6.01.05  
**Ausgabedatum** : 11. November 2002

Unterschrift :

Behörde :

Stempel :

Anerkennungsdatum :

  
  
AUSTRO CONTROL GmbH  
Abteilung Flugtechnik  
Zentrale  
A-1030 Wien, Schönbachgasse 11  
13. DEZ. 2002

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

---

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

Bewußt freigelassen.

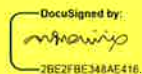
DA 40 D AFM



**Temporary Revision  
Door Latching and  
Locking**

February 20, 2025

**TEMPORARY REVISION  
TR-MÄM-40-1203/a  
supersedes TR-MÄM-40-1203  
Door Latching and Locking**



Andreas Hartono  
A/ Chief Flight Test  
for Director National  
Aircraft Certification  
TRANSPORT CANADA

This Temporary Revision TR-MÄM-40-1203/a is approved in conjunction with the Mandatory Design Change Advisory MÄM 40-1203/a and is valid in conjunction with the latest revision of the DA 40 D Airplane Flight Manual (AFM), until this temporary revision has been incorporated into the AFM.

The limitations and information contained herein either supplement or, in the case of conflict, override those in the AFM or its previous temporary revisions.

The technical information contained in this document has been approved by Transport Canada.

| Doc. No.  | Chapter | Affected Page                   |
|-----------|---------|---------------------------------|
| 6.01.05-E | 2       | 2-10a, 2-25a, 2-26a             |
|           | 3       | 3-2a, 3-29a, 3-29b              |
|           | 4A      | 4A-4a, 4A-4b,<br>4A-10a, 4A-15a |
|           | 7       | 7-14a, 7-14b                    |

**Instruction:**

- Print this document on yellow paper (single-sided).
- Insert this cover page as the first page of the AFM.
- Insert the other pages of this TR in front of the corresponding AFM pages.

|                  |                  |             |            |
|------------------|------------------|-------------|------------|
| Doc. # 6.01.05-E | TR-MÄM-40-1203/a | 18-Feb-2025 | Cover Page |
|------------------|------------------|-------------|------------|

**TEMPORARY REVISION**  
**TR-17-03**  
**Change in Type Design Responsibility**

This Temporary Revision TR-17-03 is approved and is valid in conjunction with the latest revision of the DA 40D Airplane Flight Manual until this Temporary Revision has been incorporated into the Airplane Flight Manual.

The limitations and information contained herein either supplement or, in the case of conflict, override those in the Airplane Flight Manual or its previous Temporary Revisions.

The technical information contained in this document has been approved the Minister of Transportation

| Doc. No.  | Chapter             | Affected Page   |
|-----------|---------------------|-----------------|
| 6.01.05-E | Cover Page, Forward | Cover Page, 0-0 |

**Instruction**

- Print this document on yellow paper (single-sided).
- Insert this cover page as the first page of the AFM.
- Insert the other pages of this TR in front of the corresponding AFM pages.



## TEMPORÄRE REVISION

### TR-OÄM-40-401

### Not - Ausstiegshammer

Diese Temporäre Revision TR-OÄM-40-401 wurde im Zusammenhang mit der optionalen Änderungsmitteilung OÄM 40-401 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DA 40 D-Flughandbuchs gültig bis diese temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch enthalten sind.

Die in dieser Temporären Revision enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

| Dok. Nr. | Kapitel | Betroffene Seiten |
|----------|---------|-------------------|
| 6.01.05  | 1       | 1-3b              |
|          | 4A      | 4A-4a             |
|          | 6       | 6-18a             |
|          | 7       | 7-16a             |

#### Anweisung:

- Dieses Dokument auf gelbem Papier ausdrucken (einseitig).
- Dieses Deckblatt als erste Seite in das Flughandbuch einordnen.
- Die anderen Seiten vor den zugehörigen Seiten Flughandbuches einordnen.

|                  |                   |             |           |
|------------------|-------------------|-------------|-----------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | TR-OÄM-<br>40-401 | 06-Dez-2016 | DECKBLATT |
|------------------|-------------------|-------------|-----------|

## TEMPORÄRE REVISION

### TR-MÄM-40-816

### Kraftstoff - Kontrollmesser

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-40-816 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 40-816 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DA 40 D-Flughandbuchs gültig bis diese temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch enthalten sind.

Die in dieser Temporären Revision enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

| Dok. Nr. | Kapitel | Betroffene Seiten |
|----------|---------|-------------------|
| 6.01.05  | 6       | 6-24a             |
|          | 7       | 7-32a bis 7-32d   |

#### Anweisung:

- Dieses Dokument auf gelbem Papier ausdrucken (einseitig).
- Dieses Deckblatt als erste Seite in das Flughandbuch einordnen.
- Die anderen Seiten vor den zugehörigen Seiten Flughandbuches einordnen.

|                  |               |             |           |
|------------------|---------------|-------------|-----------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | TR-MÄM-40-816 | 18-Nov-2015 | DECKBLATT |
|------------------|---------------|-------------|-----------|

DA 40 D FHB



Temporäre Revision  
RG-35AXC  
Hauptbatterie

## TEMPORÄRE REVISION TR-OÄM 40-384 Concorde RG-35AXC - Hauptbatterie

Diese Temporäre Revision TR-OÄM 40-384 wurde im Zusammenhang mit der optionalen Änderungsmitteilung OÄM 40-384 anerkannt und ist in Verbindung mit dem der letzten Revision des DA 40 D Flughandbuchs gültig bis diese temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch enthalten sind.

Die in dieser Temporären Revision enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

| Dok. Nr.: | Kapitel | Betroffene Seiten |
|-----------|---------|-------------------|
| 6.01.05   | 1       | 1-3a              |
|           | 6       | 6-16a             |

### Anweisung:

- Dieses Dokument auf gelbem Papier ausdrucken (einseitig).
- Dieses Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches einordnen.
- Die anderen Seiten dieser Temporären Revision vor den entsprechenden Seiten des Flughandbuches einordnen.

|                  |                  |             |           |
|------------------|------------------|-------------|-----------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | TR-OÄM<br>40-384 | 02 Sep 2014 | Deckblatt |
|------------------|------------------|-------------|-----------|

## **TEMPORÄRE REVISION TR-MÄM 40-766 Einsteigen und Verlassen des Flugzeugs**

Diese Temporäre Revision TR-MÄM 40-766 wurde im Zusammenhang mit der optionalen Änderungsmitteilung MÄM 40-766 anerkannt und ist in Verbindung mit dem der letzten Revision des DA 40 D Flughandbuchs gültig bis diese temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch enthalten sind.

Die in dieser Temporären Revision enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

| <b>Dok. Nr.:</b> | <b>Kapitel</b> | <b>Betroffene Seiten</b> |
|------------------|----------------|--------------------------|
| 6.01.05          | 4A             | 4A-13a                   |

### **Anweisung:**

- Dieses Dokument auf gelbem Papier ausdrucken (einseitig).
- Dieses Deckblatt als erste Seite des Flughandbuchs einordnen.
- Die anderen Seiten dieser Temporären Revision vor den entsprechenden Seiten des Flughandbuchs einordnen.

|                  |                  |             |           |
|------------------|------------------|-------------|-----------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | TR-MÄM<br>40-766 | 05 Jul 2014 | Deckblatt |
|------------------|------------------|-------------|-----------|

DA 40 D FHB



Temporäre Revision  
Neue ECU  
P/N 05-7611-001904

## TEMPORÄRE REVISION TR-MÄM 40-771 Neue ECU P/N 05-7611-001904

Diese Temporäre Revision TR-MÄM 40-771 wurde im Zusammenhang mit der optionalen Änderungsmitteilung MÄM 40-771 anerkannt und ist in Verbindung mit dem der letzten Revision des DA 40 D Flughandbuchs gültig bis diese temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch enthalten sind.

Die in dieser Temporären Revision enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

| Dok. Nr.: | Kapitel | Betroffene Seiten |
|-----------|---------|-------------------|
| 6.01.05   | 6       | 6-22a             |

### Anweisung:

- Dieses Dokument auf gelbem Papier ausdrucken (einseitig).
- Dieses Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches einordnen.
- Die anderen Seiten dieser Temporären Revision vor den entsprechenden Seiten des Flughandbuches einordnen.

|                  |                  |             |           |
|------------------|------------------|-------------|-----------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | TR-MÄM<br>40-771 | 01 Jul 2014 | Deckblatt |
|------------------|------------------|-------------|-----------|

## TEMPORÄRE REVISION

### TR-MÄM-40-749

### Anlassen des Motors

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-40-749 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 40-749 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DA 40 D Flughandbuchs gültig bis diese Temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch oder in früheren Temporären Revisionen enthalten sind.

Die in dieser Temporären Revision enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA No. EASA.21J.052 zugelassen.

| Dok. Nr. | Kapitel | Seite    |
|----------|---------|----------|
| 6.01.05  | 4A      | 4A - 13a |

#### Anweisung:

- Drucken Sie diese Temporäre Revision auf gelbem Papier aus (einseitig).
- Fügen Sie dieses Deckblatt als erste Seite in das Flughandbuch ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten der Temporären Revision vor der originalen Seite des Flughandbuchs ein.

|                  |               |             |           |
|------------------|---------------|-------------|-----------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | TR-MÄM-40-749 | 11 Mär 2014 | Deckblatt |
|------------------|---------------|-------------|-----------|

## **TEMPORÄRE REVISION**

### **TR-MÄM-40-739**

### **Kraftstoffe, Motor- und Getriebeöl**

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-40-739 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 40-739 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DA 40 D Flughandbuchs gültig bis diese Temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch oder in früheren Temporären Revisionen enthalten sind.

Die in dieser Temporären Revision enthaltenen technischen Informationen wurden von EASA unter der EASA Nr. 10048624 zugelassen.

| <b>Dok. Nr.</b> | <b>Kapitel</b> | <b>Seite</b> |
|-----------------|----------------|--------------|
| 6.01.05         | 2              | 2-7b, 2-23c  |

#### **Anweisung:**

- Drucken Sie diese Temporäre Revision auf gelbem Papier aus (einseitig).
- Fügen Sie dieses Deckblatt als erste Seite in das Flughandbuch ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten der Temporären Revision vor der originalen Seite des Flughandbuchs ein.

|                  |               |             |           |
|------------------|---------------|-------------|-----------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | TR-MÄM-40-739 | 15 Jan 2014 | Deckblatt |
|------------------|---------------|-------------|-----------|

## TEMPORÄRE REVISION

### TR-OÄM 40-362

### LED Lande- und Rollscheinwerfer

Diese Temporäre Revision TR-OÄM 40-362 wurde im Zusammenhang mit der optionalen Änderungsmitteilung OÄM 40-362 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DA 40-Flughandbuchs gültig bis diese temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch enthalten sind.

Die in dieser Temporären Revision enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

#### Betroffene Seiten:

| Dok. Nr. | Kapitel | Seite               |
|----------|---------|---------------------|
| 6.01.01  | 6       | 6-16a, 6-24a, 6-24b |

#### Anweisung:

Dieses Dokument auf gelbem Papier ausdrucken (einseitig).

Dieses Deckblatt als erste Seite in das Flughandbuch einordnen.

Die anderen Seiten vor den zugehörigen Seiten Flughandbuches einordnen.

|                  |                  |             |           |
|------------------|------------------|-------------|-----------|
| Dok. Nr. 6.01.01 | TR-OÄM<br>40-362 | 17-Mai-2013 | Deckblatt |
|------------------|------------------|-------------|-----------|



**VORWORT**

Wir beglückwünschen Sie zu Ihrer neuen DIAMOND DA 40 D.

Sicherer Umgang mit einem Flugzeug erhöht die Sicherheit und mehrt den Spaß am Fliegen. Nehmen Sie sich deshalb die Zeit, um sich mit Ihrer neuen DIAMOND DA 40 D vertraut zu machen.

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

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

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

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

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

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

## **0.1 ZULASSUNG**

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

## **0.2 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN**

Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuchs, ausgenommen

- Temporäre Revisionen,
- Aktualisierungen des Flugzeug-Änderungsstands (Abschnitt 1.1),
- Aktualisierungen der Masse- und Schwerpunktdaten (Abschnitt 6.3),
- Aktualisierungen des Ausrüstungsverzeichnisses (Abschnitt 6.5), und
- Aktualisierungen der Liste der Ergänzungen (Abschnitt 9.2)

müssen in der nachstehenden Tabelle erfaßt werden.

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

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

Temporäre Revisionen werden, sofern anwendbar, hinter dem Deckblatt dieses Handbuchs eingefügt. Sie dienen zur Weitergabe von Informationen über Systeme oder Ausrüstung, bis die nächste 'permanente' Revision des Flughandbuchs in Kraft tritt. Wenn eine 'permanente' Revision eine vorgeschriebene oder eine optionale Änderungsmitteilung (MÄM oder OÄM) beinhaltet, so wird die entsprechende Temporäre Revision ersetzt. Beispiel: Revision 6 beinhaltet OÄM 40-039, folglich wird die Temporäre Revision TR-OÄM-40-039 durch die 'permanente' Revision 6 ersetzt.

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

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

| Rev. Nr. | Anlaß                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        | Ab-schnitt | Seite(n)                 | Datum der Revision | Anerkennungs-vermerk                                                                                                                   | Datum der Anerkennung | Datum der Einarbeitung | Unterschrift |
|----------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|--------------------------|--------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------|------------------------|--------------|
| 4        | nicht veröffentlicht                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |            |                          |                    |                                                                                                                                        |                       |                        |              |
| 5        | MAM 40-<br>-101, -122,<br>-123/e, -124,<br>-133, -137,<br>-144, -147,<br>-151, -155,<br>-169, -174,<br>-176, -207,<br>-210, -246/a,<br>-253, -256/b,<br>-336, -343,<br><br>OAM 40-<br>-100/c, -124,<br>-132/a, -136/a,<br>-137/b, -142/a,<br>-144/a, -144/b,<br>-151, -151/a,<br>-153, -153/a,<br>-153/b, -157,<br>-157/a, -158,<br>-158/a, -159,<br>-159/a, -165,<br>-166, -169<br>thru -177,<br>-180, -182,<br>-183, -184/a,<br>-185, -191,<br>-193, -199, | alle       | alle,<br>außer Deckblatt | 01 Jun 2008        | Revision Nr. 5<br>des FHB<br>Dok. Nr.<br>6.01.05 ist auf<br>Basis der<br>Berechtigung<br>gemäß<br>DOA No.<br>EASA 21.1052<br>anerkannt |                       |                        |              |

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

Einführung



DA 40 D FHB

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

Seite 0 - 6

Revision 7    27-Sep-2013

Dok. Nr. 6.01.05

**0.3 VERZEICHNIS DER SEITEN**

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

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

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

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



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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

**Bewußt freigelassen.**

## **0.4 INHALTSVERZEICHNIS**

### **ALLGEMEINES**

(ein nicht anerkanntes Kapitel) ..... 1

### **BETRIEBSGRENZEN**

(ein anerkanntes Kapitel) ..... 2

### **NOTVERFAHREN**

(ein nicht anerkanntes Kapitel) ..... 3

### **NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**

(ein nicht anerkanntes Kapitel) ..... 4A

### **ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN**

(ein nicht anerkanntes Kapitel) ..... 4B

### **LEISTUNGEN**

(ein nicht anerkanntes Kapitel) ..... 5

### **MASSE UND SCHWERPUNKTLAGE / AUSRÜSTUNGSLISTE**

(ein nicht anerkanntes Kapitel) ..... 6

### **BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME**

(ein nicht anerkanntes Kapitel) ..... 7

### **HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**

(ein nicht anerkanntes Kapitel) ..... 8

**ERGÄNZUNGEN** ..... 9

[absichtlich freigelassen]



## KAPITEL 1

### ALLGEMEINES

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
AFMS für TAE 125-02-114 beachten

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

## **1.1 EINFÜHRUNG**

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

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

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

### **ANMERKUNG**

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

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 1 - 2 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|

DA 40 D FHB



Temporäre Revision  
RG-35AXC  
Hauptbatterie

## 1.1 EINFÜHRUNG

*Die folgende Zeile wird in der Liste der Änderungen eingetragen:*

| Änderung                                     | Bezug      | vorhanden                              |                               |
|----------------------------------------------|------------|----------------------------------------|-------------------------------|
| Optionale Hauptbatterie<br>Concorde RG-35AXC | OÄM 40-384 | <input checked="" type="checkbox"/> ja | <input type="checkbox"/> nein |

Dok. Nr. 6.01.05

TR-OÄM  
40-384

02 Sep 2014

1-3a

## 1.1 EINFÜHRUNG

*Die folgende Zeile wird in der Liste der Änderungen eingetragen:*

| Änderung              | Bezug      | vorhanden                   |                               |
|-----------------------|------------|-----------------------------|-------------------------------|
| Not - Ausstiegshammer | OÄM 40-401 | <input type="checkbox"/> ja | <input type="checkbox"/> nein |

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

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

### WICHTIGER HINWEIS

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

## 1.2 ZULASSUNGSBASIS

Dieses Flugzeug ist gemäß dem JAA JC/VP-Verfahren zugelassen. Die Zulassungsbasis für dieses Flugzeug ist JAR-23, veröffentlicht am 11. März 1994, einschließlich Amdt. 1, und zusätzlichen Anforderungen, wie in CRI A-01 festgelegt.

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 1 - 4 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|

### **1.3 HINWEISSTELLEN**

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

#### **WARNUNG**

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **ANMERKUNG**

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

## 1.4 ABMESSUNGEN

### Gesamtabmessungen

|            |   |             |
|------------|---|-------------|
| Spannweite | : | ca. 11,94 m |
| Länge      | : | ca. 8,06 m  |
| Höhe       | : | ca. 1,97 m  |

### Tragwerk

|                                              |   |                            |
|----------------------------------------------|---|----------------------------|
| Flügelprofil                                 | : | Wortmann FX 63-137/20 - W4 |
| Flügelfläche                                 | : | ca. 13,54 m <sup>2</sup>   |
| Mittlere aerodynamische<br>Flügeltiefe (MAC) | : | ca. 1,121 m                |
| Flügelstreckung                              | : | ca. 10,53                  |
| V-Stellung                                   | : | ca. 5°                     |
| Pfeilung Nase                                | : | ca. 1°                     |

### Querruder

|                              |   |                          |
|------------------------------|---|--------------------------|
| Fläche (total, links+rechts) | : | ca. 0,654 m <sup>2</sup> |
|------------------------------|---|--------------------------|

### Flügelklappen

|                                |   |                         |
|--------------------------------|---|-------------------------|
| Fläche (total, links + rechts) | : | ca. 1,56 m <sup>2</sup> |
|--------------------------------|---|-------------------------|

### Höhenleitwerk

|                |   |                                        |
|----------------|---|----------------------------------------|
| Fläche         | : | ca. 2,34 m <sup>2</sup>                |
| Ruderfläche    | : | ca. 0,665 m <sup>2</sup>               |
| Einstellwinkel | : | ca. -3,0° gegenüber Flugzeuglängsachse |



Seitenleitwerk

|             |   |                         |
|-------------|---|-------------------------|
| Fläche      | : | ca. 1,60 m <sup>2</sup> |
| Ruderfläche | : | ca. 0,47 m <sup>2</sup> |

Fahrwerk

|           |   |                                                                                                                                                                                               |
|-----------|---|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Spurweite | : | ca. 2,97 m                                                                                                                                                                                    |
| Radstand  | : | ca. 1,68 m                                                                                                                                                                                    |
| Bugrad    | : | 5,00-5; 6 PR, 120 mph                                                                                                                                                                         |
| Hauptrad  | : | (a) 6,00-6; 6 PR, 120 mph<br>(b) 6,00-6; 8 PR, 120 mph<br>(c) 15 x 6.0-6; 6 PR, 160 mph (OÄM 40-124; nur<br>zugelassen in Verbindung mit MÄM 40-123,<br>Hauptfahrwerksblatt mit 18 mm Stärke) |

## **1.5 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN**

### **(a) Geschwindigkeiten**

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

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 1 - 8 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|

- $v_S$ : Überziehgeschwindigkeit (Stalling Speed) oder minimal stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug in der jeweiligen Konfiguration noch steuerbar ist.
- $v_{S0^+}$ : Überziehgeschwindigkeit (Stalling Speed) oder minimal stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug in der Landekonfiguration noch steuerbar ist.
- $v_x$ : Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel (Best Angle-of-Climb Speed).
- $v_y$ : Geschwindigkeit für beste Steigrate (Best Rate-of-Climb Speed).

#### (b) Meteorologische Bezeichnungen

ISA: Internationale Standardatmosphäre, bei der die Luft als ideales, trockenes Gas angesehen wird. Die Temperatur in Meereshöhe beträgt 15° Celsius, der Luftdruck in MSL beträgt 1.013,25 hPa, der Temperaturgradient bis zu der Höhe, in der die Temperatur -56,5 °C erreicht, ist -0,0065 °C/m und darüber 0 °C/m.

MSL: Mittlere Meereshöhe (Mean Sea Level).

OAT: Außenlufttemperatur (Outside Air Temperature).

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

Dichtehöhe:

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

Angezeigte Druckhöhe:

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

**Druckhöhe:**

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

In diesem Handbuch werden Höhenmesser-Instrumentenfehler als Null betrachtet.

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

**(c) Flugleistungen und Flugplanung****Demonstrierte Seitenwindgeschwindigkeit:**

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

**MET:** Wetter, Wetterberatung

**NAV:** Navigation, Planung der Flugstrecke

(d) Masse und Schwerpunktlage (M&B, W&B)**Schwerpunkt:**

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

**Schwerpunkthebelarm:**

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

**Schwerpunktgrenzen:**

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

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

**Leermasse:**

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

**Maximale Abflugmasse:**

Höchste zulässige Masse für die Durchführung des Starts.

**Maximale Landemasse:**

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

**Hebelarm:**

Die horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Teiles.

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

Ausfliegbarer Kraftstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Nicht ausfliegbarer Kraftstoff:

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

Zuladung:

Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse.

(e) Motor

AED: Auxiliary Engine Display (Motorzusatzinstrument)

CED: Compact Engine Display (Motorhauptinstrument)

CT: Coolant Temperature (Kühlmitteltemperatur)

ECU: Engine Control Unit (Motorsteuereinheit)

FADEC: Full Authority Digital Engine Control (Motorsteuerung)

GT: Gearbox Temperature (Getriebetemperatur)

LOAD: Load (Motorleistung in Prozent der maximalen Dauerleistung)

OP: Oil Pressure (Öldruck im Schmiersystem des Motors)

OT: Oil Temperature (Öltemperatur im Schmiersystem des Motors)

RPM: Revolutions per minute (Drehgeschwindigkeit des Propellers)

Kraftstofftemperatur zum Anlassen:

Über dieser Kraftstofftemperatur darf der Motor angelassen werden.

Kraftstofftemperatur für Start:

Über dieser Kraftstofftemperatur darf Startleistung gesetzt werden.

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 1 - 12 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

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

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

**MAIN BUS (Hauptbus):**

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

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

*MAIN AV. BUS (Hauptbus Avionik):*

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



*ESSENTIAL AV. BUS:*

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

*ECU BUS:*

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

(g) Ausrüstung

ELT: Emergency Locator Transmitter (Notsender)

(h) Änderungsmitteilungen

MÄM: vorgeschriebene ('mandatory') Änderungsmitteilung

OÄM: optionale Änderungsmitteilung

(i) Diverses

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

ATC: Air Traffic Control (Flugverkehrskontrolle)

CFK: Kohlefaserverstärkter Kunststoff

GFK: Glasfaserverstärkter Kunststoff

JAR: Joint Aviation Requirements, Europäische Bauvorschrift

JC/VP: Joint Certification/Validation Procedure, Zulassungsverfahren

PCA: Primary Certification Authority, Primäre Zulassungsbehörde

## 1.6 PHYSIKALISCHE EINHEITEN

### 1.6.1 UMRECHNUNGSFAKTOREN

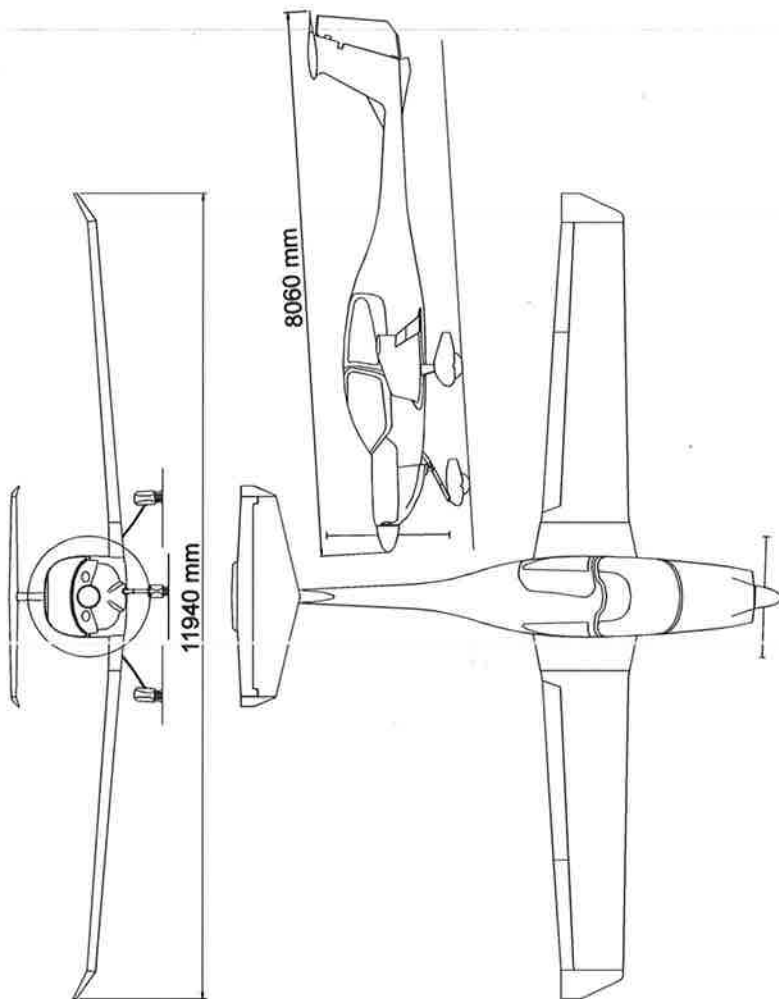
| Größe           | SI-Einheiten                                           | US-Einheiten                                                                                                  | Umrechnungen                                                               |
|-----------------|--------------------------------------------------------|----------------------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

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

**1.6.2 UMRECHNUNGSTABELLE LITER / US-GALLONEN**

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

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

**1.7 DREISEITENANSICHT**

## 1.8 QUELLENVERZEICHNIS

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

### 1.8.1 MOTOR UND MOTORINSTRUMENTE

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

Tel.: +49-37204-696-90

Fax: +49-37204-696-50

Internet: [www.thielert.com](http://www.thielert.com)

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

**1.8.2 PROPELLER**

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

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

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



## KAPITEL 2

### BETRIEBSGRENZEN

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
AFMS für TAE 125-02-114 beachten

Seite

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

## **2.1 EINFÜHRUNG**

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

Die in diesem Abschnitt angegebenen Betriebsgrenzen sind anerkannt.

### **WARNUNG**

Der Flugbetrieb außerhalb der zulässigen Betriebsgrenzen  
ist nicht erlaubt.

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

**2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT**

|                        | <b>Geschwindigkeit</b>                                               | <b>IAS</b>                                                                             | <b>Anmerkungen</b>                                                                                   |
|------------------------|----------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| $V_A$                  | Manöver-<br>geschwindigkeit                                          | 108 KIAS<br>über: 980 kg<br>bis: 1150 kg<br><br>94 KIAS<br>über: 780 kg<br>bis: 980 kg | Über dieser Geschwindigkeit<br>sind keine vollen oder abrupten<br>Ruderausschläge zulässig.          |
| $V_{FE}$               | Höchste zulässige<br>Geschwindigkeit<br>bei ausgefahrenen<br>Klappen | LDG: 91 KIAS<br>T/O: 108 KIAS                                                          | Diese Geschwindigkeit darf mit<br>gegebener Klappenstellung<br>nicht überschritten werden.           |
| $V_{NO}$<br>=<br>$V_C$ | Höchste zulässige<br>Geschwindigkeit im<br>Reiseflug                 | 129 KIAS                                                                               | Diese Geschwindigkeit darf nur<br>in ruhiger Luft und dann nur mit<br>Vorsicht überschritten werden. |
| $V_{NE}$               | Höchste zulässige<br>Geschwindigkeit<br>bei ruhigem Wetter           | 178 KIAS                                                                               | Diese Geschwindigkeit darf<br>unter keinen Umständen<br>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<br>Radialstrich | 178 KIAS            | Zulässige Höchstgeschwindigkeit für alle Betriebsarten $v_{NE}$ |

## 2.4 TRIEBWERKSGRENZWERTE

- a) Motorhersteller : Thielert Aircraft Engines
- b) Motorbezeichnung : TAE 125-01  
oder  
TAE 125-02-99 (wenn MÄM 40-256 durchgeführt wurde)
- c) Drehzahlgrenzen (angezeigt als Propellerdrehzahl)

|                      | <b>TAE 125-01</b> | <b>TAE 125-02-99<br/>(MÄM 40-256 durchgeführt)</b> |
|----------------------|-------------------|----------------------------------------------------|
| Maximum              | 2500 RPM          | 2300 RPM                                           |
| Maximum<br>overspeed | ---               | 2500 RPM (max. 20 sec)                             |

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

|                  |            |             |             |
|------------------|------------|-------------|-------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 2 - 5 |
|------------------|------------|-------------|-------------|

## g) Öltemperatur

|         | <b>TAE 125-01</b> | <b>TAE 125-02-99<br/>(MÄM 40-256<br/>durchgeführt)</b> |
|---------|-------------------|--------------------------------------------------------|
| Minimum | -32 °C            | -32 °C                                                 |
| Maximum | +140 °C           | +140 °C                                                |

## h) Getriebetemperatur

Maximum : 120 °C

## i) Kühlmitteltemperatur

|         | <b>TAE 125-01</b> | <b>TAE 125-02-99<br/>(MÄM 40-256<br/>durchgeführt)</b> |
|---------|-------------------|--------------------------------------------------------|
| Minimum | -32 °C            | -32 °C                                                 |
| Maximum | +105 °C           | +105 °C                                                |

j) Propellerhersteller : mt-Propeller

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

l) Propellerdurchmesser : 187 cm

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

n) Ölspezifikation : SHELL HELIX ULTRA 5W-30

SHELL HELIX ULTRA 5W-40

AERO SHELL OIL Diesel 10W-40

AERO SHELL OIL DIESEL ULTRA 5W-30

## 2. BETRIEBSGRENZEN

### 2.4 TRIEBWERKSGRENZWERTE

*Der Eintrag "Getriebeöl (Propellergetriebe)" wird wie folgt geändert:*

p) Getriebeöl (Propellergetriebe) :

SHELL EP 75W90 API GL-4

SHELL SPIRAX GSX 75W-80 GL-4

SHELL SPIRAX S4 G 75W-90

SHELL SPIRAX S6 GXME 75W-80 API GL-4

Wenn MÄM 40-256 umgesetzt wurde, zusätzlich:

CENTURION Gearbox Oil N1

SHELL SPIRAX S6 ATF ZM, API GL-4

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

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

|                  |            |             |             |
|------------------|------------|-------------|-------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 2 - 7 |
|------------------|------------|-------------|-------------|



## 2.5 MARKIERUNGEN DER MOTORINSTRUMENTE

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

Wenn der TAE 125-01 Motor eingebaut ist:

| Anzeige          | roter<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>unterer<br>verbotener<br>Bereich | gelber<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>Warn-<br>bereich | grüner<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>normaler<br>Betriebs-<br>bereich | gelber<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>Warn-<br>bereich | roter<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>oberer<br>verbotener<br>Bereich |
|------------------|--------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|
| Drehzahl         | --                                                                 | --                                                  | bis 2400 RPM                                                        | 2400 bis 2500 RPM                                   | über 2500 RPM                                                     |
| Öldruck          | unter 1,2 bar                                                      | 1,2 bis 2,3 bar                                     | 2,3 bis 5,2 bar                                                     | 5,2 bis 6,5 bar                                     | über 6,5 bar                                                      |
| Öltemp.          | unter -32 °C                                                       | -32 bis 50 °C                                       | 50 bis 125 °C                                                       | 125 bis 140 °C                                      | über 140 °C                                                       |
| Kühlmittel-temp. | unter -32 °C                                                       | -32 bis 60 °C                                       | 60 bis 96 °C                                                        | 96 bis 105 °C                                       | über 105 °C                                                       |
| Getriebe-temp.   | --                                                                 | --                                                  | bis 115 °C                                                          | 115 bis 120 °C                                      | über 120 °C                                                       |
| Leistung         | --                                                                 | --                                                  | 0 - 100 %                                                           | --                                                  | --                                                                |
| Kraftstoff-temp. | unter -30 °C                                                       | -30 bis 4 °C                                        | 5 bis 69 °C                                                         | 70 bis 75 °C                                        | über 75 °C                                                        |
| Stromstärke      | --                                                                 | --                                                  | bis 85 A                                                            | 85 bis 90 A                                         | über 90 A                                                         |
| Spannung         | unter 11 V                                                         | 11 bis 12,6 V                                       | 12,6 bis 15,0 V                                                     | 15,0 bis 15,5 V                                     | über 15,5 V                                                       |
| Kraftstoff-menge | unter 0,45 US gal                                                  | --                                                  | 0,45 bis 14 US gal                                                  | --                                                  | --                                                                |

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

| Anzeige              | roter<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>unterer<br>verbotener<br>Bereich | gelber<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>Warn-<br>bereich | grüner<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>normaler<br>Betriebs-<br>bereich | gelber<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>Warn-<br>bereich | roter<br>Bogen/<br>Balken<br>=<br>oberer<br>verbotener<br>Bereich |
|----------------------|--------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|
| Drehzahl             | --                                                                 | --                                                  | bis 2300 RPM                                                        | --                                                  | über<br>2300 RPM                                                  |
| Öldruck              | unter<br>1,2 bar                                                   | 1,2 bis 2,3 bar                                     | 2,3 bis 5,2 bar                                                     | 5,2 bis 6,5 bar                                     | über<br>6,5 bar                                                   |
| Öltemp.              | unter<br>-32 °C                                                    | -32 bis 50 °C                                       | 50 bis 125 °C                                                       | 125 bis 140 °C                                      | über<br>140 °C                                                    |
| Kühlmittel-<br>temp. | unter<br>-32 °C                                                    | -32 bis 60 °C                                       | 60 bis 96 °C                                                        | 96 bis 105 °C                                       | über<br>105 °C                                                    |
| Getriebe-<br>temp.   | --                                                                 | --                                                  | bis 115 °C                                                          | 115 bis 120 °C                                      | über<br>120 °C                                                    |
| Leistung             | --                                                                 | --                                                  | 0 - 100 %                                                           | --                                                  | --                                                                |
| Kraftstoff-<br>temp. | unter<br>-30 °C                                                    | -30 bis 4 °C                                        | 5 bis 69 °C                                                         | 70 bis 75 °C                                        | über<br>75 °C                                                     |
| Strom-<br>stärke     | --                                                                 | --                                                  | bis 85 A                                                            | 85 bis 90 A                                         | über<br>90 A                                                      |
| Spannung             | unter<br>11 V                                                      | 11 bis 12,6 V                                       | 12,6 bis 15,0 V                                                     | 15,0 bis 15,5 V                                     | über<br>15,5 V                                                    |
| Kraftstoff-<br>menge | unter 0,45<br>US gal                                               | --                                                  | 0,45 bis 14<br>US gal                                               | --                                                  | --                                                                |

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

## 2.6 WARN-, VORWARN- UND ZUSTANDSLEUCHTEN

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

### ANMERKUNG

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

### ANMERKUNG

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

#### Farbe und Bedeutung der Warnleuchten (rot)

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

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

## 2. OPERATING LIMITATIONS

### 2.6 WARNING, CAUTION AND STATUS LIGHTS

#### 2.6.1 COLOR AND SIGNIFICANCE OF THE WARNING LIGHTS (RED)

*The following item is amended to read:*

| Warning Light (Red) | Meaning | Cause                                                           |
|---------------------|---------|-----------------------------------------------------------------|
| DOOR                | Doors   | Canopy and/or passenger door not completely closed and latched. |

*The following item is added to read:*

*If G1000 is installed:*

| G1000 Warning Lights (Red) | Meaning / Cause                                                 |
|----------------------------|-----------------------------------------------------------------|
| DOOR OPEN                  | Canopy and/or passenger door not completely closed and latched. |

Farbe und Bedeutung der Vorwarnleuchten (gelb)

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

Farbe und Bedeutung der Zustandsleuchten (weiß)

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

**2.7 MASSE (GEWICHT)**

|                                   |   |         |                                                                                                   |
|-----------------------------------|---|---------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Maximale Abflugmasse Kat. Normal  | : | 1150 kg |                                                                                                   |
| Maximale Abflugmasse Kat. Utility | : | 980 kg  |                                                                                                   |
| Maximale Landemasse               | : | 1150 kg | falls Hauptfahrwerksblätter mit 18 mm Stärke eingebaut sind (wenn MÄM 40-123 durchgeführt wurde). |
|                                   |   | 1092 kg | andernfalls                                                                                       |
| Höchstzuladung im Gepäckraum      | : | 30 kg   |                                                                                                   |

**WARNUNG**

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

**ANMERKUNG**

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

## **2.8 SCHWERPUNKT**

### **Bezugsebene (BE)**

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

### **Schwerpunktgrenzen**

Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage:

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

2,46 m hinter BE (bei 1150 kg)

dazwischen lineare Interpolation

Hinterste Flugmassenschwerpunktlage:

Standard Tank: 2,59 m hinter BE

Long Range Tank: 2,55 m hinter BE

## **WARNUNG**

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



## 2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER

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

### Zugelassene Flugmanöver

#### *a) Normal-Kategorie:*

- 1) Alle normalen Flugmanöver;
- 2) Überziehen (ausgenommen dynamisches Überziehen); und
- 3) Lazy Eights, Chandelles, sowie Steilkurven oder ähnliche Manöver, in denen eine Querneigung von nicht mehr als 60° erreicht wird.

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

**b) Utility-Kategorie:**

- 1) Alle normalen Flugmanöver;
- 2) Überziehen (ausgenommen dynamisches Überziehen); und
- 3) Lazy Eights, Chandelles, sowie Steilkurven oder ähnliche Manöver, in denen eine Querneigung von nicht mehr als 90° erreicht wird.

**WICHTIGER HINWEIS**

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

**WICHTIGER HINWEIS**

Die Anzeigenauigkeit 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.

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 2 - 16 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

## 2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE

### ANMERKUNG

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

### WICHTIGER HINWEIS

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

Tabelle der strukturellen Höchstlastvielfachen:

#### Normal-Kategorie

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

#### Utility-Kategorie

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

### WARNUNG

Ein Überschreiten der Höchstlastvielfachen führt zu einer Überlastung des Flugzeuges.

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

## **2.11 BETRIEBSHÖHE**

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

## **2.12 FLUGBESATZUNG**

Mindestbesatzung : 1 (eine Person)

Maximale Anzahl der Insassen

Normal-Kategorie : 4 (vier Personen)

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

## **2.13 BETRIEBSARTEN**

Zugelassen sind :

- \* Flüge nach Sichtflugregeln bei Tag (VFR)
- \* Flüge nach Sichtflugregeln bei Nacht (NVFR)
- \* Flüge nach Instrumentenflugregeln (IFR)

Flüge in bekannte oder vorhergesagte Vereisungsgebiete sind verboten.

Flüge in bekannte Gewitter sind verboten.

### **Funktionsfähige operationelle Mindestausrüstung**

In der folgenden Tabelle ist die funktionsfähige Mindestausrüstung angeführt, die gemäß JAR-23 und operationellen Forderungen notwendig ist. Zusätzliche Mindestausrüstung für die gewünschte Betriebsart kann auf nationaler Ebene gefordert sein und ist unter anderem abhängig von der Flugroute.

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 2 - 19 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

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

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

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

**ANMERKUNG**

Zugelassene Ausrüstung ist in Kapitel 6 angeführt.



## 2.14 KRAFTSTOFF

Kraftstoffarten:

*Der bestehende Absatz "JET Kraftstoffarten" wird wie folgt geändert:*

JET Kraftstoffarten: JET A-1 (ASTM D 1655)  
JET A (ASTM D 1655)  
JP-8 (MIL-DTL-83133)  
JET Fuel No. 3 (China, GB 6537-2006)

Wenn MÄM 40-256 umgesetzt wurde, zusätzlich:

TS-1 (GOST 10227-86)  
TS-1 (Ukraine GSTU 320.00149943.011-99)

und Mischungen aus den oben angeführten Kraftstoffarten und  
Diesel und TS-1.

## 2.14 KRAFTSTOFF

Kraftstoffarten:

- | JET Kraftstoffarten: JET A-1 (ASTM D 1655)  
JET A (ASTM D 1655)  
JP-8 (MIL-DTL-83133)  
JET Fuel No. 3 (China, GB 6537-2006)  
TS-1 (GOST 10227-86) (nur wenn MÄM 40-256 umgesetzt ist)  
und Mischungen aus den oben angeführten Kraftstoffarten und Diesel und TS-1.
- | Diesel: Diesel Fuel (EN590) und  
Mischungen aus den oben angeführten Kraftstoffarten:  
untenstehende WICHTIGE HINWEISE beachten.

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

### **ANMERKUNG**

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

**Standardtank:**

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

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

**Long Range-Tank:**

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

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

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

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

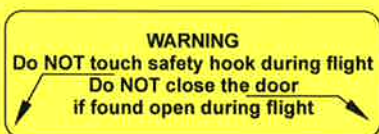
**WICHTIGER HINWEIS**

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

## 2.15 LIMITATION PLACARDS

*The following placard is added:*

On the Passenger Door Frame:



## 2.15 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

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

Am Instrumentenbrett:

Manövergeschwindigkeit:  $v_A = 108$  KIAS (über 980 kg bis 1150 kg)

$v_A = 94$  KIAS (780 kg bis inkl. 980 kg)

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

Weitere Betriebsgrenzen sind dem Flughandbuch zu entnehmen.

Rauchen verboten.

I GPS IST NICHT FÜR SBAS -  
I OPERATIONEN ZUGELASSEN

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

**Betriebsgrenzen des KAP 140 Autopilot Systems:**

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

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

AP während des Starts und der Landung ausschalten.

Maximale Fluggeschwindigkeit für den AP: 165 KIAS

Minimale Fluggeschwindigkeit für den AP: 70 KIAS

**AP Mindestflughöhe:**

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

Landeanflug: 200 Fuss/Gnd

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

NAV No. 2 ist nicht für  
Präzisionsanflüge zugelassen.

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

**ausfliegbar: max. 2 x 19,5 US gal**

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

**2.16.3 DOOR LOCKING DEVICE**

*The following sentence is amended to read:*

- The canopy and passenger door must not be locked by the key lock during operation of the airplane.

Auf dem Instrumentenbrett, in der Nähe der Kraftstofftemperaturanzeige:

**Diesel oder unbekannter Dieselanteil:**

|                               |                                   |
|-------------------------------|-----------------------------------|
| Gelb blinkend:                | Anlassen des Motors nicht erlaubt |
| Gelb ständig an<br>(LH Tank): | Start nicht erlaubt               |

Neben jedem der beiden Tankfüllstutzen:

**WARNUNG**  
**ZUGELASSENE KRAFTSTOFFE:**  
**JET A-1**  
**oder siehe Flughandbuch**

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



Neben dem Essential Bus-Schalter:

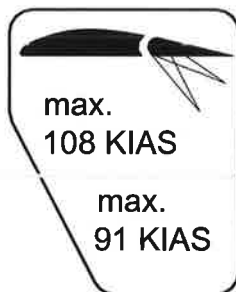
**Ess. Bus NICHT für Normalverfahren (siehe FHB)**

Am Deckel der Cowling für den Öleinfüllstutzen:

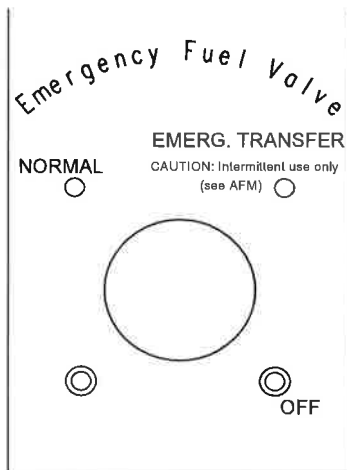
**ÖL**  
**Shell Helix Ultra**  
**5W-30**

oder siehe Flughandbuch

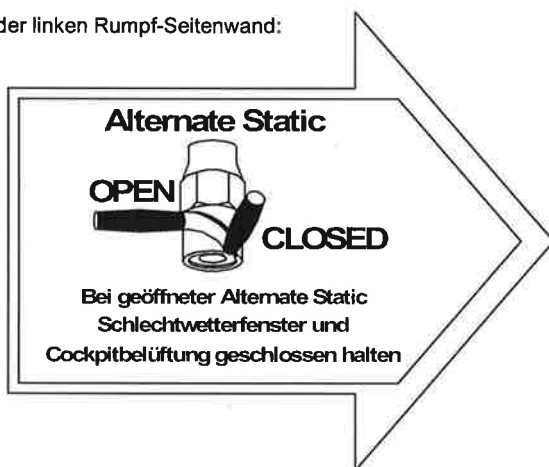
Neben dem Bedienhebel für die Klappen:



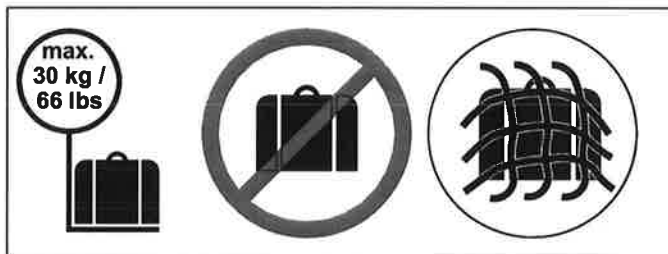
Am Tankwahlschalter:



Im Cockpit an der linken Rumpf-Seitenwand:



Beim Gepäckraum:



Neben dem Türschloß:

**NOTAUSSTIEG:**  
Schloß während des  
Fluges nicht absperren

## **2.16 WEITERE BETRIEBSGRENZEN**

### **2.16.1 TEMPERATUR**

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

### **2.16.2 KRAFTSTOFFTEMPERATUR**

**| JET Kraftstoffe und Mischungen daraus:**

TAE 125-01 Motor: von -30 °C bis +65 °C

TAE 125-02-99 Motor

(MÄM 40-256 durchgeführt) : von -30 °C bis +75 °C

**| Diesel, Mischungen von Jet Kraftstoffen und Diesel oder bei unbekannten Kraftstoffmischungen:**

Kraftstofftemperatur zum Anlassen: min. -5 °C

Kraftstofftemperatur links für Start: min. +5 °C

Maximale Kraftstofftemperatur:

TAE 125-01 Motor: +65 °C

TAE 125-02-99 Motor

(MÄM 40-256 durchgeführt): +75 °C

### 2.16.3 TÜRSCLOSS

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

### 2.16.4 ELEKTRONISCHE GERÄTE

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

Störende Geräte sind zum Beispiel:

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

Diese Aufzählung ist nicht erschöpfend.

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

### 2.16.5 RAUCHEN

Das Rauchen im Flugzeug ist verboten.

### 2.16.6 EMERGENCY-SCHALTER

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

**2.16.7 ECU BACKUP-BATTERIE**

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

**2.16.8 VERWENDUNG DER SONNENBLENDEN**

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

## KAPITEL 3

### NOTVERFAHREN

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
AFMS für TAE 125-02-114 beachten

|                                                                   | Seite |
|-------------------------------------------------------------------|-------|
| 3.1 EINFÜHRUNG .....                                              | 3-3   |
| 3.1.1 ALLGEMEINES .....                                           | 3-3   |
| 3.1.2 BESTIMMTE FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTFÄLLE<br>.....       | 3-4   |
| 3.2 MOTORSTÖRUNGEN .....                                          | 3-5   |
| 3.2.1 MOTORSTÖRUNG AM BODEN .....                                 | 3-5   |
| 3.2.2 MOTORSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS .....                       | 3-6   |
| 3.2.3 MOTORSTÖRUNG IM FLUG .....                                  | 3-8   |
| 3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM<br>PROPELLER .....  | 3-11  |
| 3.2.5 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT STEHENDEM<br>PROPELLER .....  | 3-13  |
| 3.2.6 DEFECTES DREHZAHL-REGELSYSTEM .....                         | 3-15  |
| 3.2.7 STÖRUNG DER KRAFTSTOFFTRANSFERPUMPE .....                   | 3-19  |
| 3.3 RAUCH UND BRAND .....                                         | 3-20  |
| 3.3.1 RAUCH UND BRAND AM BODEN .....                              | 3-20  |
| 3.3.2 RAUCH UND BRAND WÄHREND DES STARTS .....                    | 3-21  |
| 3.3.3 RAUCH UND BRAND IM FLUG .....                               | 3-23  |
| 3.4 GLEITFLUG .....                                               | 3-25  |
| 3.5 NOTLANDUNGEN .....                                            | 3-26  |
| 3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR .....                        | 3-26  |
| 3.5.2 LANDUNG MIT EINEM DEFECTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK<br>..... | 3-27  |
| 3.5.3 LANDUNG MIT DEFECTEN RADBREMSEN .....                       | 3-28  |

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

### ANMERKUNG

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



### **3. EMERGENCY PROCEDURES**

*The following headline is amended to read:*

|          |                                    |             |
|----------|------------------------------------|-------------|
| <b>I</b> | <b>3.7.4 UNLATCHED DOORS .....</b> | <b>3-29</b> |
|----------|------------------------------------|-------------|

### **3.1 EINFÜHRUNG**

#### **3.1.1 ALLGEMEINES**

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

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

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

### **WARNUNG**

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

### 3.1.2 BESTIMMTE FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTFÄLLE

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

### **3.2 MOTORSTÖRUNGEN**

#### **3.2.1 MOTORSTÖRUNG AM BODEN**

1. Leistungshebel ..... IDLE
2. Bremsen ..... nach Bedarf

#### **ANMERKUNG**

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **WARNUNG**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

**3.2.2 MOTORSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS****(a) Startabbruch noch möglich (genügend Pistenlänge zur Verfügung)***geradeaus landen:*

1. Leistungshebel ..... IDLE

*am Boden:*

2. Bremsen ..... nach Bedarf

**WICHTIGER HINWEIS**

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

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

(b) Startabbruch nicht mehr möglich

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

**WARNUNG**

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

wenn es die Zeit erlaubt:

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

**WARNUNG**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

**3.2.3 MOTORSTÖRUNG IM FLUG****(a) Rauh laufender Motor**

1. Fluggeschwindigkeit ..... 73 KIAS (1150 kg)  
68 KIAS (1000 kg)  
60 KIAS (850 kg)
2. Leistungshebel ..... MAX
3. ENGINE-Vorwarnleuchte ..... check

**ANMERKUNG**

Wenn die Vorwarnleuchte leuchtet, müssen die Motorinstrumente gemäß 4B.2 - INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS kontrolliert werden.

4. Falls in Vereisungsbedingungen ..... Alternate Air ON
5. Kraftstoffmenge MAIN-Tank ..... check
6. Kraftstofftransferpumpe ..... ON
7. Emergency fuel valve ..... check NORMAL
8. ECU SWAP ..... ECU B

**ANMERKUNG**

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

**FORTGESETZT**

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 8 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|





ECU zurücksetzen:

8. ENGINE MASTER ..... OFF - ON

### ANMERKUNG

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

### WARNUNG

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 10 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|



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

ECU rücksetzen:

9. ENGINE MASTER ..... OFF - ON

### ANMERKUNG

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann:

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

### WICHTIGER HINWEIS

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

10. AVIONIC MASTER ..... ON, falls erforderlich

**ENDE DER CHECKLISTE**

### **3.2.5 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT STEHENDEM PROPELLER**

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **ANMERKUNG**

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

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

#### **ANMERKUNG**

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

**FORTGESETZT**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 7 | 27-Sep-2013 | Seite 3 - 13 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

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

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

### ANMERKUNG

Durch Erhöhen der Fluggeschwindigkeit auf über 105 KIAS (TAE 125-01 Motor) oder 110 KIAS (TAE 125-02-99 Motor, MÄM 40-701 NOT installed) wird sich der Propeller im Windmilling zu drehen beginnen, und der Motor kann so gestartet werden. Dazu sollte der ELECTRIC MASTER auf ON gesetzt werden (siehe 3.2.4 - WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER). Ein Höhenverlust von mindestens 1000 ft (300 m) muß dabei einkalkuliert werden.

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann:

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

### WICHTIGER HINWEIS

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

### ENDE DER CHECKLISTE

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 14 | Revision 7 | 27-Sep-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

**3.2.6 DEFEKTES DREHZAHL-REGELSYSTEM****WICHTIGER HINWEIS**

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

**WARNUNG**

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

**(a) Schwankende Drehzahl**

1. Leistungseinstellung ..... ändern

*wenn sich die Störung nicht beheben läßt:*

2. ECU SWAP ..... ECU B

**ANMERKUNG**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 3 - 15 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

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

Die verfügbare Steigleistung ist verringert.

**- ANMERKUNG**

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

**ANMERKUNG**

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

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

**ANMERKUNG**

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

**FORTGESETZT**

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 16 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

*wenn sich die Störung nicht beheben läßt:*

6. ECU SWAP ..... AUTOMATIC
7. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

*Falls eine bessere Steigleistung erforderlich ist:*

8. Klappen ..... auf T/O setzen
9. Fluggeschwindigkeit ..... 66 KIAS
10. Leistungshebel ..... nach Bedarf, 2300 RPM nicht überschreiten

### ANMERKUNG

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

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

**ENDE DER CHECKLISTE**



(c) Propeller-Unterdrehzahl**ANMERKUNG**

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

1. Leistungshebel ..... nach Bedarf
2. ECU SWAP ..... ECU B

**ANMERKUNG**

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

**WARNUNG**

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

3. Sobald wie möglich landen.

**ENDE DER CHECKLISTE**

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 18 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

**3.2.7 STÖRUNG DER KRAFTSTOFFTRANSFERPUMPE**

1. Emergency fuel valve ..... EMERG. TRANSFER

**WICHTIGER HINWEIS**

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

**WARNUNG**

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

**WARNUNG**

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

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

**ANMERKUNG**

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

4. Emergency fuel valve ..... NORMAL

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

### **3.3 RAUCH UND BRAND**

#### **3.3.1 RAUCH UND BRAND AM BODEN**

##### **(a) Motorbrand beim Anlassen am Boden**

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

*nach Stillstand:*

5. Kabinenhaube ..... öffnen
6. Flugzeug ..... sofort verlassen

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

##### **(b) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden**

1. ELECTRIC MASTER ..... OFF

*falls Motor läuft:*

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

*sobald Motor steht:*

4. Kabinenhaube ..... öffnen
5. Flugzeug ..... sofort verlassen

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 20 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|



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

4. Emergency fuel valve . . . . . OFF
5. Kraftstofftransferpumpe . . . . . OFF
6. Kabinenheizung . . . . . OFF
7. ENGINE MASTER . . . . . OFF
8. ELECTRIC MASTER . . . . . OFF
9. Notfenster . . . . . bei Bedarf öffnen
10. Landung mit stehendem Motor durchführen und längere Landestrecke aufgrund der Klappenstellung berücksichtigen.

### WICHTIGER HINWEIS

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

*sobald das Flugzeug steht:*

11. Kabinenhaube . . . . . öffnen
12. Flugzeug . . . . . sofort verlassen

**ENDE DER CHECKLISTE**

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 22 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

**3.3.3 RAUCH UND BRAND IM FLUG****WARNUNG**

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

**(a) Motorbrand im Flug**

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

*wenn Erreichen des Landefeldes sicher erscheint:*

3. Emergency fuel valve ..... OFF
4. Leistungshebel ..... MAX
5. Notfenster ..... bei Bedarf öffnen
6. Notlandung mit stehendem Motor durchführen.

**WICHTIGER HINWEIS**

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

*sobald das Flugzeug steht:*

7. Kabinenhaube ..... öffnen
8. Flugzeug ..... sofort verlassen

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

(b) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug

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

**WARNUNG**

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

Durch Einschalten des EMERGENCY-Schalters versorgt jedoch die Notbatterie den künstlichen Horizont (Attitude Gyro) und das Flutlicht (Flood Light) mit Strom.

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

*sobald das Flugzeug steht:*

7. Kabinenhaube ..... öffnen
8. Flugzeug ..... sofort verlassen

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

### **3.4 GLEITFLUG**

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

#### **ANMERKUNG**

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

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 3 - 25 |
|------------------|------------|-------------|--------------|



### 3.5 NOTLANDUNGEN

### 3.5.1 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR

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

wenn gewähltes Landefeld sicher erreicht werden kann:

8. Klappen ..... LDG  
9. Sicherheitsgurte ..... straffen

## WICHTIGER HINWEIS

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

- ELECTRIC MASTER ..... OFF

10. Aufsetzen ..... mit geringstmöglicher  
Fluggeschwindigkeit

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

**3.5.2 LANDUNG MIT EINEM DEFECTEN 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**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 3 - 27 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

**3.5.3 LANDUNG MIT DEFECTEN RADBREMSEN**

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 28 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

### **3.7 OTHER EMERGENCIES**

*The following procedure is amended to read:*

#### **3.7.4 UNLATCHED DOORS**

##### **WARNING**

Do not try to latch the passenger door in flight. The safety hook may disengage and the passenger door opens. Usually this results in a separation of the passenger door from the airplane.

##### **NOTE**

If the passenger door has been lost the airplane can be safely flown to the next suitable airfield.

1. Airspeed ..... reduce immediately
2. Canopy ..... check visually if closed  
and latched
3. Passenger door ..... check visually if closed  
and latched

#### **(a) Canopy or Passenger Door Unlatched**

4. Airspeed ..... below 140 KIAS
5. Land at next suitable airfield.

**END OF CHECKLIST**

~~(b) Rear Door Unlocked~~

~~4. Airspeed ..... below 140 KIAS~~

~~5. Land at next suitable airfield.~~

### **WARNING**

Do not try to lock the rear door in flight. The safety latch may disengage and the door opens. Usually this results in a separation of the door from the airplane.

### **NOTE**

If the rear door has been lost the airplane can be safely flown to the next suitable airfield.

**END OF CHECKLIST**

### 3.6 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS

#### WICHTIGER HINWEIS

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

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

*wenn Drehung gestoppt ist:*

6. Seitenruder ..... neutral
7. Höhenruder ..... vorsichtig ziehen
8. Flugzeug aus dem Bahnneigungsflug in die Normalfluglage bringen. Dabei höchstzulässige Fluggeschwindigkeit  $v_{NE} = 178$  KIAS nicht überschreiten.

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 3 - 29 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

### **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. Luftverteilehebel ..... DEFROST
5. Leistungshebel ..... Leistung erhöhen, um Eisansatz an den Propellerblättern zu vermeiden
6. Alternate air ..... OPEN
7. Notfenster ..... bei Bedarf öffnen

#### **WICHTIGER HINWEIS**

Bei Eisansatz erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit.

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

Falls die Pitotrohr-Heizung ausfällt:

- Alternate static valve ..... OPEN
- Notfenster ..... schließen

**ENDE DER CHECKLISTE**

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 3 - 30 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

### 3.7.2 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

#### (a) Totaler Ausfall des elektrischen Systems

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

*falls immer noch keine elektrische Leistung zur Verfügung steht:*

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

### **ENDE DER CHECKLISTE**

#### (b) Anlasser

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

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

Jegliches Flugvorhaben abbrechen!

### **ENDE DER CHECKLISTE**

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



(c) Spannung

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

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

**3.7.3 VERDACHT AUF KOHLENMONOXIDVERGIFTUNG IN DER KABINE**

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

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

**ANMERKUNG**

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

**3.7.4 'DOOR'-WARNLEUCHTE AN**

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

**WARNUNG**

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

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

**Haube nicht verriegelt:**

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

**Hintere Kabinentür nicht verriegelt:**

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

**WARNUNG**

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

**NOTE**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

[absichtlich freigelassen]

## KAPITEL 4A

### NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
 AFMS für TAE 125-02-114 beachten

Seite

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

#### **4A.1 EINFÜHRUNG**

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

#### **4A.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBS- VERFAHREN**

| <b>Flugmasse</b>                                                                   | <b>850 kg</b> | <b>1000 kg</b> | <b>1150 kg</b> |
|------------------------------------------------------------------------------------|---------------|----------------|----------------|
| Abhebegeschwindigkeit<br>(Startstrecke, $v_R$ )<br>(Klappen T/O)                   | 49 KIAS       | 55 KIAS        | 59 KIAS        |
| Fluggeschwindigkeit für Startsteigflug<br>(bestes Steigen $v_Y$ )<br>(Klappen T/O) | 54 KIAS       | 60 KIAS        | 66 KIAS        |
| Fluggeschwindigkeit für<br>Reisesteigflug<br>(Klappen UP)                          | 60 KIAS       | 68 KIAS        | 73 KIAS        |
| Anfluggeschwindigkeit für normale<br>Landung<br>(Klappen LDG)                      | 58 KIAS       | 63 KIAS        | 71 KIAS        |
| Mindestgeschwindigkeit beim<br>Durchstarten<br>(Klappen T/O)                       | 54 KIAS       | 60 KIAS        | 66 KIAS        |

### 4A.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE

#### 4A.3.1 VORFLUGKONTROLLE

##### I. Innenkontrolle

- a) MET, NAV, Masse & Schwerpunktlage ..... Flugvorbereitung durchgeführt
- b) Flugzeugpapiere ..... vollständig und aktuell
- c) ELECTRIC MASTER ..... OFF, Schlüssel abgezogen
- d) ENGINE MASTER ..... check OFF
- e) ECU SWAP ..... check AUTOMATIC
- f) Emergency fuel valve ..... in NORMAL eingerastet
- g) Kabinenhauben, beide ..... sauber, unbeschädigt, Verschluss-  
mechanismus auf Funktion prüfen
- h) alle elektrischen Verbraucher ..... OFF
- i) Sicherungen ..... gedrückt (falls eine Sicherung  
gezogen war: Ursache feststellen)
- j) Leistungshebel ..... Zustand, Freigängigkeit und  
Erreichen der Anschläge  
kontrollieren
- k) Leistungshebel ..... IDLE
- l) ELECTRIC MASTER ..... ON
- m) Kraftstoffmenge ..... mit Kraftstoffkontrollmesser prüfen

#### **ANMERKUNG**

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

#### **FORTGESETZT**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4A - 3 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

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

## ENDE DER CHECKLISTE

### II. Außenkontrolle, Sichtprüfung

#### WICHTIGER HINWEIS

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

#### WICHTIGER HINWEIS

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

#### WICHTIGER HINWEIS

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

## FORTGESETZT

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



## **4A.3 CHECKLISTS FOR NORMAL OPERATING PROCEDURES**

### **4A.3.1 PRE-FLIGHT INSPECTION**

#### **(a) Cabin check**

***Steps o) thru t) are amended to read, steps u) thru ab) are added:***

- o) Foreign objects ..... complete
- p) Flight controls and trim ..... check free and correct movement  
up to full deflection
- q) Baggage ..... stowed and secure
- r) Emergency axe (if OÄM 40-326 installed) ..... stowed and secure
- s) Emergency egress hammer ..... stowed and secure  
(if OÄM 40-401 installed)
- t) Fire extinguisher ..... charged and secured

***DOOR OPEN (if G1000 is installed) or DOORS warning check:***

- u) All doors  
(passenger door, canopy) ..... close and latch
- v) DOOR OPEN or DOORS warning ..... check extinguished
- w) Passenger door ..... unlatch
- x) DOOR OPEN or DOORS warning ..... check active
- y) Pull on outer passenger door handle ..... the safety hook must hold the  
passenger door in the closed  
position
- z) Passenger door ..... check front and rear locking  
bolt (firmly mounted and  
undamaged)

**CONTINUED**

- aa) Passenger door ..... check push-button  
Push-button returns freely to the  
fully extended position after  
pressing and releasing
- ab) ELECTRIC MASTER ..... OFF

**END OF CHECKLIST**

### 4A.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE

#### 4A.3.1 VORFLUGKONTROLLE

##### I. Innenkontrolle

***Die folgende Zeile wird zur Checkliste hinzugefügt:***

- I t) Not - Ausstiegshammer (OÄM 40-401) . . . . verstaut und gesichert

**1. Linkes Hauptfahrwerk:**

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

**2. Linker Flügel:**

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

**FORTGESETZT**

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

- j) Land-, Rollscheinwerfer ..... Sichtprüfung
- k) Randbogen ..... Sichtprüfung
- l) Positionslichter, Zusammenstoßwarnlicht ..... Sichtprüfung
- m) Verzerrung ..... kontrollieren, gelöst
- n) Querruder und Anlenkung ..... Sichtprüfung
- o) Querruderlager und Sicherungsstift ..... Sichtprüfung
- p) Fremdkörper im Querruderpaddel ..... Sichtprüfung
- q) Klappe und Anlenkung ..... Sichtprüfung
- r) Klappenlager und Sicherungsstift ..... Sichtprüfung
- s) Elektrostatische Ableiter ..... Sichtprüfung

### 3. Rumpf, links:

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

### 4. Leitwerk:

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

### FORTGESETZT

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

**5. Rumpf, rechts:**

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

**6. Rechte Tragfläche:**

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

**FORTGESETZT**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4A - 7 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

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

**7. Rechtes Hauptfahrwerk:**

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

**FORTGESETZT**

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

**8. Rumpfvorderteil:**

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

Der Motor darf nicht mit Motoröl überfüllt werden.

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

**WARNUNG**

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

- f) Spinner samt Schrauben ..... Sichtprüfung

**FORTGESETZT**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4A - 9 |
|------------------|------------|-------------|--------------|



- g) Bugfahrwerkverkleidung ..... Sichtprüfung
- h) Bugradstielverkleidung (falls eingebaut) .... Sichtprüfung
- i) Winterverschluß für Frischlufteinlaß  
(falls eingebaut) ..... Sichtprüfung
- j) Verzerrung am Bugfahrwerk (falls eingebaut) kontrollieren, gelöst
- k) Reifen und Rad ..... Sichtprüfung,  
Rutschmarken kontrollieren
  
- l) Abnutzung, Profiltiefe des Reifens ..... kontrollieren
- m) Radverkleidung ..... Sichtprüfung
- n) Schleppgabel ..... entfernt
- o) Reifendruck (2,0 bar) ..... überprüfen
- p) Unterlegskeile ..... entfernen
- q) Auspuff ..... Sichtprüfung

### WARNUNG

Verbrennungsgefahr bei heißem Auspuff.

#### Unterseite:

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

### ENDE DER CHECKLISTE

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

**4A.3.2 BEFORE STARTING ENGINE**

*The note for step 3 and Caution for step 5 were added. Steps 5 and 6 are amended to read:*

3. Passengers ..... instructed

**NOTE**

Ensure all the passengers have been fully briefed on the use of the seat belts, doors and emergency exits and the ban on smoking.

Advise the passengers that after closing the passenger door, latching requires a separate action. Instruct the passengers not to latch an unlatched passenger door in flight. Instead inform the pilot.

5. Passenger door ..... closed and latched

**CAUTION**

When operating the canopy, pilots/operators must ensure that there are no obstructions between the canopy and the mating frame, for example seat belts, clothing, etc. When operating the canopy handle do NOT apply undue force.

A slight downward pressure on the canopy may be required to ease the canopy handle operation.

6. Canopy ..... Position 1 or 2 ("cooling gap")

#### **4A.3.2 VOR DEM ANLASSEN DES MOTORS**

1. Vorflugkontrolle ..... durchgeführt
2. Pedale ..... eingestellt und verriegelt
3. Passagiere ..... eingewiesen
4. Sicherheitsgurte ..... alle anlegen und schließen
5. Kabinenhaube hinten ..... geschlossen und verriegelt
6. Kabinenhaube vorne ..... Position 1 oder 2 ("Kühlspalt")

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **ANMERKUNG**

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

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

#### **FORTGESETZT**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4A - 11 |
|------------------|------------|-------------|---------------|

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

### WARNUNG

Den Propeller niemals von Hand drehen.

### WARNUNG

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

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

### ANMERKUNG

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

### ENDE DER CHECKLISTE

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

**Betroffene Kapitel:****4.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE****4A.3.3 ANLASSEN DES MOTORS*****Folgender WICHTIGE HINWEIS wird hinzugefügt:*****WICHTIGER HINWEIS**

Bevor der Motor angelassen wird und bis der Motor abgestellt wurde muss die Kabinenhaube in der Position 1 oder 2 ("Kühlspalt") und die Türe geschlossen und verriegelt sein.

Während der Motor läuft, ist das Einsteigen und das Verlassen des Flugzeugs verboten.

**4A NORMALE BETRIEBSVERFAHREN****4A.3 NORMALVERFAHREN CHECKLISTE****4A.3.3. ANLASSEN DES MOTORS**

*Punkt 4 der Checkliste wird wie folgt geändert:*

4. ELECTRIC MASTER ..... START / erst loslassen, wenn die  
Propellerdrehzahl 500 RPM  
erreicht hat

*Der WICHTIGE HINWEIS wird nach der zweiten WARNUNG eingefügt:*

**WICHTIGER HINWEIS**

Wenn ein TAE 125-02-99 Motor mit Zweimassenschwungrad  
(MÄM 40-701) installiert ist, kann das Beenden des  
Startvorgangs bei einer Propellerdrehzahl unter 500 RPM das  
Getriebe ernsthaft beschädigen.

**4A.3.3 ANLASSEN DES MOTORS**

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

**WARNUNG**

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

4. ELECTRIC MASTER ..... START
5. Öldruck ..... check

**WARNUNG**

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

**FORTGESETZT**

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

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

**ENDE DER CHECKLISTE**



**4A.3.6 BEFORE TAKE-OFF**

***Step 4, step 5, the following caution and step 6 are amended to read:***

- 4. Passenger door ..... check closed and latched
- 5. Canopy ..... closed and latched

**CAUTION**

When operating the canopy, pilots/operators must ensure that there are no obstructions between the canopy and the mating frame, for example seat belts, clothing, etc. When operating the canopy handle do NOT apply undue force.

A slight downward pressure on the canopy may be required to ease the canopy handle operation.

- 6. DOOR OPEN (if G1000 is installed)  
or DOORS warning ..... check no indication

#### **4A.3.4 VOR DEM ROLLEN**

1. AVIONIC MASTER ..... ON
2. Elektrische Verbraucher ..... ON, nach Bedarf
3. Klappen ..... UP - T/O - LDG - T/O  
(Anzeige- und Sichtkontrolle)
4. Fluginstrumente und Avionik ..... einstellen, Funktion prüfen,  
nach Bedarf
5. Innenbeleuchtung (Flutlicht) ..... ON, Funktion prüfen, nach Bedarf
6. Pitotrohr-Heizung ..... ON, Funktion prüfen
7. Pitotrohr-Heizung ..... OFF
8. Zusammenstoßwarnlicht (STROBE) ..... check ON
9. Positionslichter, Lande- u. Rollscheinwerfer : ON, Funktion prüfen, nach Bedarf

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

10. Leerlaufdrehzahl ..... check,  $890 \pm 20$  RPM

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4A - 15 |
|------------------|------------|-------------|---------------|

#### 4A.3.5 ROLLEN

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

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

**4A.3.6 VOR DEM START**

1. Flugzeug nach Möglichkeit "gegen den Wind" stellen
2. Parkbremse ..... setzen
3. Sicherheitsgurte ..... angelegt und festgezogen
4. Kabinenhaube, hinten ..... check geschlossen und verriegelt
5. Kabinenhaube, vorne ..... geschlossen und verriegelt

**WICHTIGER HINWEIS**

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

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

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

**FORTGESETZT**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4A - 17 |
|------------------|------------|-------------|---------------|

## WARNUNG

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

## WICHTIGER HINWEIS

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

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

## ANMERKUNG

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

## FORTGESETZT

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

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

### WARNUNG

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

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

### WARNUNG

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

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

### FORTGESETZT

|                  |                            |               |
|------------------|----------------------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6     31-Jul-2013 | Seite 4A - 19 |
|------------------|----------------------------|---------------|

26. ECU TEST ..... loslassen

### WICHTIGER HINWEIS

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

27. ECU SWAP ..... ECU B

28. Motor .... check, gleichmäßiger Lauf

29. ECU SWAP ..... AUTOMATIC

### ANMERKUNG

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

30. Pitotrohr-Heizung ..... ON, bei Bedarf

31. Landescheinwerfer ..... ON, bei Bedarf

32. Parkbremse ..... lösen

**ENDE DER CHECKLISTE**

#### 4A.3.7 START

## Normales Startverfahren

1. Transponder ..... ON/ALT  
2. Leistungshebel ..... MAX

## WARNUNG

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

3. Höhenruder ..... neutral  
4. Seitenruder ..... Richtung halten

## ANMERKUNG

Bei starkem Seitenwind kann die Seitensteuerung durch die Fußspitzenbremsen unterstützt werden. Dabei ist zu beachten, dass dies die Startrollstrecke verlängert. Diese Methode ist daher nach Möglichkeit nicht anzuwenden.

5. Bugrad abheben ..... bei  $v_R = 59$  KIAS (1150 kg)  
bei  $v_R = 55$  KIAS (1000 kg)  
bei  $v_R = 49$  KIAS (850 kg)
6. Fluggeschwindigkeit ..... 66 KIAS

*ab einer sicheren Höhe:*

7. Landescheinwerfer ..... OFF

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4A - 21 |
|------------------|------------|-------------|---------------|



#### **4A.3.8 STEIGFLUG**

##### **Steigflug für beste Steigrate**

1. Klappen ..... T/O
2. Fluggeschwindigkeit ..... 66 KIAS

#### **ANMERKUNG**

Bei geringerer Flugmasse können die Fluggeschwindigkeiten wie folgt reduziert werden:

1000 kg ..... 60 KIAS

850 kg ..... 54 KIAS

Hierbei sind aber die Motortemperaturen zu beobachten.

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

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

Reisesteigflug

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

**ANMERKUNG**

Bei geringerer Flugmasse können die Fluggeschwindigkeiten  
wie folgt reduziert werden:

1000 kg ..... 68 KIAS

850 kg ..... 60 KIAS

Hierbei sind aber die Motortemperaturen zu beobachten.

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

#### **4A.3.9 REISEFLUG**

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

#### **ANMERKUNG**

Seitens des Motorherstellers wird eine Reiseleistung von  
70 % empfohlen.

#### **ANMERKUNG**

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

|               |            |             |                  |
|---------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 4A - 24 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|---------------|------------|-------------|------------------|

**4A.3.10 KRAFTSTOFFTRANSFER****WICHTIGER HINWEIS**

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

**1. FUEL TRANS ..... ON****ANMERKUNG**

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

**2. FUEL TRANS ..... OFF, bei Bedarf****ANMERKUNG**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4A - 25 |
|------------------|------------|-------------|---------------|

#### **4A.3.11 SINKFLUG**

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

2. Leistungshebel ..... Durch gelegentliches Vollgas geben  
die Motorfunktion prüfen

Wieder Anlassen gemäß Kapitel 3.2.3 - MOTORSTÖRUNG IM FLUG

**ENDE DER CHECKLISTE**

#### 4A.3.12 LANDEANFLUG

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

*vor der Landung:*

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

## ANMERKUNG

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

### ANMERKUNG

Höhere Anfluggeschwindigkeiten resultieren in einer deutlich längeren Landestrecke beim Abfangen.

## WICHTIGER HINWEIS

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

#### **4A.3.13 DURCHSTARTEN**

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

*ab einer sicheren Höhe:*

4. Fluggeschwindigkeit ..... 73 KIAS
5. Klappen ..... UP

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

#### **4A.3.14 NACH DER LANDUNG**

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

#### 4A.3.15 ABSTELLEN DES MOTORS

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

#### 4A.3.16 NACHFLUGKONTROLLE

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**



#### **4A.3.17 FLUG IM REGEN**

##### **ANMERKUNG**

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

#### **4A.3.18 BETANKEN**

##### **WICHTIGER HINWEIS**

Vor dem Tankvorgang muß das Flugzeug geerdet werden. Die Erdungspunkte für elektrische Masse sind die blanken Stellen auf dem linken und rechten Fußauftritt.

##### **ANMERKUNG**

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

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

#### **4A.3.19 FLUG IN GROSSEN HÖHEN**

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

Siehe auch Abschnitt 2.11 - BETRIEBSHÖHE

|               |            |             |                  |
|---------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 4A - 30 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|---------------|------------|-------------|------------------|

[absichtlich freigelassen]

## KAPITEL 4B

### ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
AFMS für TAE 125-02-114 beachten

|                                                                                              | Seite |
|----------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| 4B.1 VORSORGLICHE LANDUNG .....                                                              | 4B-2  |
| 4B.2 INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS<br>.....                            | 4B-5  |
| 4B.2.1 DREHZAHL RPM .....                                                                    | 4B-5  |
| 4B.2.2 KÜHLMITTELTEMPERATUR CT .....                                                         | 4B-6  |
| 4B.2.3 ÖLTEMPERATUR OT .....                                                                 | 4B-8  |
| 4B.2.4 ÖLDRUCK OP .....                                                                      | 4B-9  |
| 4B.2.5 GETRIEBETEMPORATUR GT .....                                                           | 4B-10 |
| 4B.2.6 KRAFTSTOFFTEMPERATUR FUEL TEMP .....                                                  | 4B-10 |
| 4B.3 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM, ANGEZEIGT AM<br>ANNUNCIATOR PANEL .....               | 4B-12 |
| 4B.3.1 VORWARNUNG FÜR NIEDRIGE SPANNUNG (LOW VOLTS)<br>.....                                 | 4B-12 |
| 4B.3.2 STÖRUNG ECU A (ECU A) .....                                                           | 4B-13 |
| 4B.3.3 STÖRUNG ECU B (ECU B) .....                                                           | 4B-14 |
| 4B.3.4 GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR) .....                                                   | 4B-15 |
| 4B.3.5 MOTORSTÖRUNG (ENGINE) .....                                                           | 4B-16 |
| 4B.3.6 PITOTROHR-HEIZUNG (PITOT) .....                                                       | 4B-17 |
| 4B.3.7 VORWARNUNG FÜR GERINGE KRAFTSTOFFMENGE (LOW<br>FUEL) .....                            | 4B-18 |
| 4B.4 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM, ANGEZEIGT AM<br>MOTORZUSATZINSTRUMENT (AED 125) ..... | 4B-19 |
| 4B.4.1 VORWARNUNG FÜR HOHE STROMBELASTUNG (GENERATOR)<br>.....                               | 4B-19 |
| 4B.4.2 SPANNUNG (VOLT) .....                                                                 | 4B-20 |
| 4B.5 START AUF GRASPISTE MIT KURZER PISTENLÄNGE .....                                        | 4B-21 |
| 4B.6 STÖRUNGEN IM KLAPPENANTRIEB .....                                                       | 4B-22 |
| 4B.7 LANDUNG MIT HOHER LANDEMASSE .....                                                      | 4B-23 |

## 4B.1 VORSORGLICHE LANDUNG

### **ANMERKUNG**

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

### **ANMERKUNG**

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

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

### **FORTGESETZT**

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

*im Endanflug:*

6. Klappen ..... LDG
7. Anfluggeschwindigkeit ..... 67 KIAS (1092 kg, 2407 lb)  
63 KIAS (1000 kg)  
58 KIAS (850 kg)
8. Sicherheitsgurte ..... straffen
9. Aufsetzen ..... mit geringstmöglicher  
Fluggeschwindigkeit

**WICHTIGER HINWEIS**

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

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

## **4B.2 INSTRUMENTENANZEIGEN AUSSERHALB DES GRÜNEN BEREICHS**

### **4B.2.1 DREHZAHL RPM**

#### **Zu hohe Drehzahl**

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

### **ANMERKUNG**

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

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

**4B.2.2 KÜHLMITTELTEMPERATUR CT****Zu hohe Kühlmitteltemperatur**

- Vorwarnleuchte für Kühlmittelstand (WATER LEVEL) kontrollieren.

*wenn aus :*

*im Steigflug:*

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

*im Reiseflug:*

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

*wenn ein:*

- Leistung reduzieren.
- Mit Kühlmittelverlust rechnen.

**FORTGESETZT**

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

### **WARNUNG**

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

### **ENDE DER CHECKLISTE**

#### Zu niedrige Kühlmitteltemperatur

- Vorwarnleuchte für Kühlmittelstand (WATER LEVEL) kontrollieren.

### **ANMERKUNG**

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

wenn ein:

- Leistung reduzieren.
- Mit Kühlmittelverlust rechnen.

### **WARNUNG**

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

### **ENDE DER CHECKLISTE**

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



**4B.2.3 ÖLTEMPERATUR OT****Zu hohe Öltemperatur**

- Öldruck kontrollieren.

*falls Öldruck zu niedrig:*

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

*falls Öldruck im grünen Bereich:*

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

**ENDE DER CHECKLISTE****Zu niedrige Öltemperatur**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |                            |              |
|------------------|----------------------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6     31-Jul-2013 | Seite 4B - 7 |
|------------------|----------------------------|--------------|

#### **4B.2.4 ÖLDRUCK OP**

##### **Zu hoher Öldruck**

- Öltemperatur kontrollieren.
- Kühlmitteltemperatur kontrollieren.

*falls Temperaturen im grünen Bereich:*

- Mit falscher Öldruckanzeige rechnen. Temperaturen weiter beobachten.

*falls Temperaturen nicht im grünen Bereich:*

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

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

##### **Zu niedriger Öldruck**

#### **ANMERKUNG**

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

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

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

**4B.2.5 GETRIEBETEMPERATUR GT****Zu hohe Getriebetemperatur**

- Leistung reduzieren.
- Fluggeschwindigkeit erhöhen.

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

- Leistung reduzieren.
- Fluggeschwindigkeit erhöhen.

**ANMERKUNG**

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

**ENDE DER CHECKLISTE****Zu niedrige Kraftstofftemperatur**

- Leistung erhöhen.
- Fluggeschwindigkeit verringern.

*Wenn der Kraftstoffkühler in Betrieb ist (Winterblech entfernt):*

- geringere Flughöhe wählen, falls möglich.

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4B - 9 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

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

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

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

Mögliche Gründe dafür sind:

- Störung in der Stromversorgung.
- Zu niedrige Drehzahl.

#### **(a) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung am Boden**

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

#### **(b) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung im Flug**

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

#### **(c) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung beim Landen**

- Verfahren wie in (a) nach der Landung.

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

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

- Flugvorhaben abbrechen.

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

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

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

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

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

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

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4B - 11 |
|------------------|------------|-------------|---------------|

**4B.3.3 STÖRUNG ECU B (ECU B)**

**(a) 'ECU B'-Vorwarnung am Boden**

- Flugvorhaben abbrechen.

**(b) 'ECU B'-Vorwarnung im Flug**

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

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

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

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

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

**4B.3.4 GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR)**

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

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

**WARNUNG**

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

**WICHTIGER HINWEIS**

Für den Fall, dass die Batteriekapazität nicht ausreicht, um einen geeigneten Flugplatz zu erreichen, ist in der IFR-Version eine Notbatterie eingebaut, die als zusätzliches Reservesystem für den künstlichen Horizont (Attitude Gyro) und das Flutlicht (Flood Light) dient. Diese Notbatterie wird über den EMERGENCY-Schalter zugeschaltet, der sich auf der linken Seite des Instrumentenbretts befindet.

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

#### **4B.3.5 MOTORSTÖRUNG (ENGINE)**

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

#### **ANMERKUNG**

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

#### **ANMERKUNG**

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

|               |            |             |                  |
|---------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 4B - 14 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|---------------|------------|-------------|------------------|



**4B.3.6 PITOTROHR-HEIZUNG (PITOT)**

1. Pitotrohr-Heizung ..... check ON

**ANMERKUNG**

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

*falls in Vereisungsbedingungen:*

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |                             |               |
|------------------|-----------------------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6      31-Jul-2013 | Seite 4B - 15 |
|------------------|-----------------------------|---------------|

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

1. Kraftstofftransferpumpe . . . . . ON
2. Kraftstoffmenge . . . . . check

#### **WICHTIGER HINWEIS**

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

*falls die Anzeige nicht erlischt:*

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

#### **WARNUNG**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

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

**4B.4 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM, ANGEZEIGT AM  
MOTORZUSATZINSTRUMENT (AED 125)****4B.4.1 VORWARNUNG FÜR HOHE STROMBELASTUNG (GENERATOR)**

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

Mögliche Gründe sind:

- Ein Fehler in der Verkabelung oder in einem Gerät.

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

*läßt sich die Störung nicht beheben:*

2. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4B - 17 |
|------------------|------------|-------------|---------------|

#### **4B.4.2 SPANNUNG (VOLT)**

##### **Zu niedrige Spannung**

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

*falls am AED 125 weiterhin zu niedrige Spannung angezeigt wird:*

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

##### **Zu hohe Spannung**

- Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.

#### **ANMERKUNG**

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

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

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

#### **4B.5 START AUF GRASPISTE MIT KURZER PISTENLÄNGE**

- |                          |                 |
|--------------------------|-----------------|
| 1. Bremsen .....         | betätigen       |
| 2. Klappen .....         | T/O             |
| 3. Leistungshebel .....  | MAX             |
| 4. Höhenruder .....      | voll gezogen    |
| 5. Bremsen .....         | lösen           |
| 6. Richtung halten ..... | mit Seitenruder |

#### **ANMERKUNG**

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

- |                               |                                                                                                                                      |
|-------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 7. Höhenruder .....           | langsam nachlassen, sobald<br>Bugrad abgehoben hat.<br>Flugzeug möglichst früh abheben<br>lassen und in Bodennähe Fahrt<br>aufholen. |
| 8. Fluggeschwindigkeit .....  | 66 KIAS (1150 kg)<br>60 KIAS (1000 kg)<br>54 KIAS (850 kg)                                                                           |
| 9. Klappen .....              | UP, ab einer sicheren Höhe                                                                                                           |
| 10. Fluggeschwindigkeit ..... | 73 KIAS (1150 kg)<br>68 KIAS (1000 kg)<br>60 KIAS (850 kg)                                                                           |
| 11. Landescheinwerfer .....   | nach Bedarf                                                                                                                          |

#### **ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4B - 19 |
|------------------|------------|-------------|---------------|

## **4B.6 STÖRUNGEN IM KLAPPENANTRIEB**

### Fehler in Positionsanzeige oder Funktion

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

### Je nach verfügbarer Klappenstellung geändertes Landeanflugverfahren

#### *(a) Nur UP verfügbar:*

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

Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel.

#### *(b) Nur T/O verfügbar:*

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

Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel.

#### *(c) Nur LDG verfügbar:*

Normale Landung.

**ENDE DER CHECKLISTE**

|               |            |             |                  |
|---------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 4B - 20 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|---------------|------------|-------------|------------------|

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

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

**ANMERKUNG**

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

Der Landeanflug und die Landung sind wie in Kapitel 4A beschrieben durchzuführen. Die Landeanfluggeschwindigkeit im Landeanflug ist höher zu wählen.

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

**WARNUNG**

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

**ENDE DER CHECKLISTE**

|                  |            |             |               |
|------------------|------------|-------------|---------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 4B - 21 |
|------------------|------------|-------------|---------------|

**Bewußt freigelassen.**



## KAPITEL 5

### LEISTUNGEN

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
AFMS für TAE 125-02-114 beachten

Seite

|        |                                                      |      |
|--------|------------------------------------------------------|------|
| 5.1    | EINFÜHRUNG .....                                     | 5-2  |
| 5.2    | BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME ..... | 5-2  |
| 5.3    | LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME .....               | 5-3  |
| 5.3.1  | FAHRTMESSERKORREKTUR .....                           | 5-3  |
| 5.3.2  | DIAGRAMM ZUR LEISTUNGSEINSTELLUNG .....              | 5-4  |
| 5.3.3  | DRUCKHÖHE - DICTEHÖHE .....                          | 5-5  |
| 5.3.4  | INTERNATIONALE STANDARDATMOSPHERE .....              | 5-6  |
| 5.3.5  | ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN .....                      | 5-7  |
| 5.3.6  | WINDKOMponenten .....                                | 5-8  |
| 5.3.7  | STARTSTRECKE .....                                   | 5-9  |
| 5.3.8  | STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG .....                 | 5-13 |
| 5.3.9  | STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG .....                 | 5-15 |
| 5.3.10 | REISEFLUG (WAHRE FLUGGESCHWINDIGKEIT TAS) .....      | 5-17 |
| 5.3.11 | LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'LDG' .....                 | 5-18 |
| 5.3.12 | LANDESTRECKE KLAPPEN 'UP' .....                      | 5-22 |
| 5.3.13 | STEIGGRADIENT BEIM DURCHSTARTEN .....                | 5-26 |
| 5.3.14 | GLEITFLUG LEISTUNG .....                             | 5-26 |
| 5.3.15 | ANERKANNTE LÄRMWERTE .....                           | 5-27 |

## **5.1 EINFÜHRUNG**

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

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

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

## **5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME**

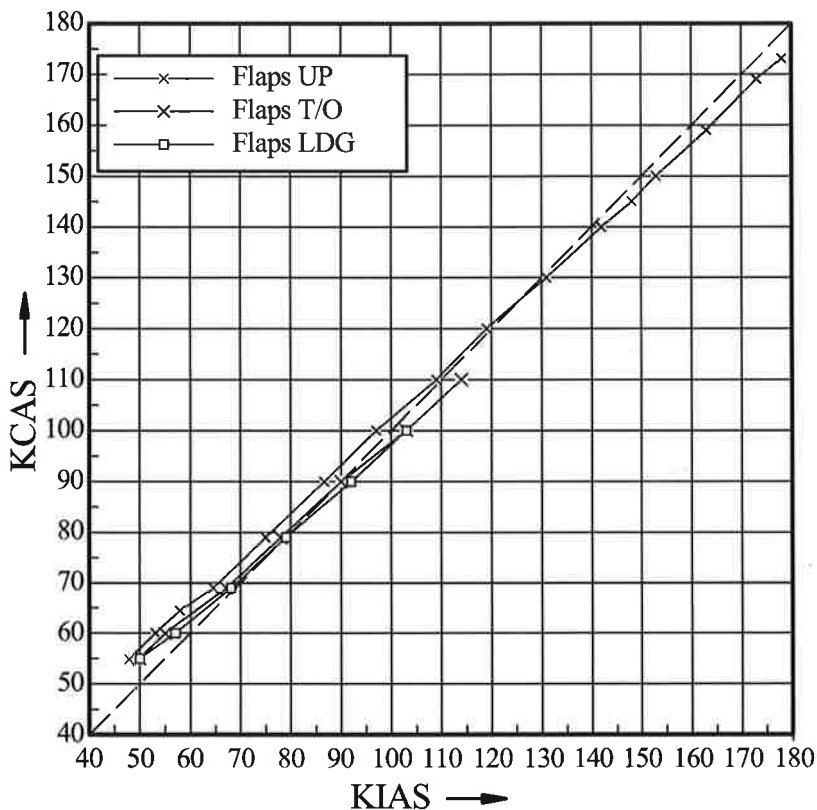
Um den Einfluß verschiedener Variablen zu veranschaulichen, sind die Leistungsdaten in Form von Tabellen oder Diagrammen wiedergegeben. Diese enthalten ausreichend detaillierte Angaben, sodaß auf der sicheren Seite liegende Werte ausgewählt und zur Bestimmung hinreichend genauer Leistungswerte für den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

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

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 5 - 2 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|

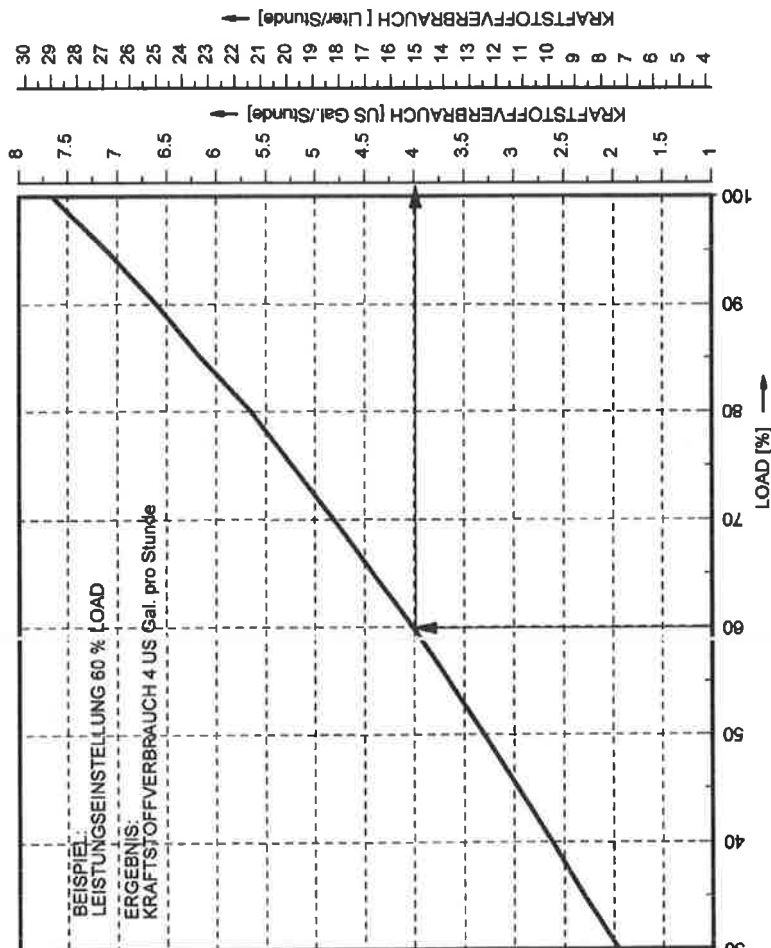
### 5.3 LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

#### 5.3.1 FAHRTMESSERKORREKTUR



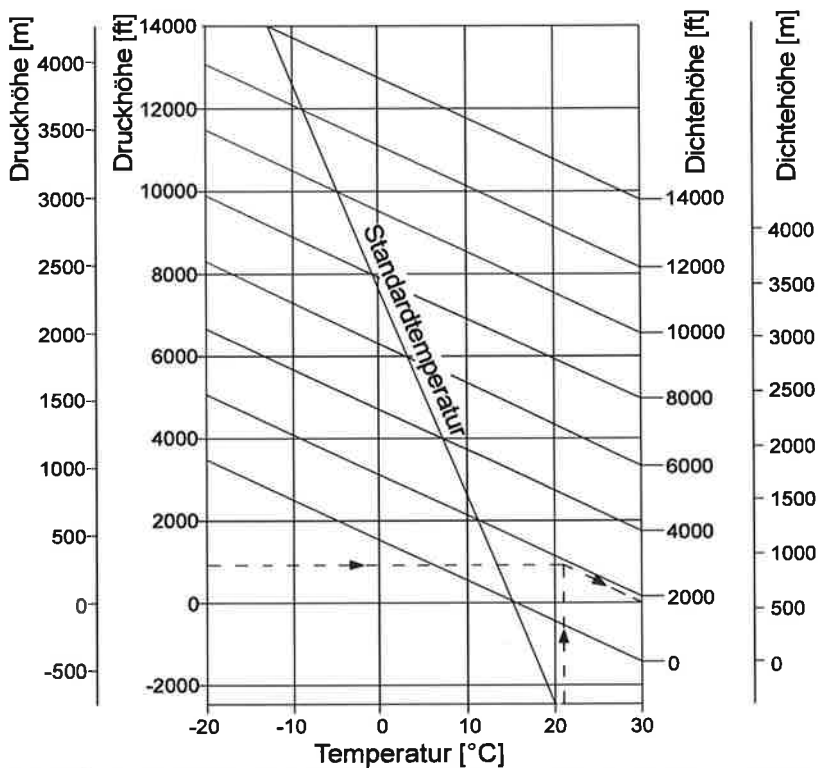
### 5.3.2 DIAGRAMM ZUR LEISTUNGSEINSTELLUNG

## KRAFTSTOFFVERBRAUCH



### 5.3.3 DRUCKHÖHE - DICHTEHÖHE

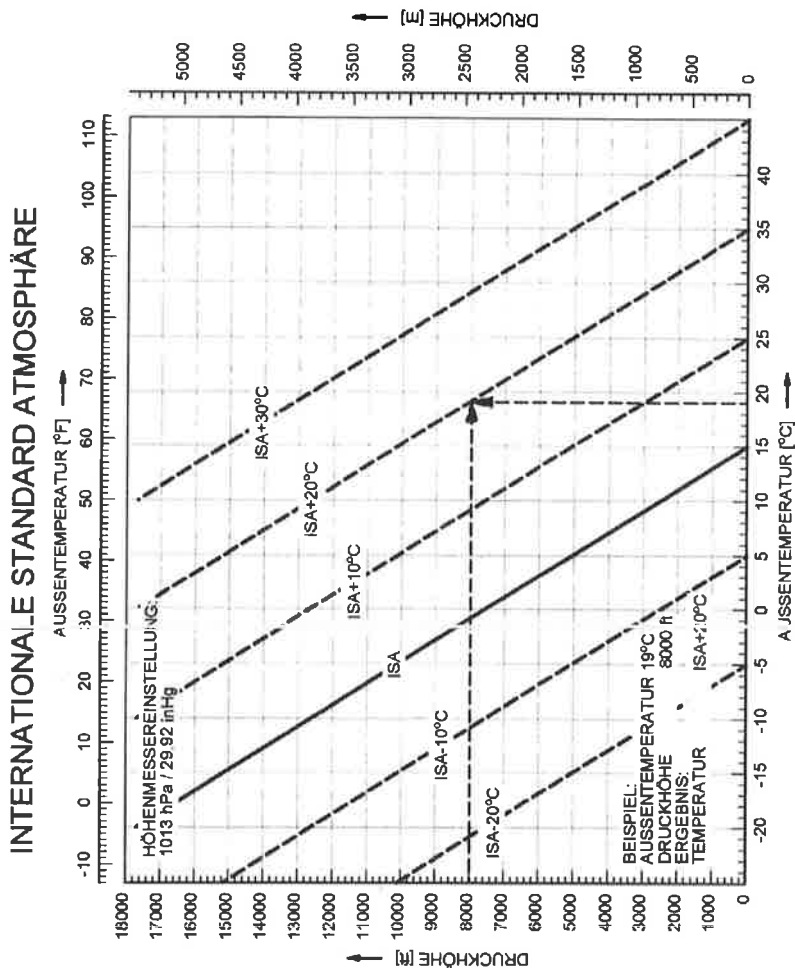
Umrechnung der Druckhöhe auf Dichtehöhe.



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

Ergebnis: Das Flugzeug befindet sich leistungstechnisch in 1800 ft.

### 5.3.4 INTERNATIONALE STANDARDATMOSPHERE



**5.3.5 ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN**Masse: 980 kg

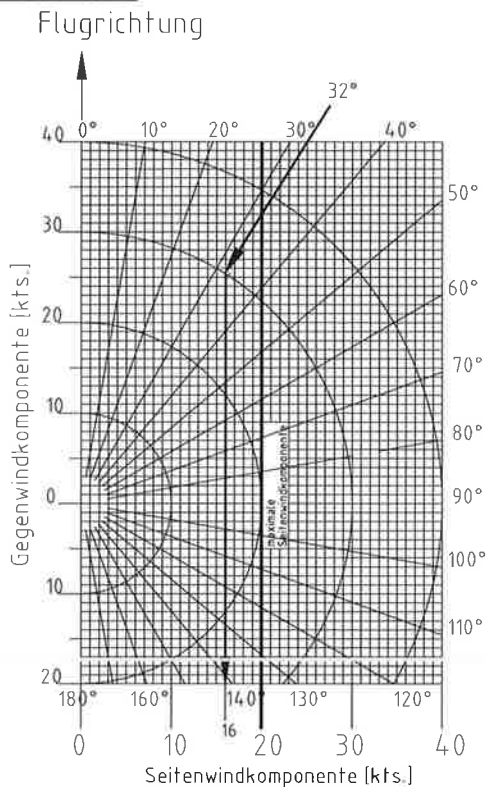
Fluggeschwindigkeiten in KIAS

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

Masse: 1150 kg

Fluggeschwindigkeiten in KIAS

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

**5.3.6 WINDKOMponentEN**

Beispiel: Flugrichtung : 360°

Wind : 32°/30 kts

Ergebnis: Seitenwindkomponente : 16 kts

Maximale nachgewiesene Seitenwindkomponente : 20 kts



### 5.3.7 STARTSTRECKE

- Bedingungen:
- Leistungshebel ..... MAX
  - Klappen ..... T/O
  - Bugrad abheben ..... bei  $v_R = 59$  KIAS (1150 kg)  
..... bei  $v_R = 55$  KIAS (1000 kg)  
..... bei  $v_R = 49$  KIAS (850 kg)
  - Fluggeschwindigkeit ..... 66 KIAS (1150 kg)  
..... 60 KIAS (1000 kg)  
..... 54 KIAS (850 kg)
  - Startbahn ..... eben, Asphaltbelag

## WARNING

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

## WICHTIGER HINWEIS

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

## WICHTIGER HINWEIS

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

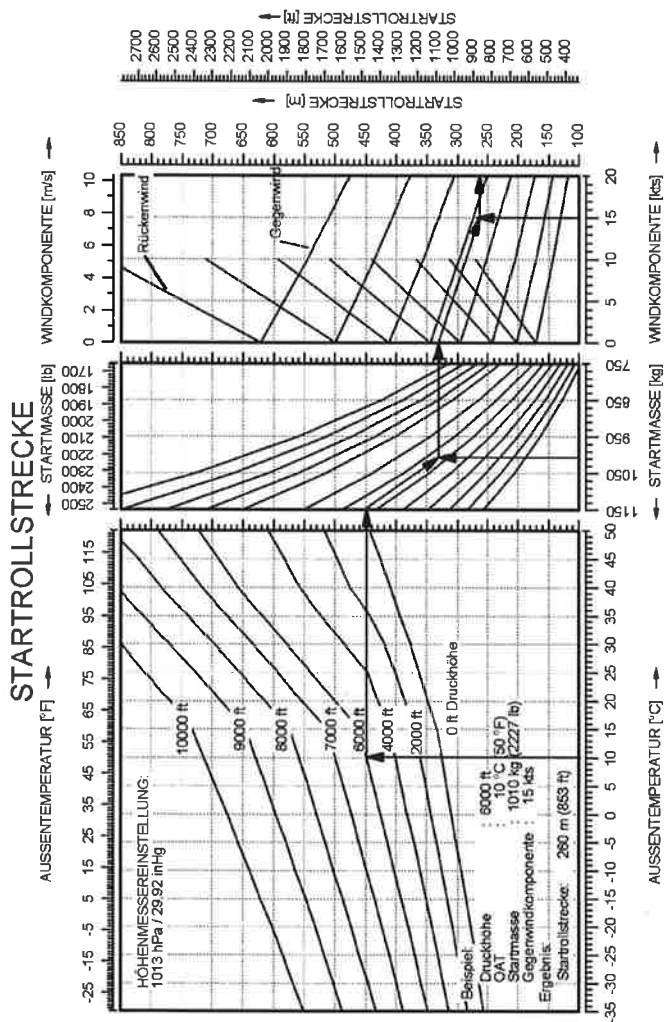
**ANMERKUNG**

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

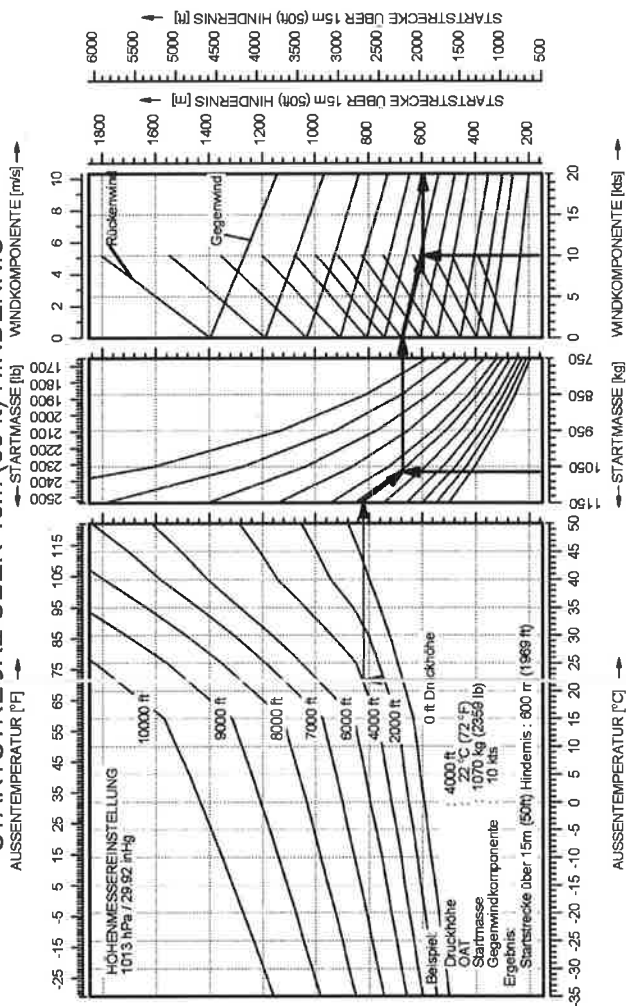
- Grashöhe bis 5 cm: 10 % Verlängerung der Startrollstrecke.
- Grashöhe zwischen 5 und 10 cm: 15 % Verlängerung der Startrollstrecke.
- Grashöhe über 10 cm: mindestens 25 % Verlängerung der Startrollstrecke.

**ANMERKUNG**

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



# STARTSTRECKE ÜBER 15m (50 ft) HINDERNIS



### 5.3.8 STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG

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

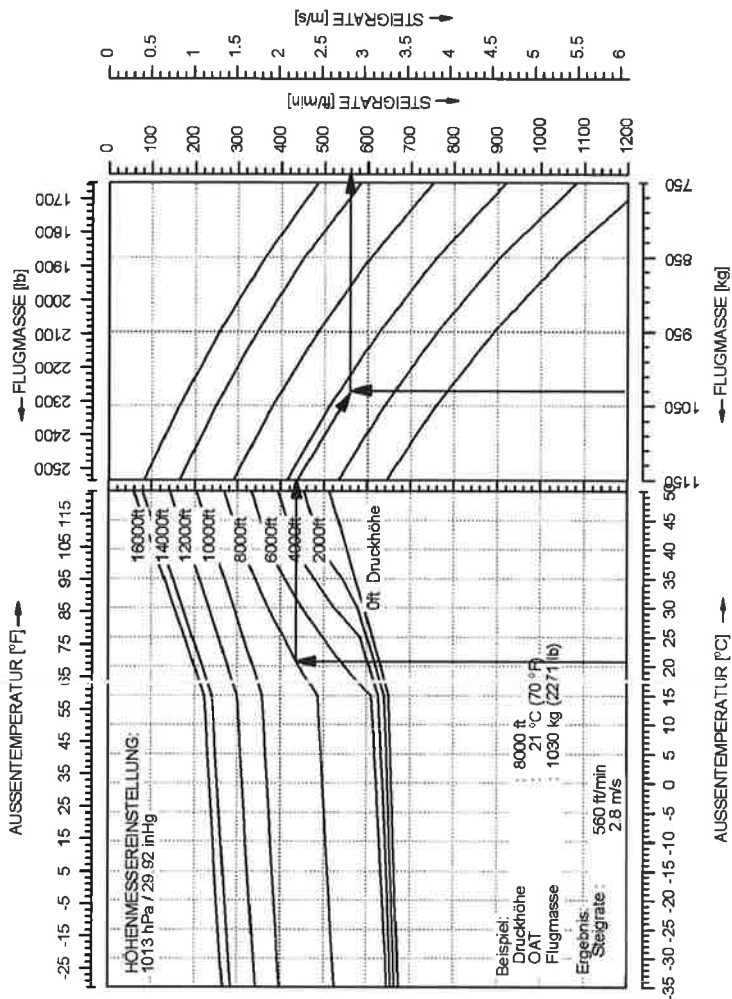
## ANMERKUNG

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

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

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

# STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG



**5.3.9 STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG**

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

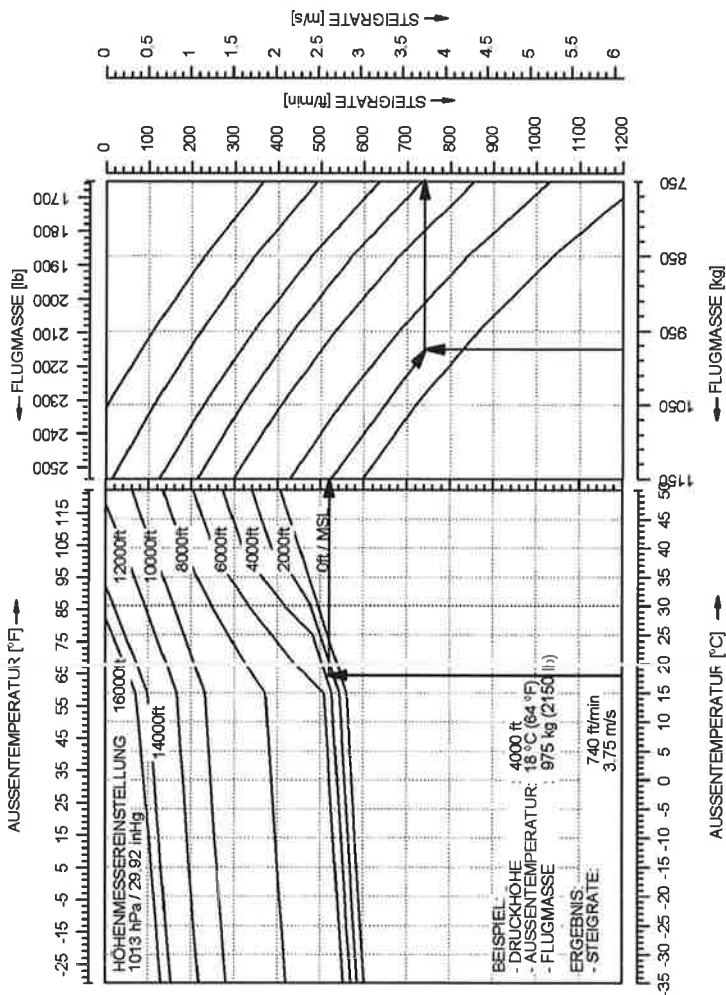
**ANMERKUNG**

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

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

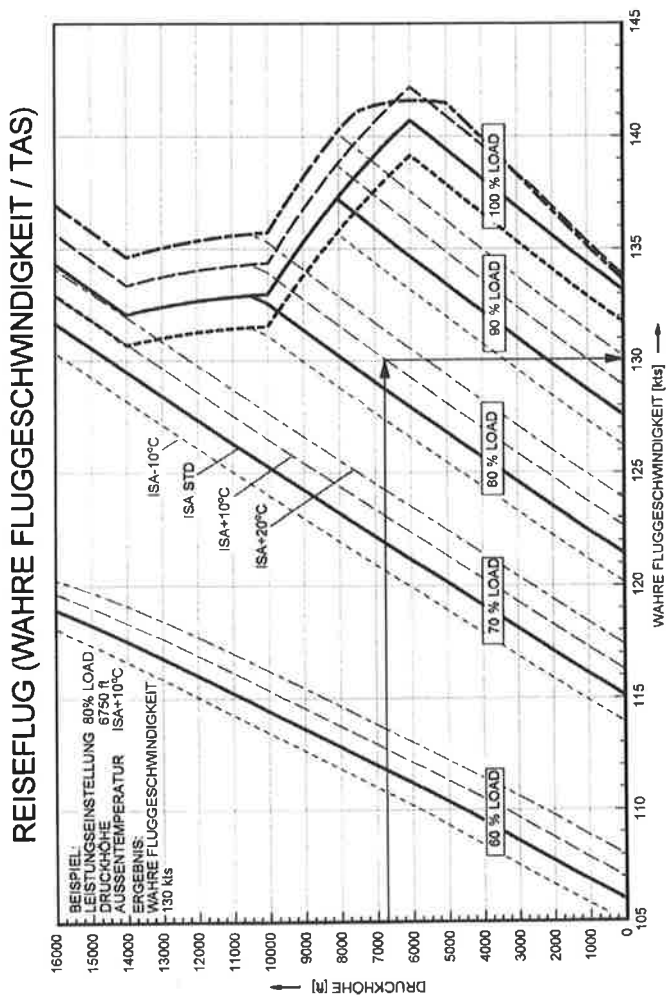
$$\text{Steiggradient [\%]} = \frac{\text{Steigrate [m/s]}}{\text{TAS [KTAS]}} \cdot 190$$

# STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG





### 5.3.10 REISEFLUG (WAHRE FLUGGESCHWINDIGKEIT TAS)



### 5.3.11 LANDESTRECKE MIT KLAPPEN 'LDG'

**Bedingungen:**

- Leistungshebel ..... IDLE
- Klappen ..... LDG
- Anfluggeschwindigkeit ..... 71 KIAS (1150 kg)  
63 KIAS (1000 kg)  
58 KIAS (850 kg)
- Landebahn ..... eben, Asphaltbelag

| Werte für ISA und MSL, bei 1150 kg                 |       |
|----------------------------------------------------|-------|
| Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis | 744 m |
| Landerollstrecke                                   | 287 m |

## WARNUNG

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

## WICHTIGER HINWEIS

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

### WICHTIGER HINWEIS

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

### ANMERKUNG

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

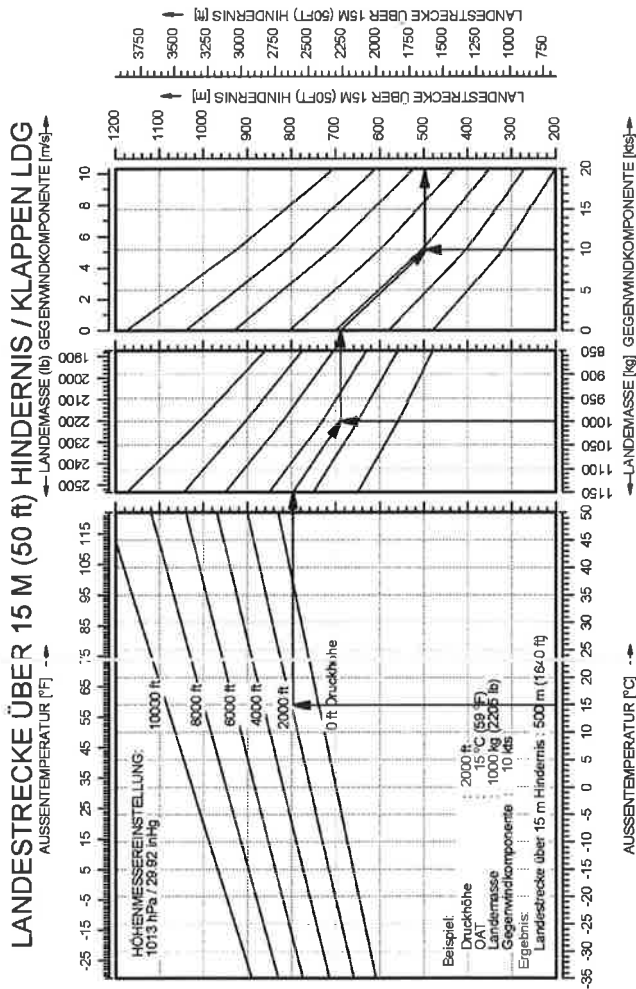
- Grashöhe bis 5 cm: 10 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe zwischen 5 und 10 cm: 15 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe über 10 cm: mindestens 25 % Verlängerung der Landerollstrecke.

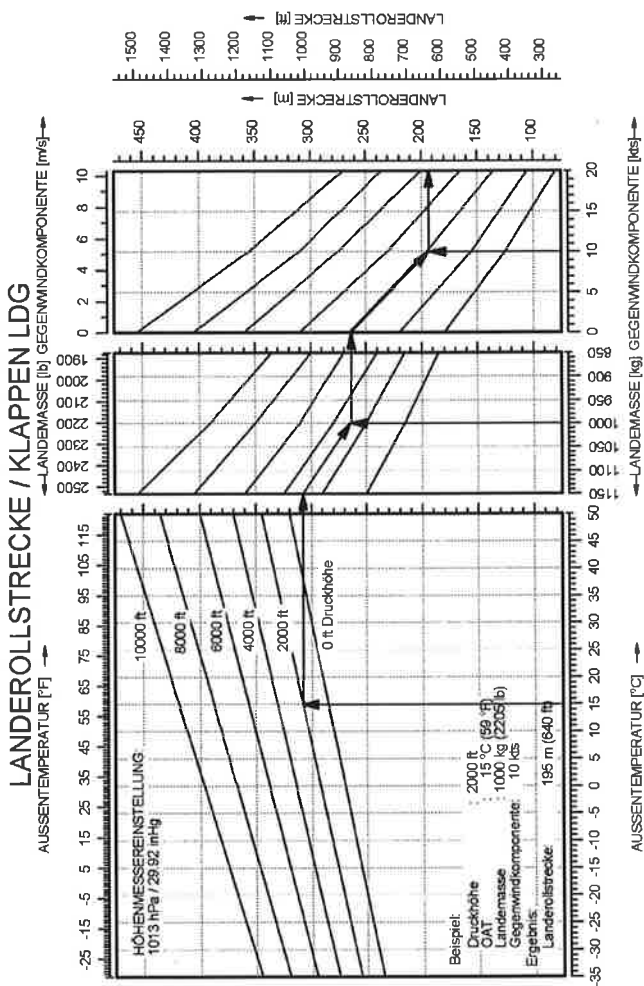
### ANMERKUNG

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

### ANMERKUNG

Höhere Anfluggeschwindigkeiten bewirken eine deutlich längere Landestrecke beim Abfangen.





### 5.3.12 LANDESTRECKE KLAPPEN 'UP'

**Bedingungen:**

- Leistungshebel ..... IDLE
- Klappen ..... UP
- Anfluggeschwindigkeit ..... 71 KIAS (1150 kg)  
63 KIAS (1000 kg)  
58 KIAS (850 kg)
- Landebahn ..... eben, Asphaltbelag

| Werte für ISA und MSL, bei 1150 kg (2535 lb)       |       |
|----------------------------------------------------|-------|
| Landestrecke über ein 50 ft (15 m) hohes Hindernis | 916 m |
| Landerollstrecke                                   | 304 m |

## WARNING

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

## WICHTIGER HINWEIS

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

**WICHTIGER HINWEIS**

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

**ANMERKUNG**

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

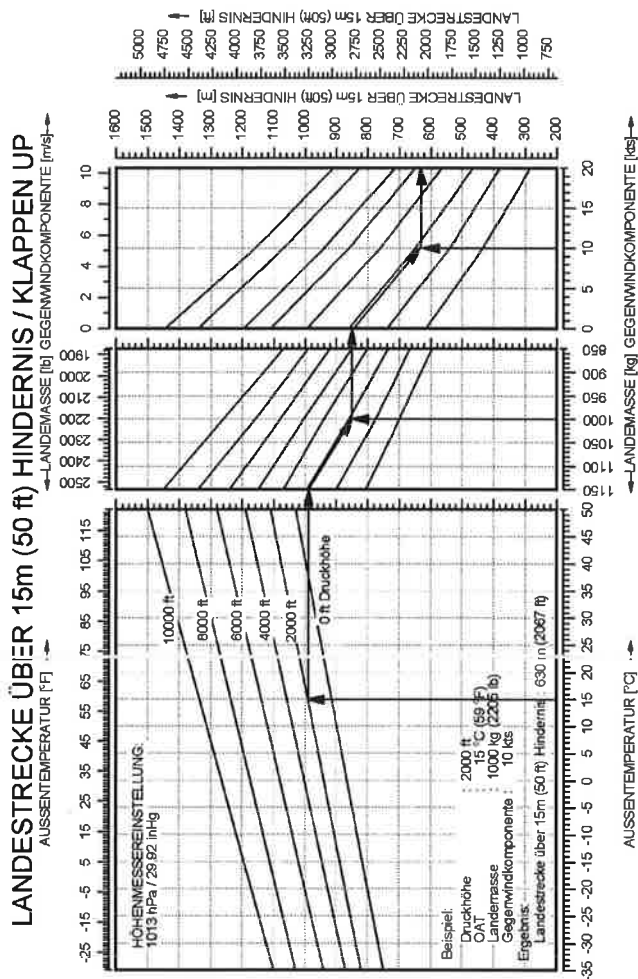
- Grashöhe bis 5 cm: 5 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe zwischen 5 und 10 cm: 15 % Verlängerung der Landerollstrecke.
- Grashöhe über 10 cm: mindestens 25 % Verlängerung der Landerollstrecke.

**ANMERKUNG**

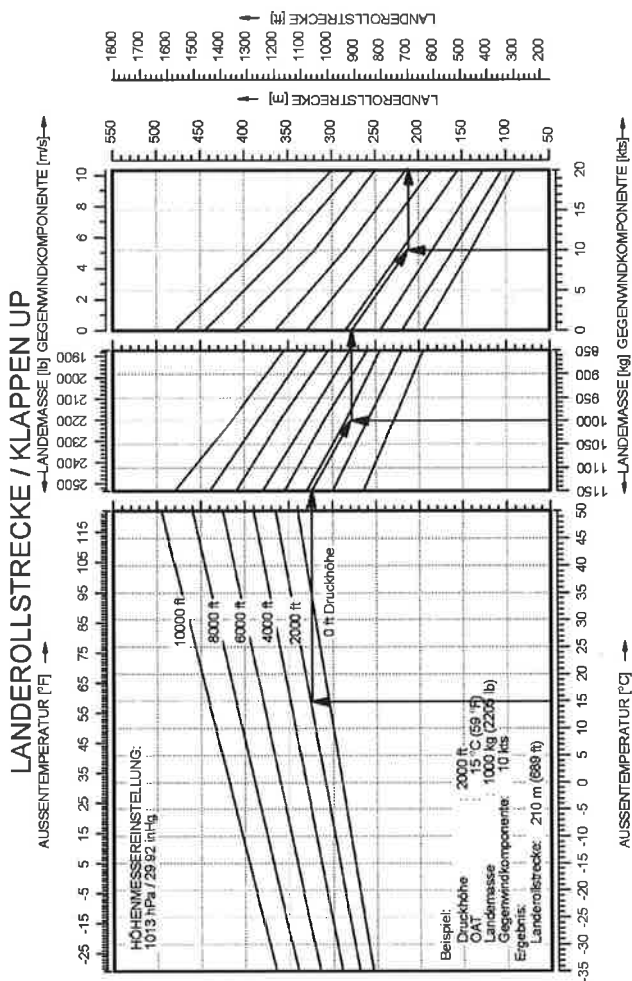
Ein Gefälle von 2 % (2 m auf 100 m) bewirkt eine Verlängerung der Landestrecke von ca. 10 %. Die Auswirkung auf die Landerollstrecke kann größer sein.

**ANMERKUNG**

Höhere Anfluggeschwindigkeiten bewirken eine deutlich längere Landestrecke beim Abfangen.







### 5.3.13 STEIGGRADIENT BEIM DURCHSTARTEN

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

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

#### 5.3.14 GLEITFLUG LEISTUNG

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

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

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

**5.3.15 ANERKANNTE LÄRMWERTE**

*Wenn Motor TAE 125-01 eingebaut ist:*

*Mit Endrohr:*

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

gemäß JAR-36 Subpart C ..... 78,7 dB(A)

*Mit Endschalldämpfer:*

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

gemäß JAR-36 Subpart C ..... 69,5 dB(A)

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

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

gemäß JAR-36 Subpart C ..... 73,0 dB(A)

**Bewußt freigelassen.**

## KAPITEL 6

### MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNG

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
AFMS für TAE 125-02-114 beachten

Seite

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

## **6.1 EINFÜHRUNG**

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

Für die Einhaltung der zulässigen Beladungs- und Schwerpunkt Grenzwerte 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.

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

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

### 6.3 MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT

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

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

Zustand des Flugzeugs beim Ermitteln der Leermasse:

- Ausrüstung entsprechend dem Ausrüstungsverzeichnis (siehe Abschnitt 6.5)
- Inklusive Bremsflüssigkeit, Motoröl (6,0 l), Kühlflüssigkeit (6,0 l), Getriebeöl (0,9 l) und nicht ausfliegbarem Kraftstoff (2 US gal, entsprechend ca. 7,6 l).

## MASSEN- UND SCHWERPUNKTSBERICHT

(Fortlaufender Bericht über Änderungen der Struktur oder Ausrüstung)

[illegible]



| AAC<br>AUSTRIAN AIRCRAFT<br>CORPORATION                                                                                               |                                                   | Wiegebericht<br><i>Amendment</i> |                  | Kennzeichen: <i>DE-KPI</i> |               |                       |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------|----------------------------------|------------------|----------------------------|---------------|-----------------------|
| Luftfahrzeugart: <i>LE3</i>                                                                                                           |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Baumuster: <i>PA40 D</i>                                                                                                              |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Werk Nr. <i>04.020</i>                                                                                                                |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Bezugspunkt: <i>2194mm in front of leading edge</i>  |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Bzuzgebene: <i>/</i>                                                                                                                  |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Angaben aufgrund: <i>/</i>                                                                                                            |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Wiegezustand: Ausrüstungsverzeichnis vom: <i>/</i>                                                                                    |                                                   |                                  |                  | Triebwerksöl: <i>/</i>     |               |                       |
| Treibstoff: <i>/</i>                                                                                                                  |                                                   |                                  |                  | Sonstiges: <i>/</i>        |               |                       |
| Wiegung:                                                                                                                              | Wiegepunkt                                        | Abgelesenes<br>Gewicht kg / lbs  | Tara<br>kg / lbs | Nettogewicht<br>kg / lbs   | Arm<br>m / in | Moment<br>mkg / in.lb |
|                                                                                                                                       | links                                             | <i>/</i>                         | <i>/</i>         | <i>/</i>                   | <i>/</i>      | <i>/</i>              |
|                                                                                                                                       | rechts                                            | <i>/</i>                         | <i>/</i>         | <i>/</i>                   | <i>/</i>      | <i>/</i>              |
|                                                                                                                                       | Bug/Heck                                          | <i>/</i>                         | <i>/</i>         | <i>/</i>                   | <i>/</i>      | <i>/</i>              |
| <b>Gesamtgewicht laut Wiegung:</b>                                                                                                    |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Nichtausfliegbare Treibstoff:                                                                                                         |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Triebwerksöl:                                                                                                                         |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Ausfliegbare Treibstoff                                                                                                               |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Leergewicht laut Wiegung vom: <i>20.11.25</i>                                                                                         |                                                   |                                  |                  | <i>792,6 kg</i>            | <i>2,100</i>  | <i>1902,659</i>       |
| Gewichtsberichtigung                                                                                                                  | Gewichtsänderung lt. Bericht vom: <i>20.11.25</i> |                                  |                  |                            |               |                       |
|                                                                                                                                       | <i>Fire Extinguisher removal</i>                  |                                  |                  | <i>- 2,08 kg</i>           | <i>2,63</i>   | <i>5,170</i>          |
| Leergewicht lt. Gewichtsberichtigung vom: <i>20.11.25</i>                                                                             |                                                   |                                  |                  | <i>790,52 kg</i>           | <i>2,394</i>  | <i>1897,189</i>       |
| Luftfahrzeug Kategorie                                                                                                                |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Verwendungsart                                                                                                                        |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Einsatzart                                                                                                                            |                                                   |                                  |                  |                            |               |                       |
| Aktuelles Leergewicht                                                                                                                 |                                                   | <i>790,52 kg</i>                 |                  |                            |               |                       |
| Zuladung                                                                                                                              |                                                   | <i>359,48 kg</i>                 |                  |                            |               |                       |
| Maximales Abflug-/Landegewicht                                                                                                        |                                                   | <i>1150 kg</i>                   |                  |                            |               |                       |

*LOAV* *20.11.25*  
Ort und Datum der Wiegung/Berichtigung

*[Signature]*  
Unterschrift  
AAC VOISLAU  
GA 87638  
Seitenschiff  
ATCAO.011

## **6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE**

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

6.4.1 - HEBELARME

6.4.2 - BELADUNGSDIAGRAMM

6.4.3 - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES

6.4.4 - ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH

6.4.5 - ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT

wie folgt zu verwenden:

1. Die Leermasse und das Leermassenmoment Ihres Flugzeugs dem Massen- und Schwerpunktbericht entnehmen und in die entsprechenden, mit "Ihre DA 40 D" überschriebenen Spalten der Tabelle 6.4.3 - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES eintragen.
2. Den Tankinhalt an den Tankanzeigen ablesen. Wenn eine Tankanzeige 15 US gal anzeigt, können beim Long Range Tank bis zu 19,5 US gal im Tank sein. Die genaue Menge muß in diesem Fall mit dem Kraftstoffkontrollmesser bestimmt werden.
3. Durch Multiplikation der einzelnen Massen mit den angegebenen Hebelarmen das Moment für jede Position der Zuladung bestimmen und diese Momente in die zugehörige Spalte in Tabelle 6.4.3 - BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES eintragen.
4. Die Massen und Momente der jeweiligen Spalten addieren. Die Gesamtmomente können auf ganze Zahlen gerundet werden. Der Hebelarm des Schwerpunkts wird berechnet, indem das Gesamtmoment durch die Gesamtmasse dividiert wird (Reihe 5 für den Zustand mit ausgeflogenen Tanks und Reihe 7 für den Zustand vor dem Start). Der resultierende Hebelarm muß innerhalb der Grenzwerte liegen.

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

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

**5. Graphische Methode:**

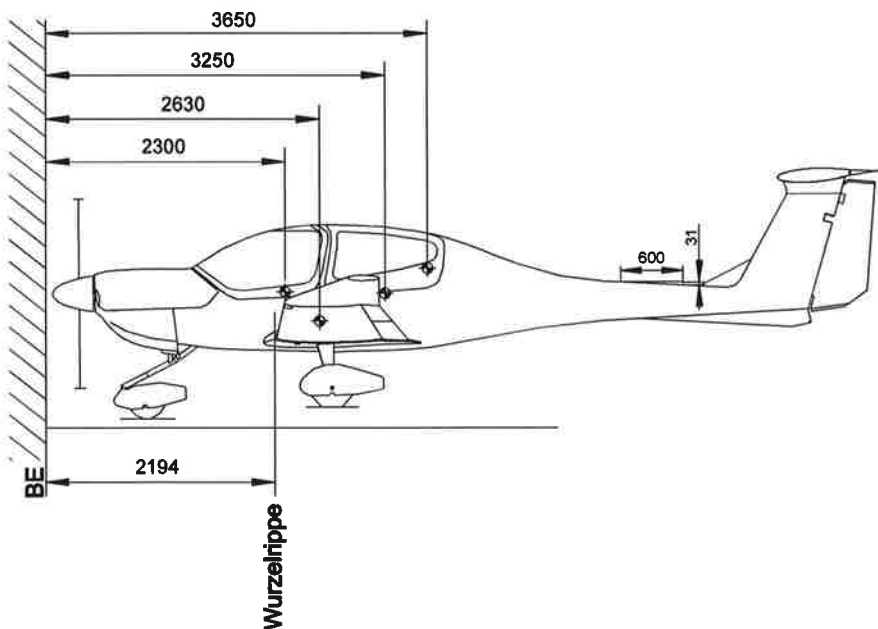
Zur Ermittlung der Momente wird Diagramm 6.4.2 - BELADUNGSDIAGRAMM herangezogen. Die Massen und Momente der einzelnen Positionen werden addiert. Anschließend wird im Diagramm 6.4.5 - ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT kontrolliert, ob das zur Gesamtmasse gehörende Gesamt-Moment im zulässigen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

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

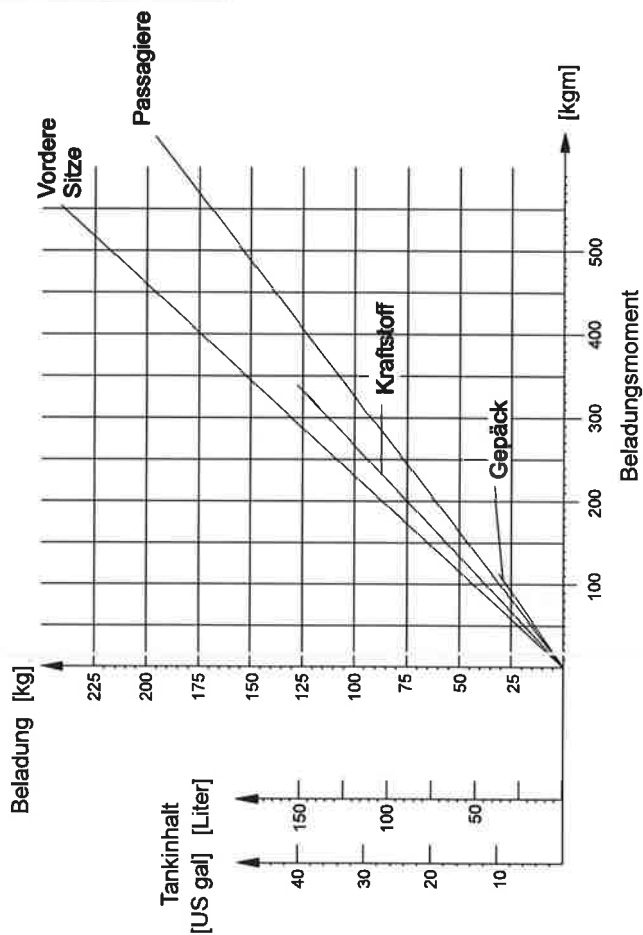
**6.4.1 HEBELARME**

Die wichtigsten Hebelarme, angegeben in Meter hinter BE:

- Vordere Sitze : 2,30 m
- Hintere Sitze : 3,25 m
- Flächentank : 2,63 m
- Gepäck : 3,65 m



#### 6.4.2 BELADUNGSDIAGRAMM



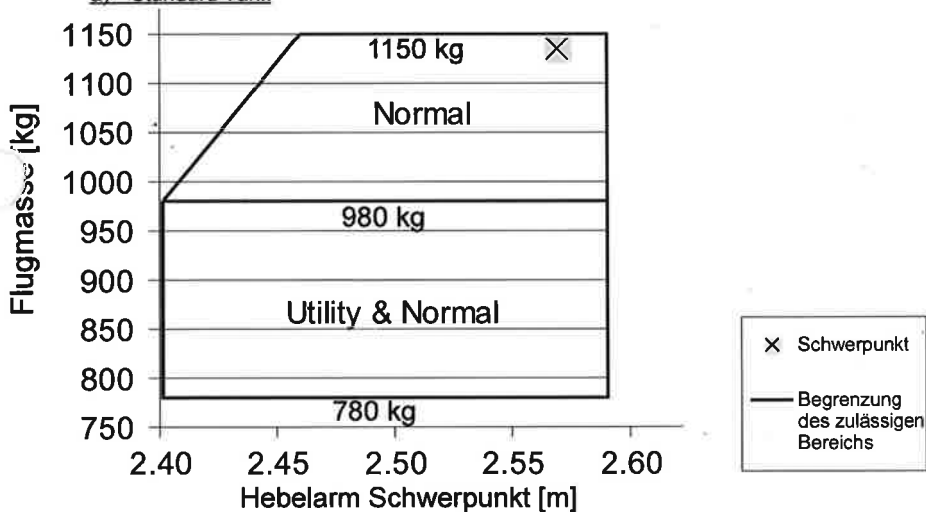
### 6.4.3 BERECHNUNG DES BELADUNGSZUSTANDES

#### a) Standard Tank

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

## b) Long Range Tank

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

**6.4.4 ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH****a) Standard Tank**

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

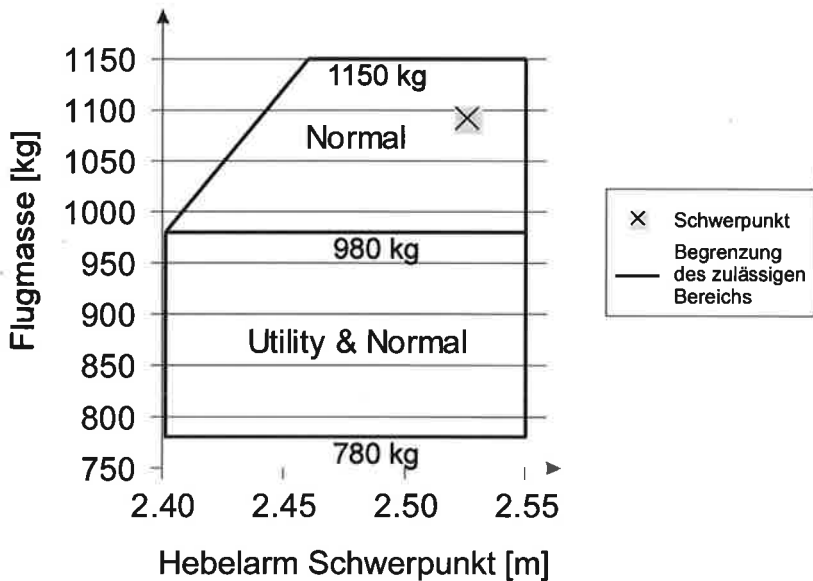
Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

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

Hinterste Flugmassenschwerpunktlage: 2,59 m hinter BE



## (b) Long Range Tank



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

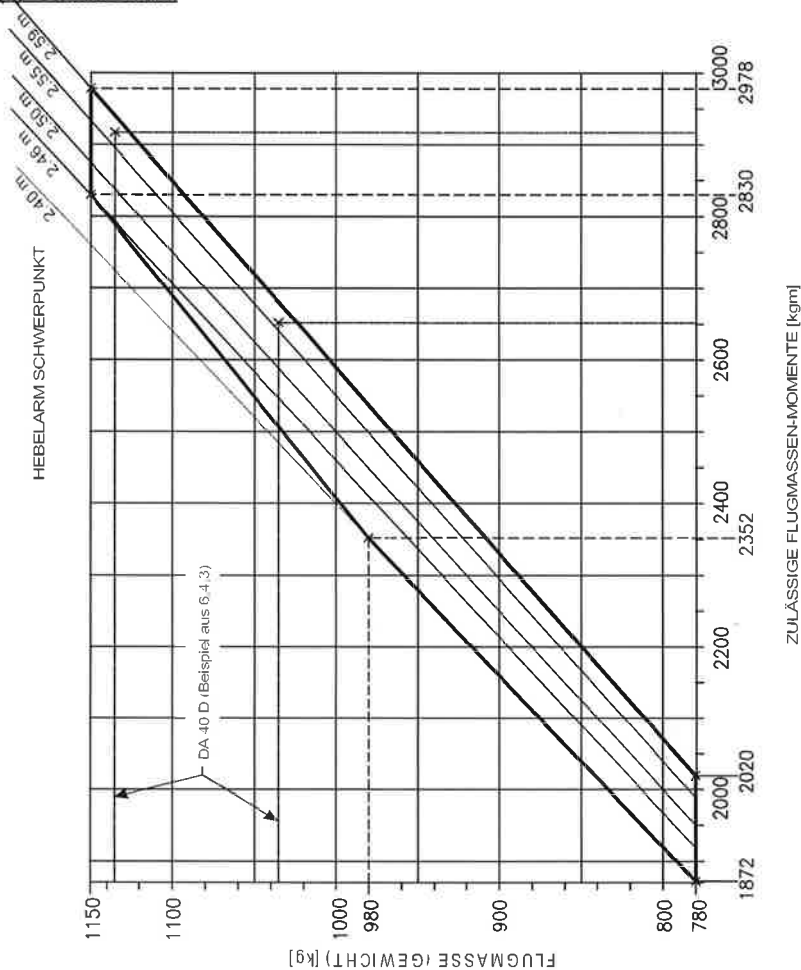
Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

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

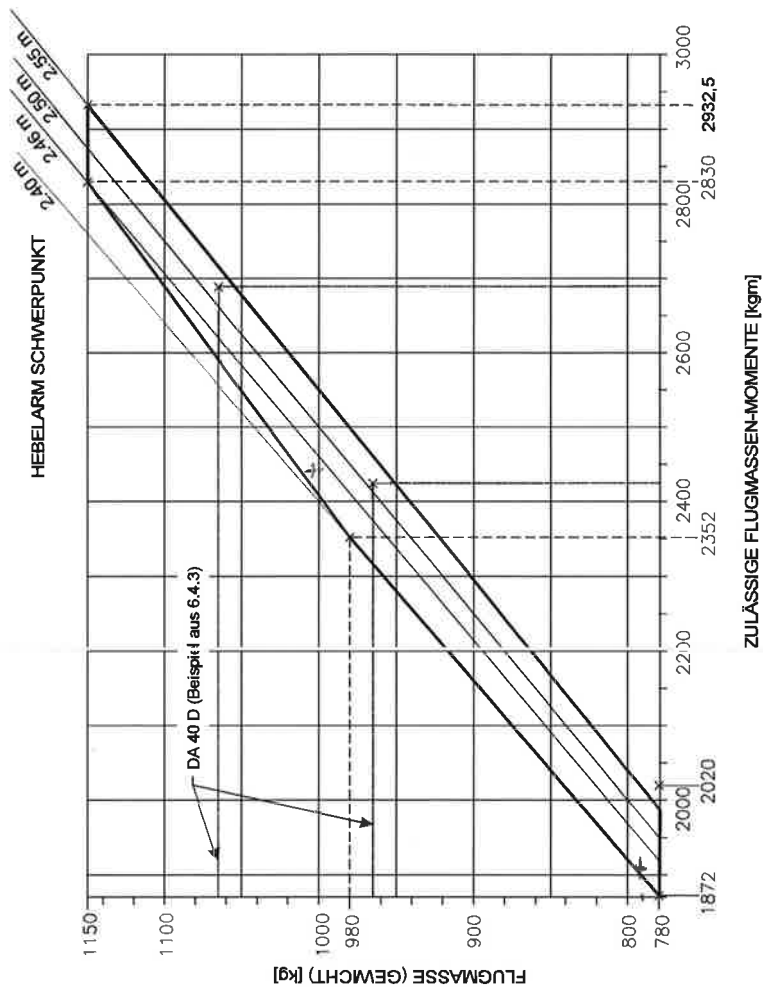
Hinterste Flugmassenschwerpunktlage: 2,55 m hinter BE

### 6.4.5 ZULÄSSIGER BEREICH FÜR DAS SCHWERPUNKTMOMENT

#### (a) Standard Tank



(b) Long Range Tank



DA 40 FHB



Temporäre Revision  
LED Lande- und  
Rollscheinwerfer

## 6.5 AUSRÜSTUNGLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS

Dok. Nr. 6.01.01

TR-OÄM  
40-362

17-Mai-2013

Seite 6-16a

## 6.5 AUSTRÜSTUNGSLISTE UND AUSTRÜSTUNGSVERZEICHNIS

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

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

### ANMERKUNG

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

| Flugzeug-Werknummer: D4.020 |                  | Kennzeichen: OE-KDI |                    | Datum: 15.01.2019 |           |
|-----------------------------|------------------|---------------------|--------------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                | Type             | Tellennr.           | Hersteller         | S/N               | eingebaut |
| <b>AVIONICS COOLING</b>     |                  |                     |                    |                   |           |
| Avionics cooling fan        | ACF314           | ACF314              | Sandia Aerospace   |                   | X         |
| Avionics cooling fan        | SAFE 328         | 305-467-00          | Sandia Aerospace   |                   |           |
| PFD cooling fan             | SAFE 128         | 305-468-00          | Sandia Aerospace   |                   |           |
| MFD cooling fan             | SAFE 128         | 305-468-00          | Sandia Aerospace   |                   |           |
| Avionics cooling fan        | Cyclon 21-3 Port | CRB6457             | Lone Star Aviation |                   |           |
| <b>COMMUNICATION</b>        |                  |                     |                    |                   |           |
| COMM 1 antenna              | DMC63-1/A        |                     | DM                 |                   | X         |
| COMM 2 antenna              | DMC63-2          |                     | DM                 |                   |           |
| COMM #1                     | GNS 430 VV       | 011-00280-10        | Garmin             | 97136903          | X         |
| COMM #1                     | GNS 530          | 011-00550-10        | Garmin             |                   |           |
| COMM #2                     | GNS 430          | 011-00280-10        | Garmin             |                   |           |
| Audio panel / Marker / ICS  | GMA 340          | 011-00401-10        | Garmin             |                   |           |
| ICS                         | PM1000 II        | 11922               | PS Engineering     |                   | X         |
| Headset, pilot              | Echelon 100      |                     | Telex              |                   |           |
| Headset, copilot            | Echelon 100      |                     | Telex              |                   |           |

| Flugzeug-Werknummer: D4.020   |              | Kennzeichen: OE-KDI             |             | Datum: 15.01.2019 |           |
|-------------------------------|--------------|---------------------------------|-------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                  | Type         | Tellernr.                       | Hersteller  | S/N               | eingebaut |
| Headset, RH pax               | Echelon 100  |                                 | Telex       |                   |           |
| Headset, LH pax               | Echelon 100  |                                 | Telex       |                   |           |
| Speaker                       | FRS8 /4 Ohms |                                 | Visaton     |                   |           |
| Handmic                       | 100TRA       | 62800-001                       | Telex       |                   |           |
|                               |              |                                 |             |                   |           |
|                               |              |                                 |             |                   |           |
| AUTOPILOT SYSTEM:             | KAP 140      |                                 | Bendix/King |                   |           |
| Flight computer               | KC 140       | 065-00176-5402(prior MSB40-018) | Bendix/King |                   |           |
| Flight computer               | KC 140       | 065-00176-7702(prior MSB40-018) | Bendix/King |                   |           |
| Flight computer               | KC 140       | 065-00176-5403(post MSB40-018)  | Bendix/King |                   |           |
| Flight computer               | KC 140       | 065-00176-7703(post MSB40-018)  | Bendix/King |                   |           |
| Flight computer               | KC 140       | 065-00176-7904                  | Bendix/King |                   |           |
| Pitch servo                   | KS 270 C     | 065-00178-2500                  | Bendix/King |                   |           |
| Pitch servo mount             | KM 275       | 065-00030-0000                  | Bendix/King |                   |           |
| Roll servo                    | KS 271 C     | 065-00179-0300                  | Bendix/King |                   |           |
| Roll servo mount              | KM 275       | 065-00030-0000                  | Bendix/King |                   |           |
| Trim servo                    | KS 272 C     | 065-00180-3500                  | Bendix/King |                   |           |
| Trim servo mount              | KM 277       | 065-00041-0000                  | Bendix/King |                   |           |
| Configuration module          | KCM 100      | 071-00073-5000                  | Bendix/King |                   |           |
| Sonalert                      | SC           | SC 628                          | Mallory     |                   |           |
| Control stick                 |              | DA4-2213-12-90                  | Diamond     |                   |           |
| CWS switch                    |              | 031-00514-0000                  | Bendix/King |                   |           |
| AP-Disc switch                |              | 031-00428-0000                  | Bendix/King |                   |           |
| Trim switch assy              |              | 200-09187-0000                  | Bendix/King |                   |           |
|                               |              |                                 |             |                   |           |
|                               |              |                                 |             |                   |           |
|                               |              |                                 |             |                   |           |
|                               |              |                                 |             |                   |           |
| ELECTRICAL POWER              |              |                                 |             |                   |           |
| Main battery                  | G-35         |                                 | Gill        |                   |           |
| Optional main battery         | CB-35AXC     | CB-35AXC                        | Concorde    |                   |           |
| ECU backup battery            | SLA Battery  | LC-RA1212P()1                   | Panasonic   |                   |           |
| Alternator excitation battery | SLA Battery  | LC-R121R3P()                    | Panasonic   |                   |           |
| External power connector      |              |                                 | Diamond     |                   |           |

DA 40 D FHB

Temporäre Revision  
RG-35AXC  
Hauptbatterie**6.5 AUSRÜSTUNGLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS****Folgende Ausrüstungsgegenstände werden hinzugefügt:**

| Flugzeug-Werknummer: 04.020 |          | Kennzeichen: CX-R01 |            | Datum: 15.04.14 |           |
|-----------------------------|----------|---------------------|------------|-----------------|-----------|
| Beschreibung                | Type     | Teilenr.            | Hersteller | S/N             | eingebaut |
| ELECTRICAL POWER            |          |                     |            |                 |           |
| Optional Main Battery       | RG-35AXC | RG-35AXC            | Concorde   |                 | ✓         |

Dok. Nr. 6.01.05

TR-OÄM  
40-384

02 Sep 2014

6-16a

| Flugzeug-Werknummer: D4.020           |            | Kennzeichen: OE-KDI       |                      | Datum: 15.01.2019 |           |
|---------------------------------------|------------|---------------------------|----------------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                          | Type       | Tellenr.                  | Hersteller           | S/N               | eingebaut |
| Voltage converter                     | RB-125     | RB125-BP31                | KGS Electronics      |                   |           |
| Emergency battery (28 pcs.)           | MN 1500 AA |                           | Duracell             |                   |           |
| Emergency battery                     |            | D4D-2560-93-00            | Diamond              |                   |           |
| ECU backup battery tester             |            | DAI-9024-00-01            | Diamond              |                   |           |
| DC/AC inverter                        | MD 26      | MD 26-14                  | Mid Continent        |                   |           |
| Voltage converter                     | RB-125     |                           | KGS Electronics      |                   |           |
|                                       |            |                           |                      |                   |           |
|                                       |            |                           |                      |                   |           |
| <b>EQUIPMENT</b>                      |            |                           |                      |                   |           |
| Safety bells, pilot                   |            | 5-01-1C0701-LH            | Schroth              |                   | X         |
| Safety belts, co-pilot                |            | 5-01-1C5701-RH            | Schroth              |                   | X         |
| Safety belts, RH pax                  |            | 5-01-1B0701-RH            | Schroth              |                   | X         |
| Safety belts, LH pax                  |            | 5-01-1B5701-LH            | Schroth              |                   | X         |
| ELT unit                              |            | E-01                      | ACK                  |                   |           |
| ELT remote unit                       |            | E0105                     | ACK                  |                   |           |
| ELT antenna                           |            | E0109                     | ACK                  |                   |           |
| ELT unit                              | JE2-NG     | JE2-1978-1NG              | Jolliet Electronique |                   |           |
| ELT remote unit                       |            | JE2-1978-16               | Jolliet Electronique |                   |           |
| ELT antenna                           |            | JE2-1978-73               | Jolliet Electronique |                   |           |
| ELT unit                              | C406-1     | 453-5002-( ) <sup>2</sup> | Artex                |                   |           |
| ELT remote switch                     |            | 345-6196-04               | Artex                |                   |           |
| ELT antenna                           |            | 110-338                   | Artex                |                   |           |
| ELT antenna                           |            | 110-773                   | Artex                |                   |           |
| Buzzer                                |            | 130-4004                  | Artex                |                   |           |
| ELT unit                              | ME 406     | 453-6603                  | Artex                |                   |           |
| ELT buzzer                            |            | 452-6505                  | Artex                |                   |           |
| Arm rest from semi hard integral foam |            | DA4-5210-50-91            | Diamond              |                   |           |
| Winter baffle                         |            | DA4-2157-00-00            | Diamond              |                   |           |
| Nose gear tie-down                    |            | DA4-1001-00-00            | Diamond              |                   |           |
| ELT Unit                              |            | E-04                      | ACK                  | 019639            | X         |
| ELT remote unit                       |            | E-04.5                    | ACK                  |                   | X         |
| Audio Alertter                        |            | E-04.7                    | ACK                  |                   | X         |
| <b>FLIGHT CONTROLS</b>                |            |                           |                      |                   |           |
| Stall warning horn assy               | "A"        | DA4-2739-10-00            | Diamond              |                   | X         |
| Stall warning horn assy               | "B"        | DA4-2739-10-00X01         | Diamond              |                   |           |
| Stall warning horn assy               | "C"        | DA4-2739-10-00X02         | Diamond              |                   |           |
| Stall warning horn assy               | "D"        | DA4-2739-10-00X03         | Diamond              |                   |           |



| Flugzeug-Werknummer: D4.020              |          | Kennzeichen: OE-KDI |            | Datum: 15.01.2019 |           |
|------------------------------------------|----------|---------------------|------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                             | Type     | Tellennr.           | Hersteller | S/N               | eingebaut |
| Stall warning horn assy                  | *E*      | DA4-2739-10-00X04   | Diamond    |                   |           |
| Stall warning horn assy                  | *F*      | DA4-2739-10-00X05   | Diamond    |                   |           |
| Flaps control unit (inst. panel)         |          | 500510              | Krutz      |                   |           |
| Flaps actuator assy                      |          | 500535              | Krutz      |                   | X         |
| Flaps actuator                           |          | DAI-9027-50-03      | Diamond    |                   | X         |
| Flap control unit (PCB)                  |          | DAI-9027-50-04      | Diamond    |                   |           |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
| <b>SAFETY EQUIPMENT</b>                  |          |                     |            |                   |           |
| Fire extinguisher, portable              |          | HAL1                | AIR Total  |                   | X         |
| Fire extinguisher, portable <sup>3</sup> |          | A 620 T             | Amerex     |                   |           |
| First aid kit                            |          |                     |            |                   | X         |
| Emergency axe                            |          | G45912              | Fiskars    |                   |           |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
| <b>FUEL</b>                              |          |                     |            |                   |           |
| Fuel transfer pump                       |          | 5100-00-15          | Dukes Inc. |                   | X         |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
| <b>HYDRAULIC</b>                         |          |                     |            |                   |           |
| Master cylinder                          |          | 10-54A              | Cleveland  |                   | X         |
| Parking valve                            |          | 60-5D               | Cleveland  |                   | X         |
| Brake assembly                           |          | 40-230R             | Cleveland  |                   | X         |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
|                                          |          |                     |            |                   |           |
| <b>INDICATING / REC. SYSTEM</b>          |          |                     |            |                   |           |
| Digital chronometer with OAT             | M803     |                     | Davtron    |                   |           |
| Flight timer                             |          | 85094-12            | Hobbs      |                   |           |
| Annunciator panel                        |          | WW-IDC 002          | White Wire |                   |           |
| Primary flight display (PFD)             | GDU 1040 | 011-00972-02        | Garmin     |                   |           |
| Multi function display (MFD)             | GDU 1040 | 011-00972-02        | Garmin     |                   |           |
| Primary flight display (PFD)             | GDU 1040 | 011-00972-03        | Garmin     |                   |           |
| Multi function display (MFD)             | GDU 1040 | 011-00972-03        | Garmin     |                   |           |
| Primary flight display (PFD)             | GDU 1040 | 011-00972-10        | Garmin     |                   |           |
| Multi function display (MFD)             | GDU 1040 | 011-00972-10        | Garmin     |                   |           |

**6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS**

*Die Ausrüstungsliste wird um folgende Zeile ergänzt:*

| Flugzeug Werknummer:    |      | Kennzeichen:   |              | Datum: |           |
|-------------------------|------|----------------|--------------|--------|-----------|
| Beschreibung            | Type | Teilnr.:       | Manufacturer | S/N    | eingebaut |
| SAFETY EQUIPMENT        |      |                |              |        |           |
| Emergency Egress Hammer |      | D67-2560-80-50 | Diamond      |        |           |

| Flugzeug-Werknummer: D4.020     |                  | Kennzeichen: OE-KDI |               | Datum: 15.01.2019 |           |
|---------------------------------|------------------|---------------------|---------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                    | Type             | Tellernr.           | Hersteller    | S/N               | eingebaut |
| <b>LIGHTS</b>                   |                  |                     |               |                   |           |
| Map/Reading light assy crew     |                  | W1461.0.010         | Rivoret       |                   | X         |
| Cabin light                     |                  | W1461.0.010         | Rivoret       |                   | X         |
| Instr./Radio lights dimmer assy |                  | WW-LCM 001          | White Wire    |                   | X         |
| Glareshield lamp assy           |                  | DA4-3311-10-01      | Diamond       |                   | X         |
| Glareshield lamp assy           |                  | DA4-3311-10-02      | Diamond       |                   |           |
| Glareshield light inverter      |                  | APVL314-8-3-L-18QF  | Quantaflex    |                   | X         |
| Glareshield light inverter      |                  | APVL314-8-3-L-15QF  | Quantaflex    |                   |           |
| Glareshield light inverter      |                  | APVL-314-4-1-L-5QF  | Quantaflex    |                   |           |
| Placards inverter               |                  | APVL314-8-3-L-5QF   | Quantaflex    |                   |           |
| Placard inverter                |                  | APVL-314-4-1-L-15QF | Quantaflex    |                   |           |
| Strobe/Pos. light assy LH       | A600-PRD-14      | 01-0790006-06       | Whelen        |                   | X         |
| Strobe/Pos. light assy RH       | A600-PGD-14      | 01-0790006-04       | Whelen        |                   | X         |
| Strobe light power supply LH/RH | A490ATS-CF-14/28 | 01-0770062-05       | Whelen        |                   | X         |
| Taxi light                      | 70346            | 01-0770346-00       | Whelen        |                   | X         |
| Landing light                   | 70346            | 01-0770346-00       | Whelen        |                   | X         |
| Electroluminescent lamp         | Quantaflex 1600  | D4D-1131-20-05      | Quantaflex    |                   | X         |
| Electroluminescent lamp         | Quantaflex 1600  | D4D-1131-21-07      | Quantaflex    |                   | X         |
| Electroluminescent lamp         | Quantaflex 1600  | D4D-1131-20-08      | Quantaflex    |                   | X         |
| Electroluminescent lamp         | Quantaflex 1600  | D4D-1131-20-09      | Quantaflex    |                   | X         |
| <b>NAVIGATION</b>               |                  |                     |               |                   |           |
| Pitot/Static probe head, heated |                  | DAI-9034-57-00      | Diamond       |                   | X         |
| P/S probe HTR fail sensor       |                  | D4D-3031-01-00      | Diamond       |                   | X         |
| Altimeter inHg/mbar, primary    |                  | 5934PD-3            | United Instr. |                   |           |
| Altimeter inHg/mbar, primary    | LUN 1128         | 1128-12B8           | Mikrotechna   | 0229007           | X         |
| Altimeter inHg/mbar, secondary  |                  | 5934PD-3            | United Instr. |                   |           |
| Altimeter inHg/mbar, secondary  | LUN 1128         | 1128-12B8           | Mikrotechna   | 0229001           | X         |
| Vertical speed indicator        |                  | 7000                | United Instr. |                   |           |
| Vertical speed indicator        | LUN 1144         | 1144-A2B3           | Mikrotechna   | 0229003           | X         |
| Airspeed indicator              |                  | 8025                | United Instr. | 182215            | X         |
| Airspeed indicator              | LUN 1116         | 1116-B2B3           | Mikrotechna   |                   |           |
| Magnetic compass                |                  | C2400L4P            | Airpath       |                   | X         |
| Directional gyro                | 4000B-31         | 1U262-002-42        | Sigma-Tek     | <del>T6486M</del> | X         |
| Directional gyro                | 4000C-17         | 1U262-042-3         | Sigma-Tek     |                   |           |

Masse/Schwerpunkt



DA 40 D FHB

| Flugzeug-Werknummer: D4.020      |                    | Kennzeichen: OE-KDI     |                      | Datum: 15.01.2019   |           |
|----------------------------------|--------------------|-------------------------|----------------------|---------------------|-----------|
| Beschreibung                     | Type               | Tellernr.               | Hersteller           | S/N                 | eingebaut |
| Altitude indicator               | 1100-14LK(0D)      | 504-0110-926            | BF-Goodrich          |                     |           |
| Altitude indicator               | 1100-14LK(-2D)     | 504-0110-927            | BF-Goodrich          |                     |           |
| Altitude indicator, secondary    | 1100-14LK(0D)      | 504-0110-926            | BF-Goodrich          |                     |           |
| Altitude indicator, secondary    | 1100-14LK(-2D)     | 504-0110-927            | BF-Goodrich          |                     |           |
| Altitude indicator               | LUN 1241           | 1241.A4Y4W              | Mikrotechna          | <del>0220004</del>  | X         |
| Altitude indicator               | LUN 1241           | 1241.C4Y4W              | Mikrotechna          | <del>2206-181</del> | X         |
| Turn coordinator w/o AP pickup   | 1394T100(-3Z)      |                         | Electric Gyro Corp.  |                     |           |
| Turn coordinator                 | 1394T100(-12RZ)    |                         | Mid Continent Instr. |                     |           |
| Turn coordinator *               | 1394T100(-12RA)    |                         | Mid Continent        |                     |           |
| Turn coordinator                 | 1394T100(-12RB)    |                         | Mid Continent        |                     |           |
| Transponder                      | <del>GTX 327</del> | <del>011-00400-00</del> | <del>Garmin</del>    | <del>00711313</del> | X         |
| Transponder                      | GTX 328            | 011-01684-00            | Garmin               |                     |           |
| Transponder                      | GTX 330            | 011-00455-00            | Garmin               |                     |           |
| XPDR antenna                     | KA60               | 071-01591-0001          | Bendix/King          |                     | X         |
| XPDR antenna                     | KA 61              | 071-00221-0010          | Bendix/King          |                     |           |
| Altitude digitizer               | SAE5-35            | 305154-00               | Sandia Aerospace     |                     | X         |
| NAV antenna coupler              | CI507              |                         | Comant               |                     | X         |
| dual NAV/dual GS antenna coupler | CI 1125            |                         | Comant               |                     |           |
| VOR/LOC/GS antenna               | CI157P             |                         | Comant               |                     | X         |
| NAV/COM/GPS #1                   | GNS 430 W          | 011-00280-10            | Garmin               | 97136903            | X         |
| NAV/COM/GPS #1                   | GNS 530            | 011-00550-10            | Garmin               |                     |           |
| NAV/COM/GPS #2                   | GNS 430            | 011-00280-10            | Garmin               |                     |           |
| CDI, VOR/LOC/GS                  | GI 106A            | 013-00049-01            | Garmin               | <del>H22641</del>   | X         |
| CDI, VOR/LOC/GS #2               | GI 106A            | 013-00049-01            | Garmin               |                     |           |
| GPS antenna #1                   | GA 56              | 011-00134-00            | Garmin               |                     |           |
| GPS antenna #2                   | GA 56              | 011-00134-00            | Garmin               |                     |           |
| GPS annunciation                 | MD41-1484          |                         | Mid Continent        |                     |           |
| GPS antenna                      | GA 35              | 013-00235-00            | Garmin               |                     | X         |
| GPS antenna                      | GA 35              | 013-00235-00            | Garmin               |                     |           |
| Compass system C/O               | KCS 55A            |                         | Bendix/King          |                     |           |
| Slave gyro                       | KG 102 A           | 060-00015-0000          | Bendix/King          |                     |           |
| HSI                              | KI 525A            | 066-03046-0007          | Bendix/King          |                     |           |
| Slaving unit                     | KA 51B             | 071-01242-0000          | Bendix/King          |                     |           |
| Flux valve                       | KMT 112            | 071-01052-0000          | Bendix/King          |                     |           |
| Marker antenna                   | CI102              |                         | Comant               |                     |           |
| DME                              | KN 62A             | 066-01068-0004          | Bendix/King          |                     |           |
| DME antenna                      | KA60               | 071-01174-0000          | Bendix/King          |                     |           |
| DME antenna                      | KA61               | 071-00221-0010          | Bendix/King          |                     |           |

Seite 6 - 20

Revision 6

31-Jul-2013

Dok. Nr. 6.01.05

DA 40 D FHB



Masse/Schwerpunkt

| Flugzeug-Werknummer: D4.020         |               | Kennzeichen: OE-KDI    |                    | Datum: 15.01.2019 |           |
|-------------------------------------|---------------|------------------------|--------------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                        | Type          | Tellernr.              | Hersteller         | S/N               | eingebaut |
| ADF                                 | KR87          | 066-01072-0004         | Bendix/King        |                   |           |
| ADF antenna                         | KA44B         | 071-01234-0000         | Bendix/King        |                   |           |
| ADF indicator                       | KI227         | 066-03063-0001         | Bendix/King        |                   |           |
| Stormscope                          | WX-500        | 805-11500-001          | Goodrich           |                   |           |
| Stormscope antenna                  | NY-163        | 805-10930-001          | Goodrich           |                   |           |
| Audio panel / marker / ICS          | GMA 1347      | 011-00809-00           | Garmin             |                   |           |
| Backup altimeter                    |               | 5934PD-3               | United Instruments |                   |           |
| Backup airspeed indicator           | 8025          | 8025-B.833             | United Instruments |                   |           |
| Backup artificial horizon           | 4300          | 4300-206               | Mid Continent      |                   |           |
| Emergency compass                   | PG2           | PG2C-12V               | SIRS Navigation    |                   |           |
| OAT probe                           | GTP 59        | 011-00978-00           | Garmin             |                   |           |
| Digital air data system             | GDC 74A       | 011-00882-00           | Garmin             |                   |           |
| Digital air data system             | GDC 74A       | 011-00882-10           | Garmin             |                   |           |
| Integrated avionics #1              | GIA 63        | 011-00781-01           | Garmin             |                   |           |
| Integrated avionics #2              | GIA 63        | 011-00781-01           | Garmin             |                   |           |
| Integrated avionics #1              | GIA 63W       | 011-01105-20           | Garmin             |                   |           |
| Integrated avionics #2              | GIA 63W       | 011-01105-20           | Garmin             |                   |           |
| Transponder                         | GTX 33        | 011-00779-10           | Garmin             |                   |           |
| Attitude / Heading reference system | GRS 77        | 011-00868-00           | Garmin             |                   |           |
| Attitude / Heading reference system | GRS 77        | 011-00868-10           | Garmin             |                   |           |
| Magnetometer                        | GMU 44        | 011-00870-00           | Garmin             |                   |           |
| Magnetometer                        | GMU 44        | 011-00870-10           | Garmin             |                   |           |
| ADF receiver                        | RA 3502-(01)  | 0576.786-912           | Becker             |                   |           |
| ADF/RMI converter                   | AC 3504-(01)  | 0576.808-912           | Becker             |                   |           |
| ADF antenna                         | AN3500        | 0576.816-912           | Becker             |                   |           |
| DME                                 | KN 63         | 066-1070-01            | Bendix/King        |                   |           |
|                                     |               |                        |                    |                   |           |
|                                     |               |                        |                    |                   |           |
|                                     |               |                        |                    |                   |           |
| VACUUM                              |               |                        |                    |                   |           |
| Vacuum regulating valve             | 2H3-2         |                        | Parker             |                   |           |
| Suction gauge                       |               | 5001                   | Varga              |                   |           |
| Pneumatic filter                    | 1J7-2         |                        | Parker             |                   |           |
|                                     |               |                        |                    |                   |           |
|                                     |               |                        |                    |                   |           |
| ENGINE                              | TAE-125-01    | 02-7200-14001R(*)      | Thielert           |                   |           |
| ENGINE                              | TAE-125-01    | 02-7200-14005R5        | Thielert           |                   |           |
| ENGINE                              | TAE-125-02-99 | 125-02-99-(0001)-(01)  | Thielert           |                   |           |
| ENGINE CONTROL UNIT                 | ECU           | 02-7610-55001R(*)      | Thielert           |                   |           |
| Dok. Nr. 6.01.05                    |               | Revision 6 31-Jul-2013 |                    | Seite 6 - 21      |           |

| Flugzeug-Werknummer: D4.020    |                | Kennzeichen: OE-KDI                 |                 | Datum: 15.01.2019 |           |
|--------------------------------|----------------|-------------------------------------|-----------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                   | Type           | Teilennr.                           | Hersteller      | S/N               | eingebaut |
| ENGINE CONTROL UNIT            | ECU            | 02-7610-55180R(*)                   | Thielert        |                   |           |
| ENGINE CONTROL UNIT            | ECU            | 02-7610-E000101 <sup>5</sup>        | Thielert        |                   |           |
|                                | ECU            | 05-7610-E0001 02 <sup>6</sup>       | Thielert        |                   |           |
|                                | ECU Firmware 7 |                                     | Thielert        |                   |           |
|                                | ECU Mapping 7  |                                     | Thielert        |                   |           |
| ENGINE                         | TAE 125-02-114 | 05-7200-K001802                     | Technify Motors | 02-02-11068       | X         |
| ENGINE CONTROL UNIT            | ECU            | 05-7611-E001904                     | Technify Motors | 44380             | X         |
|                                |                |                                     | see Supplement  |                   |           |
| ENGINE EXHAUST                 |                |                                     |                 |                   |           |
| Exhaust pipe                   |                | 600400                              | Diamond         |                   |           |
| Muffler                        |                | D4D-7807-10-00                      | Diamond         |                   |           |
| Muffler                        | LA 50          | 50-7810-H000301                     | Langer          |                   | X         |
|                                |                |                                     |                 |                   |           |
|                                |                |                                     |                 |                   |           |
| ENGINE INDICATING              |                |                                     |                 |                   |           |
| Compact engine display         | CED-125        | 02-7730-5501-(01)-(01)              | Thielert        |                   |           |
| Compact engine display         | TAE-CED-125    | 02-7730-5501-(06)-(02) <sup>6</sup> | Thielert        |                   | X         |
| Auxiliary engine display       | AED-125        | 02-7730-5503-(01)-(01)              | Thielert        |                   | X         |
| Auxiliary engine display       | AED-125        | 02-7730-5503-(02)-(02)              | Thielert        | 3452              | X         |
| Engine / Airframe unit         | GEA 71         | 011-00831-00                        | Garmin          |                   |           |
|                                |                |                                     |                 |                   |           |
|                                |                |                                     |                 |                   |           |
| PROPELLER                      | MTV SA 187-120 |                                     | mt-Propeller    | 08544             | X         |
|                                | MTV SA 187-120 |                                     |                 | 00126             | X         |
| LANDING GEAR                   |                |                                     | see Supplement  |                   |           |
| LANDING GEAR STANDARD FAIRINGS |                |                                     |                 |                   |           |
| MLG wheel fairing LH           |                | D41-3213-91-00                      | Diamond         |                   |           |
| MLG wheel fairing RH           |                | D41-3213-92-00                      | Diamond         |                   |           |
| NLG wheel pant shell LH        |                | D41-3223-91-00_1                    | Diamond         |                   |           |
| NLG wheel pant shell RH        |                | D41-3223-92-00_1                    | Diamond         |                   |           |
|                                |                |                                     |                 |                   |           |
| LANDING GEAR SPEEDKIT          |                |                                     |                 |                   |           |
| MLG speed cover LH             |                | DA4-3219-27-00_1                    | Diamond         |                   |           |
| MLG speed cover RH             |                | DA4-3219-28-00_1                    | Diamond         |                   |           |

DA 40 D FHB



Temporäre Revision

Neue ECU

P/N 05-7611-001904

**Betroffene Kapitel:**

**6.5 AUSRÜSTUNGLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS**

***Folgender Ausrüstungsgegenstand wird hinzugefügt:***

| Flugzeug-Werknummer: <i>34.020</i> |      | Kennzeichen: <i>GF-KB1</i> |            | Datum: <i>18.08.13</i> |           |
|------------------------------------|------|----------------------------|------------|------------------------|-----------|
| Beschreibung                       | Type | Teilenr.                   | Hersteller | S/N                    | eingebaut |
| <i>ENGINE</i>                      |      |                            |            |                        |           |
| ENGINE CONTROL UNIT                | ECU  | 05-7611-001904             | Technify   |                        |           |

Dok. Nr. 6.01.05

TR-MÄM  
40-771

01 Jul 2014

6-22a

DA 40 D FHB



Masse/Schwerpunkt

| Flugzeug-Werknummer: D4.020                                   |      | Kennzeichen: OE-KDI |            | Datum: 15.01.2019 |           |
|---------------------------------------------------------------|------|---------------------|------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                                                  | Type | Tellenr.            | Hersteller | S/N               | eingebaut |
| MLG sheet cover LH                                            |      | DA4-3219-25-00      | Diamond    |                   |           |
| MLG sheet cover RH                                            |      | DA4-3219-26-00      | Diamond    |                   |           |
| MLG cover speed LH                                            |      | DA4-3219-21-00      | Diamond    |                   |           |
| MLG cover speed RH assembly                                   |      | D4D-3219-12-00      | Diamond    |                   |           |
| MLG strut cover LH                                            |      | DA4-3219-23-00      | Diamond    |                   |           |
| MLG strut cover RH                                            |      | DA4-3219-24-00      | Diamond    |                   |           |
| NLG wheel pant shell LH                                       |      | D41-3223-91-00_1    | Diamond    |                   |           |
| NLG wheel pant shell RH                                       |      | D41-3223-92-00_1    | Diamond    |                   |           |
| NLG strut cover                                               |      | DA4-3229-29-00      | Diamond    |                   |           |
| LANDING GEAR SMALL TIRES AND FAIRINGS                         |      |                     |            |                   |           |
| MLG wheel fairing assy small tire LH                          |      | DA4-3215-91-00      | Diamond    |                   |           |
| MLG wheel fairing assy small tire RH                          |      | DA4-3215-92-00      | Diamond    |                   |           |
| NLG wheel fairing shell LH                                    |      | DA4-3225-91-00      | Diamond    |                   |           |
| NLG wheel fairing shell RH                                    |      | DA4-3225-92-00      | Diamond    |                   |           |
| Bracket assy LH MLG wheel fairing                             |      | DA4-3215-31-00      | Diamond    |                   |           |
| Bracket assy RH MLG wheel fairing                             |      | DA4-3215-32-00      | Diamond    |                   |           |
| Brake cover MLG wheel frame LH                                |      | DA4-3215-93-00      | Diamond    |                   |           |
| Brake cover MLG wheel frame RH                                |      | DA4-3215-94-00      | Diamond    |                   |           |
| NLG strut fairing assy                                        |      | DA4-3227-90-00      | Diamond    |                   |           |
| LANDING GEAR SMALL TIRES AND FAIRINGS WITH MAINTENANCE ACCESS |      |                     |            |                   |           |
| MLG wheel fairing assy access door LH                         |      | DA4-3215-91-00X01   | Diamond    |                   |           |
| MLG wheel fairing assy access door RH                         |      | DA4-3215-92-00X01   | Diamond    |                   |           |
| NLG wheel fairing shell LH                                    |      | DA4-3225-91-00X01   | Diamond    |                   |           |
| NLG wheel fairing shell RH                                    |      | DA4-3225-92-00      | Diamond    |                   |           |
| Bracket assy LH MLG wheel fairing                             |      | DA4-3215-31-00      | Diamond    |                   |           |
| Bracket assy RH MLG wheel fairing                             |      | DA4-3215-32-00      | Diamond    |                   |           |
| Brake cover MLG wheel frame LH                                |      | DA4-3215-93-00      | Diamond    |                   |           |
| Brake cover MLG wheel frame RH                                |      | DA4-3215-94-00      | Diamond    |                   |           |
| NLG strut fairing assy                                        |      | DA4-3227-90-00      | Diamond    |                   |           |
|                                                               |      |                     |            |                   |           |
|                                                               |      |                     |            |                   |           |
|                                                               |      |                     |            |                   |           |

Dok. Nr. 6.01.05

Revision 6

31-Jul-2013

Seite 6 - 23



| Flugzeug-Werknummer: D4.020          |      | Kennzeichen: OE-KDI |            | Datum: 15.01.2019 |           |
|--------------------------------------|------|---------------------|------------|-------------------|-----------|
| Beschreibung                         | Type | Teilenr.            | Hersteller | S/N               | eingebaut |
| TANK SYSTEM                          |      |                     |            |                   |           |
| Standard tank chamber <sup>1</sup>   |      | D4D-2817-21 (22)-00 | Diamond    |                   | X         |
| Long range tank chamber <sup>1</sup> |      | D4D-2807-23-00      | Diamond    |                   |           |
|                                      |      |                     |            |                   |           |
|                                      |      |                     |            |                   |           |
|                                      |      |                     |            |                   |           |
| FLUGHANDBUCH                         |      | Dok. Nr 6.01.05     | Diamond    |                   |           |
|                                      |      |                     |            |                   |           |

(\*).....gültiger Revisionsstand

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

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

Die Einträge 'Taxi light' and 'Landing light' werden wie folgt geändert:

| Airplane Serial No.:  |         | Registration: |              | Date: |           | Mass |      | Lever Arm |       |
|-----------------------|---------|---------------|--------------|-------|-----------|------|------|-----------|-------|
| Description           | Type    | Part No.      | Manufacturer | SIN   | Installed | lb   | kg   | in        | m     |
| LIGHTS                |         |               |              |       |           |      |      |           |       |
| Halogen Taxi light    | 7034601 | 01-0770346-01 | Whelen       |       |           | 0.28 | 0.13 | 79.920    | 2.030 |
| Halogen Landing light | 7034601 | 01-0770346-01 | Whelen       |       |           | 0.28 | 0.13 | 79.920    | 2.030 |
|                       |         |               |              |       |           |      |      |           |       |
|                       |         |               |              |       |           |      |      |           |       |
|                       |         |               |              |       |           |      |      |           |       |
|                       |         |               |              |       |           |      |      |           |       |
|                       |         |               |              |       |           |      |      |           |       |
|                       |         |               |              |       |           |      |      |           |       |



**Die folgenden Einträge werden in die bestehende Liste eingefügt:**

[illegible]

|                  |             |               |               |
|------------------|-------------|---------------|---------------|
| Doc. No. 6.01.01 | 17-Mar-2013 | TR-OÄM 40-362 | Seite 6 - 24b |
|------------------|-------------|---------------|---------------|

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

Ort: \_\_\_\_\_ Datum: \_\_\_\_\_ Unterschrift: \_\_\_\_\_

Bewußt freigelassen.

[absichtlich freigelassen]

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
AFMS für TAE 125-02-114 beachten

## KAPITEL 7

# BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

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

## **7.1 EINFÜHRUNG**

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

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

## **7.2 FLUGWERK**

### Rumpf

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

### Tragflächen

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

### Leitwerk

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

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 7 - 2 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|



### 7.3 STEUERUNGSANLAGE

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

#### Querruder

Aufbau: CFK/GFK Sandwich

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

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

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

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

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

### Klappen

**Aufbau:** CFK/GFK Sandwich

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

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

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

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

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

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

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 7 - 4 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|

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 Seitenruder-Anschlägen für Vollausschlag, mit 4 Schrauben am hinteren Steg der Seitenruderflosse befestigt; das Gegenstück am Seitenruder ist ein Beschlag, der mit 2 Schrauben am Ruder befestigt ist. Die Befestigungsschrauben und Bolzen sind einer Sichtkontrolle zugänglich.

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

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

Höhenruder-Trimmung

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

Rad nach vorne drehen = kopflastig

Rad nach hinten drehen = schwanzlastig

Pedalverstellung**ANMERKUNG**

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

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

*Vorstellen:*

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

*Zurückstellen:*

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

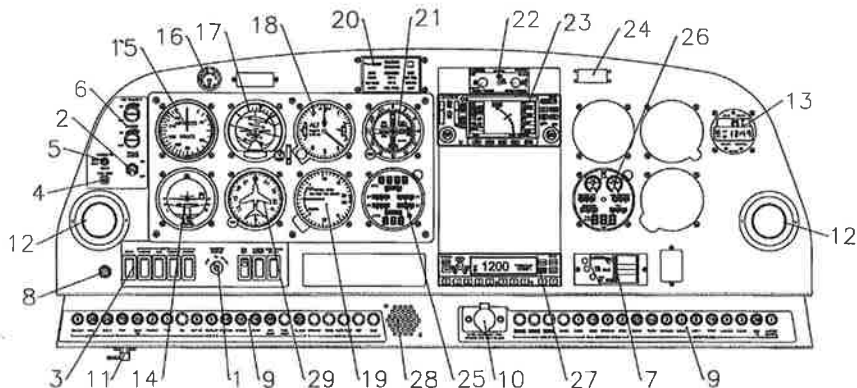
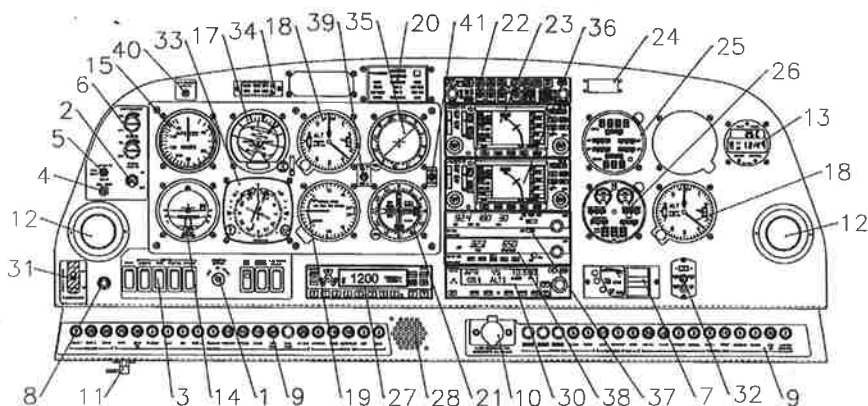
## 7.4 INSTRUMENTENBRETT

### Instrumentenbrettvarianten

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

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

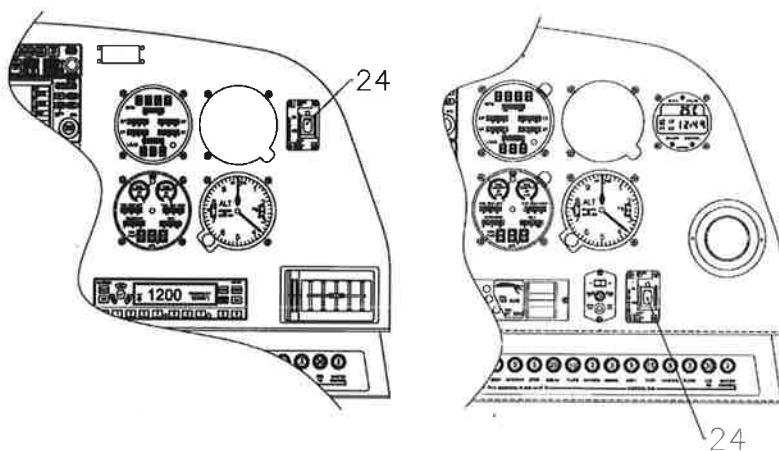
- \*) Bezeichnungen und Abkürzungen, die zur Kennzeichnung der elektrischen Sicherungen verwendet werden, sind im Abschnitt 1.5 - BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN im Flughandbuch erläutert.


**VFR Instrumentenbrett (Muster)**

**IFR Instrumentenbrett (Muster)**

### Cockpitbelüftung

Die Lüftung vorne wird an den schwenkbaren Lüftungsdüsen (12) beim Instrumentenbrett geöffnet. Des weiteren befinden sich links und rechts neben den vorderen Sitzen im Überrollbügel und im Mittelsteg über den Köpfen der Passagiere kugelförmige Lüftungsdüsen, die durch Drehen an deren Kranz geöffnet und geschlossen werden.

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





## 7.5 FAHRWERK

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

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

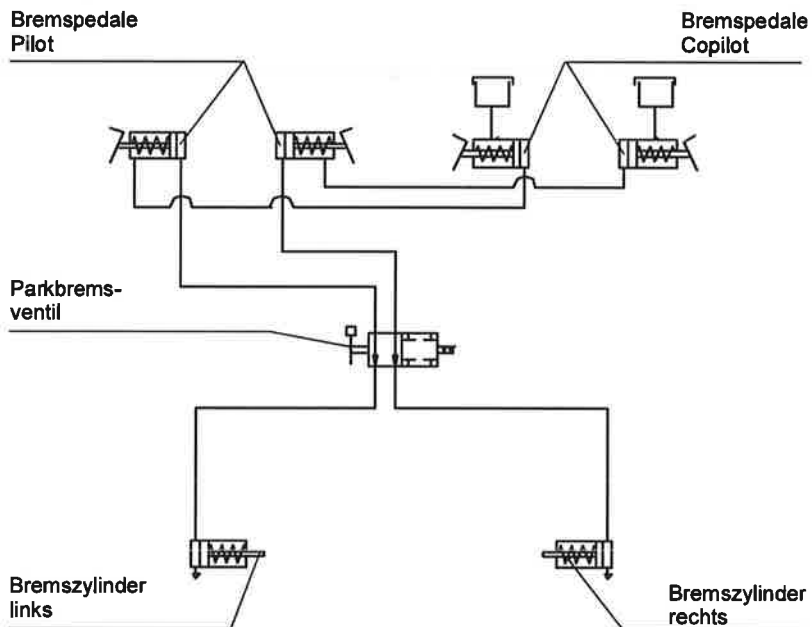
### Radbremse

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

### Parkbremse

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

Systemskizze Hydraulik



## **7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE**

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

Die Sitze sind mit herausnehmbaren Polstern und energieabsorbierenden Schaumelementen ausgestattet.

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

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

## **7.7 GEPÄCKRAUM**

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

## **7.8 KABINENHAUBEN UND INNENRAUM**

### Vordere Kabinenhaube

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

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

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

### **WARNUNG**

Das Flugzeug darf mit der vorderen Kabinenhaube in Stellung "Kühlspalt" nur am Boden betrieben werden. Vor dem Start muß die vordere Haube vollständig geschlossen und verriegelt sein.

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

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

## **7. DESCRIPTION OF THE AIRPLANE AND ITS SYSTEMS**

### **7.8 CANOPY, PASSENGER DOOR AND CABIN INTERIOR**

#### **7.8.1 CANOPY**

*The following paragraph is amended to read:*

The canopy is closed by pulling down on the canopy frame. The canopy is latched with the canopy handle on the left hand side of the canopy frame. On latching, bolts engage into mating holes in plastic blocks.

"Cooling gap" position: The bolts are able to engage in a second setting to leave a gap under the canopy.

The canopy can be locked by a key lock on the left side near the outside canopy handle by turning the key clockwise. The closed and locked canopy can be unlatched from inside by pulling the lever inside of the canopy handle.

### **WARNING**

The airplane may be operated with the canopy in the "cooling gap" position on the ground only. Before take-off the canopy must be completely closed and latched.

Do not lock the canopy with the key before flight to assure emergency evacuation from outside.

A window on the left and right hand side of the canopy can be opened for additional ventilation or as an emergency window.

*The following warnings and paragraphs are amended to read:*

### **7.8.2 PASSENGER DOOR**

The passenger door is closed in the same way, by pulling down on the passenger door frame or on the handle (if installed). The passenger door is latched with the passenger door handle. A gas pressure damper prevents the passenger door from dropping; in strong winds the assembly must be securely held. The passenger door is protected against unintentional opening by the safety hook.

The passenger door can be locked by a key lock on the left side near the outside passenger door handle by turning the key clockwise. The closed and locked passenger door can be unlatched from inside by pulling the lever inside of the passenger door handle.

### **WARNING**

Do not lock the passenger door with the key before flight to assure emergency access from outside.

Hintere Kabinenhaube

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

Die hintere Kabinenhaube kann mit einem Schloß auf der linken Seite neben dem Haubenöffnungsgriff durch Drehen des Schlüssels im Uhrzeigersinn versperrt werden. Die geschlossene und versperrte Haube kann von innen durch Ziehen des Hebels innerhalb des Haubenöffnungsgriffes geöffnet werden. Zur besseren Handhabung ist zusätzlich ein Griff montiert.

**WARNUNG**

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

Heizung und Lüftung

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

|                                        |       |   |                           |
|----------------------------------------|-------|---|---------------------------|
| Linker Hebel:                          | oben  | = | Heizung ein (ON)          |
|                                        | unten | = | Heizung aus (OFF)         |
| Mittlerer Hebel:<br>(Luftverteilhebel) | oben  | = | Lüftung Scheibe (DEFROST) |
|                                        | unten | = | Lüftung Fußraum (FLOOR)   |

### Notaxt

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

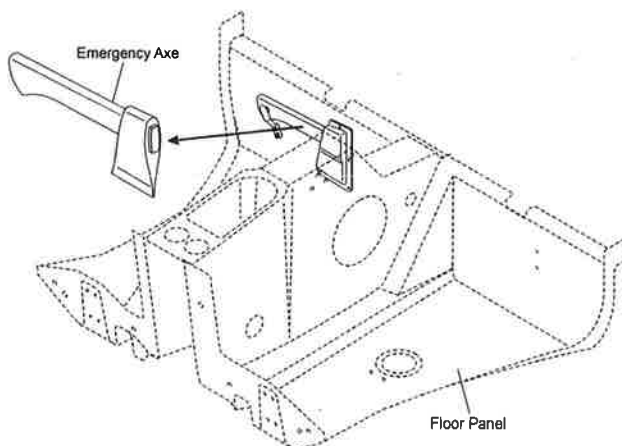
Wenn sich die Kabinenhaube in einem Notfall nicht öffnen lässt, kann die Notaxt verwendet werden, um die Kabinenhaube aufzubrechen.

### **WARNUNG**

Verletzen sie keine Personen, wenn sie die Notaxt verwenden.

### **WARNING**

Achtung vor scharfen Kanten und Splintern der zerstörten Kabinenhaube.





## 7.8 KABINENHAUBE, KABINENTÜR UND INNENRAUM

*Der folgende Paragraph wird hinzugefügt:*

### Not - Ausstiegshammer

- Wenn OÄM 40-401 umgesetzt ist, befindet sich ein Not - Ausstiegshammer an der Bodenplatte unter dem Co-Pilotensitz.
- Wenn sich die Kabinenhaube in einem Notfall nicht öffnen läßt, kann der Not - Ausstiegshammer verwendet werden, um die Kabinenhaube aufzubrechen.

### **WARNUNG**

Verletzen Sie keine Personen, wenn Sie den Not - Ausstiegshammer verwenden.

### **WARNING**

Achtung vor scharfen Kanten und Splintern der zerstörten Kabinenhaube.

## **7.9 TRIEBWERK**

### **7.9.1 MOTOR, ALLGEMEINES**

Thielert Aircraft Engines TAE125:

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

Hubraum:

TAE 125-01: 1689 cm<sup>3</sup>

TAE 125-02-99: 1991 cm<sup>3</sup>

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

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

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

## **7.9.2 BEDIENELEMENTE**

### **Leistungshebel**

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

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

Hebel vorne (MAX) = Maximale Leistung

Hebel hinten (IDLE) = Leerlauf

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

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

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

**WARNUNG**

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

**ELECTRIC MASTER**

Der Schlüssel kann in drei Positionen geschaltet werden:

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

**ENGINE MASTER**

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

**ECU SWAP**

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

### ECU TEST

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

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

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

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

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

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

Alternate Air

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

Hinweisschild am Bedienhebel, gedrückte Position des Hebels:

**ALTERNATE AIR**

Hinweisschild am Bedienhebel, sichtbar bei gezogenem Hebel:

**ALTERNATE AIR  
ON**

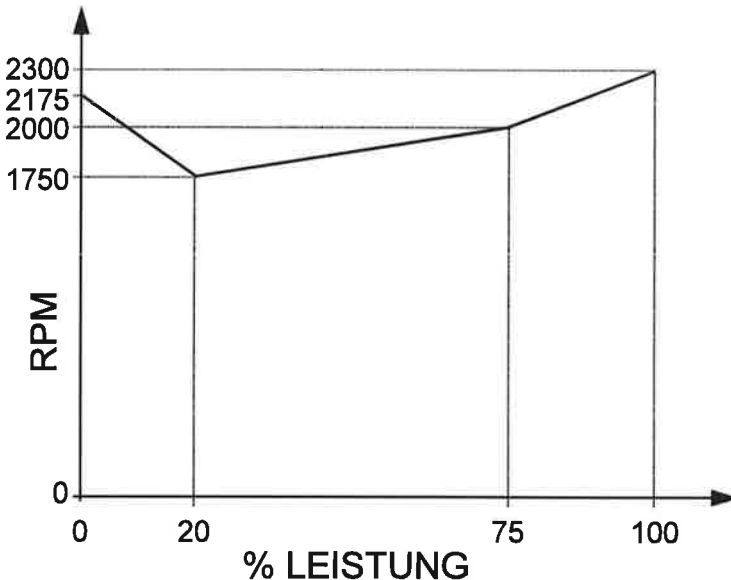
### 7.9.3 PROPELLER

Eingebaut ist ein hydraulisch geregelter 3-Blatt Constant Speed-Propeller der Firma mt-Propeller, Typ MTV-6-A/187-129. Es werden Holz-Composite-Blätter mit faserverstärktem Kunststoffmantel und Edelstahlkantenschutz verwendet. Die Vorderkante ist in der Nähe der Propellernabe mit einer selbstklebenden PU-Folie geschützt. Die Konstruktion ergibt geringstes Gewicht bei höchster Sicherheit gegen Schwingungen.

#### Propellerregelung

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

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



**WICHTIGER HINWEIS**

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

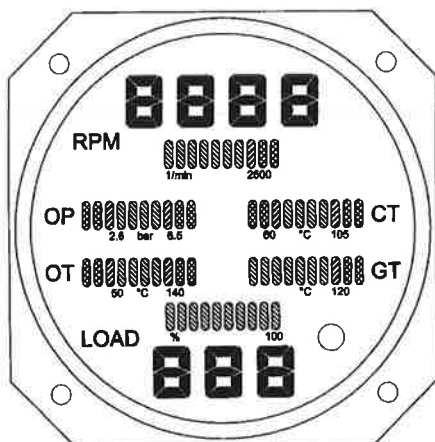
**WARNUNG**

Den Propeller niemals von Hand drehen.



#### 7.9.4 MOTORINSTRUMENTE

##### Motorhauptinstrument (CED 125)

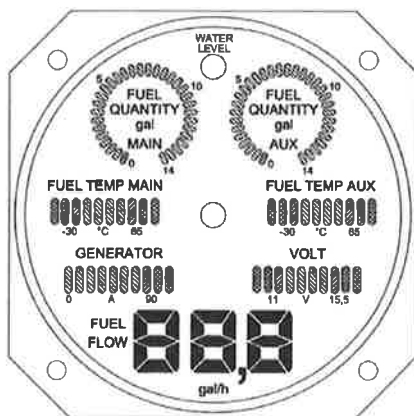


#### ANMERKUNG

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

##### Anzeigen am Motorhauptinstrument CED 125

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

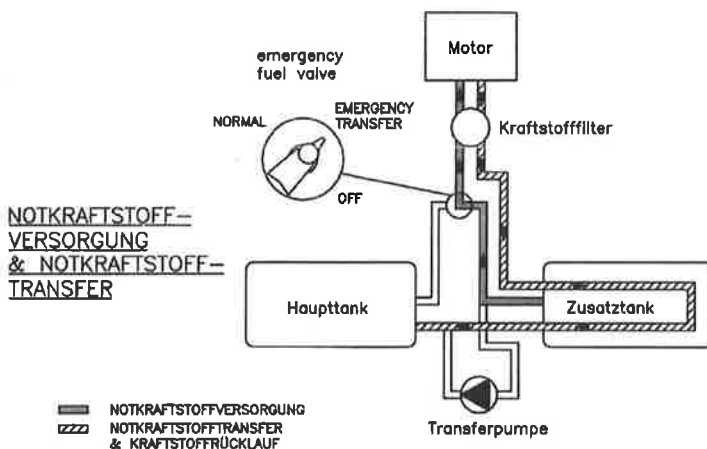
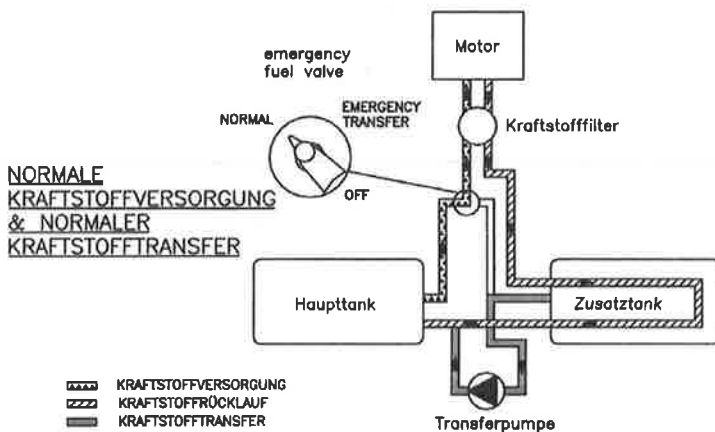
Motorzusatzinstrument (AED 125)


Kraftstoffmenge:  
2 digits = ca. 1 US gal

Anzeigen am Motorzusatzinstrument AED 125

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

### 7.9.5 KRAFTSTOFFSYSTEM



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

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

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

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

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

### WICHTIGER HINWEIS

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

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 7 - 27 |
|------------------|------------|-------------|--------------|

### Emergency Fuel Valve

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

### Kraftstofftanks

#### *MAIN-Tank (Haupttank, linker Flügel):*

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

#### *AUX-Tank (Zusatztank, rechter Flügel):*

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

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

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

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

#### Long Range Tank

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

Ist die Tankanzeige auf Null, befindet sich nur mehr der nicht ausfliegbare Kraftstoff im Tank. Die ausfliegbare Menge eines jeden Tanks beträgt 19,5 US gal, die größte angezeigte Menge beträgt jedoch 15 US gal. Die Anzeige bis 15 US gal im Tank ist genau, bei einer Kraftstoffmenge im Tank von mehr als 15 US gal bleibt die Anzeige auf 15 US gal.

#### **ANMERKUNG**

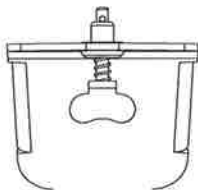
Wenn der 'Long Range Tank' eingebaut ist und bei einer Anzeige von 15 US gal ist die tatsächliche Menge im Tank mit dem Kraftstoff-Kontrollmesser festzustellen. Wird auf diese Messung verzichtet, so ist die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht, 15 US gal.

### Kraftstoffkühler

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

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

### Kraftstoffkühler Winterblech:

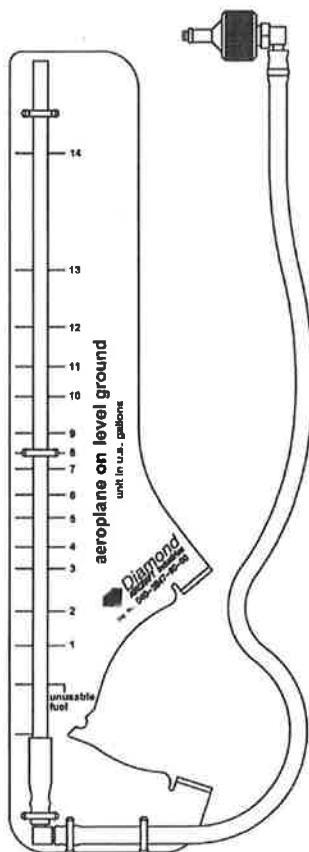


Kraftstoff-Kontrollmesser für den Standardtank

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

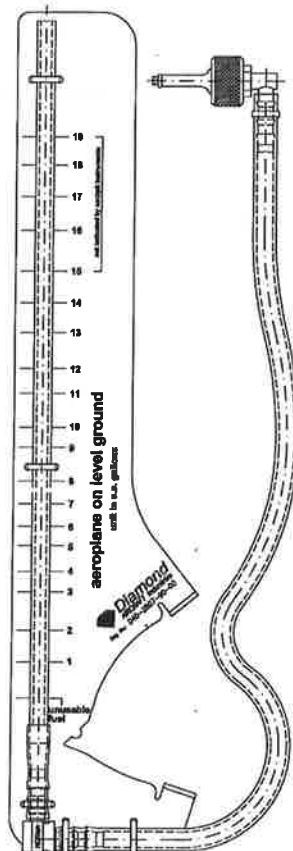
Für eine genaue Anzeige muß das Flugzeug auf horizontalem Untergrund stehen.

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





Kraftstoff-Kontrollmesser für den Long Range-Tank



## 7.9 TRIEBWERK

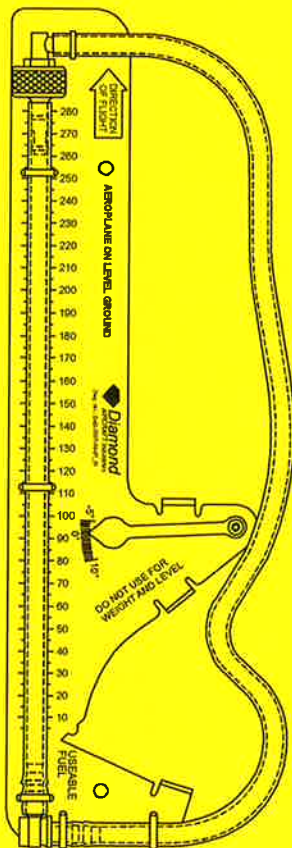
### 7.9.5 KRAFTSTOFFSYSTEM

*Das Folgende wird nach den bestehenden Einträgen zu den Kraftstoff-Kontrollmessern hinzugefügt:*

#### | Kraftstoff-Kontrollmesser II

- | Für eine genaue Messung muss das Flugzeug auf einer horizontalen Fläche stehen und die Flügel waagrecht ausgerichtet sein.
- | Der Kraftstoff-Kontrollmesser II besitzt einen zusätzlichen Winkelmesser zur Messung des Anstellwinkels. Der Kraftstoff-Kontrollmesser II wird auf dem Rumpfrohr unmittelbar vor dem Seitenleitwerk aufgelegt. Der Kraftstoff-Kontrollmesser II muss auf seine ganze Länge auf dem Rumpfrohr aufliegen. Der Anstellwinkel wird am Winkelmesser abgelesen und damit die genaue Kraftstoffmenge mit Hilfe der folgenden Tabellen ermittelt.

Die Skizze wird hinzugefügt:



Kraftstoff - Kontrollmesser II

**Folgende Tabellen werden hinzugefügt:**

**Standard Tank**

| Kraftstoff-Kontrollmesser II Anstellwinkelmessung |         |         |         |         | Ausfliegbare Kraftstoffmenge |       |
|---------------------------------------------------|---------|---------|---------|---------|------------------------------|-------|
| 1°                                                | 2°      | 3°      | 4°      | 5°      | US gal                       | Liter |
| up to 5                                           | up to 5 | up to 5 | up to 5 | up to 5 | 0                            | 0     |
| 25                                                | 21      | 16      | 12      | 6       | 1                            | 3.8   |
| 47                                                | 37      | 28      | 20      | 10      | 2                            | 7.6   |
| 72                                                | 58      | 45      | 32      | 30      | 3                            | 11.3  |
| 83                                                | 75      | 55      | 48      | 40      | 4                            | 15.1  |
| 90                                                | 87      | 78      | 71      | 55      | 5                            | 18.9  |
| 105                                               | 97      | 90      | 80      | 73      | 6                            | 22.7  |
| 112                                               | 107     | 98      | 92      | 83      | 7                            | 26.5  |
| 123                                               | 115     | 108     | 103     | 95      | 8                            | 30.3  |
| 135                                               | 128     | 120     | 112     | 105     | 9                            | 34.1  |
| 145                                               | 137     | 130     | 124     | 112     | 10                           | 37.8  |
| 160                                               | 152     | 145     | 137     | 130     | 11                           | 41.6  |
| 175                                               | 168     | 157     | 150     | 143     | 12                           | 45.4  |
| 192                                               | 188     | 180     | 172     | 165     | 13                           | 49.2  |
| 225                                               | 215     | 208     | 202     | 192     | 14                           | 53.0  |

Long Range Tank

| Kraftstoff-Kontrollmesser II Anstellwinkelmessung |         |         |         |         | Ausfliegbare Kraftstoffmenge |       |
|---------------------------------------------------|---------|---------|---------|---------|------------------------------|-------|
| 1°                                                | 2°      | 3°      | 4°      | 5°      | US gal                       | Liter |
| up to 5                                           | up to 5 | up to 5 | up to 5 | up to 0 | 0                            | 0     |
| 35                                                | 25      | 16      | 8       | 1       | 1                            | 3.8   |
| 45                                                | 36      | 30      | 20      | 15      | 2                            | 7.6   |
| 65                                                | 48      | 40      | 35      | 28      | 3                            | 11.3  |
| 75                                                | 68      | 55      | 47      | 39      | 4                            | 15.1  |
| 92                                                | 80      | 72      | 66      | 55      | 5                            | 18.9  |
| 110                                               | 90      | 78      | 70      | 65      | 6                            | 22.7  |
| 118                                               | 108     | 95      | 87      | 77      | 7                            | 26.5  |
| 130                                               | 123     | 110     | 100     | 90      | 8                            | 30.3  |
| 140                                               | 132     | 115     | 102     | 95      | 9                            | 34.1  |
| 148                                               | 136     | 129     | 122     | 113     | 10                           | 37.8  |
| 162                                               | 149     | 138     | 130     | 118     | 11                           | 41.6  |
| 174                                               | 158     | 150     | 138     | 131     | 12                           | 45.4  |
| 180                                               | 171     | 162     | 156     | 146     | 13                           | 49.2  |
| 185                                               | 180     | 175     | 166     | 156     | 14                           | 53.0  |
| 200                                               | 195     | 184     | 176     | 168     | 15                           | 56.8  |
| 217                                               | 205     | 196     | 189     | 181     | 16                           | 60.6  |
| 232                                               | 220     | 215     | 204     | 196     | 17                           | 64.4  |
| 248                                               | 238     | 230     | 221     | 214     | 18                           | 68.1  |

Kraftstofftemperatur:

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

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

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

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

Kraftstoffart:

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

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

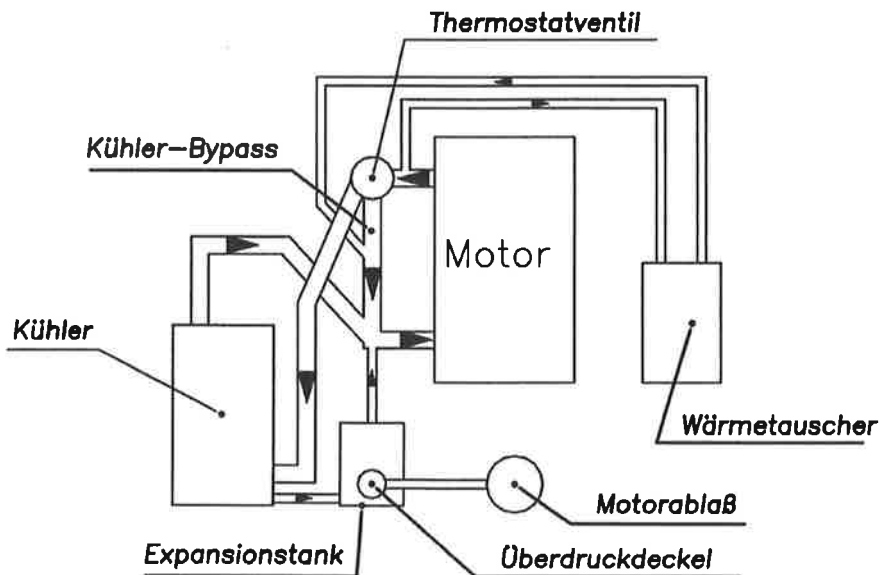
### **ANMERKUNG**

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

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 7 - 34 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

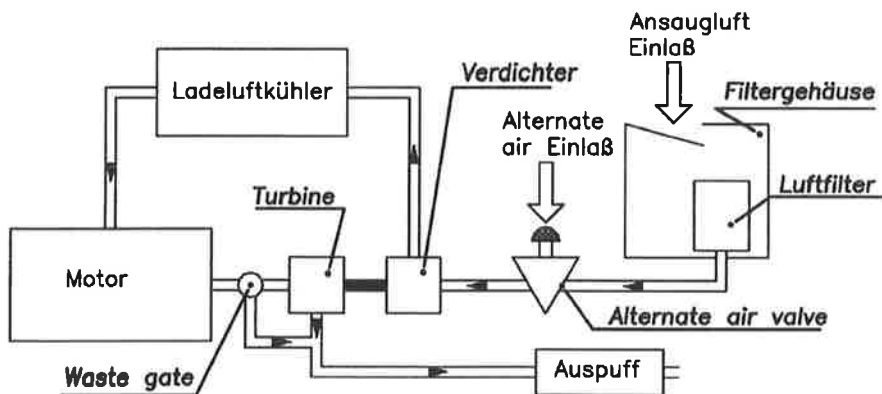
### 7.9.6 KÜHLSYSTEM

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





### 7.9.7 TURBOLADERSYSTEM



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

### 7.9.8 ÖLSYSTEME

Der Motor hat zwei unabhängige Ölsysteme.

#### Schmiersystem (Motor und Turbolader)

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

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

#### Getriebe- und Propellerreglerölsystem

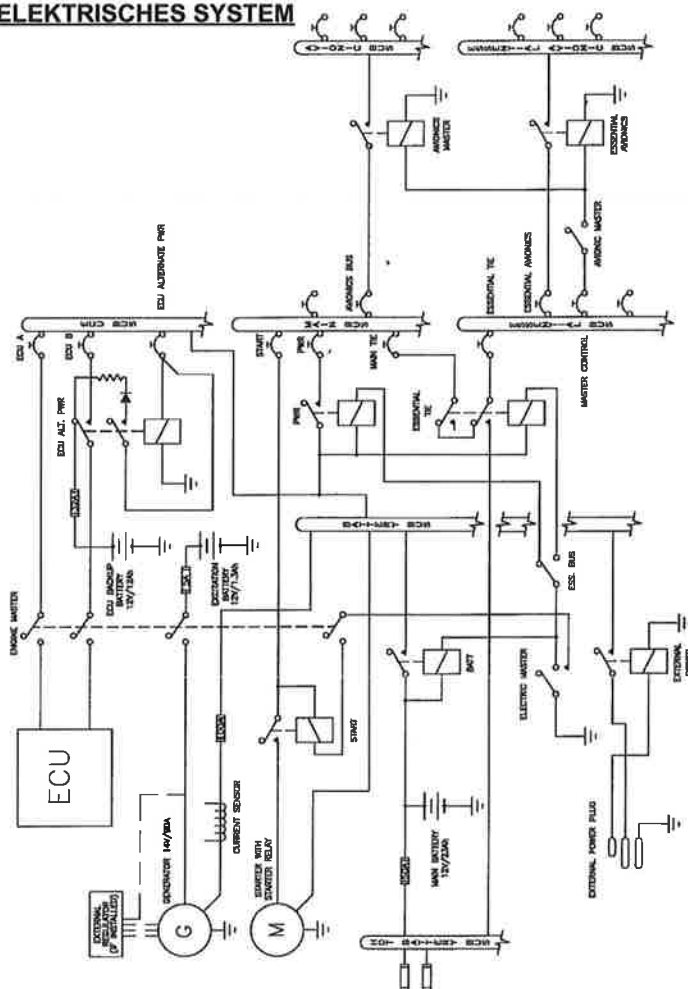
Der zweite Ölkreislauf dient der Getriebebeschmierung sowie dem Propellerreglersystem zur Einstellung des Propellers.

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

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

## 7.10 ELEKTRISCHES SYSTEM



### 7.10.1 ALLGEMEINES

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

- Stromerzeuger
- Stromspeicher
- Stromverteiler
- Stromverbraucher

#### Stromerzeuger

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

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

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

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

#### Generatorsteuerung

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

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

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

#### Stromspeicher

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

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

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

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

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

Stromverteilung

Die Stromverteilung erfolgt über den 'Hot Battery Bus', den 'Battery Bus', den 'ECU Bus', den 'Main Bus', den 'Essential Bus', den 'Avionic Bus' und den 'Essential Avionic Bus'.

*'Hot Battery Bus':*

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

*'Battery Bus':*

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

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

*'ECU Bus':*

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

*'Main Bus':*

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

*'Essential Bus':*

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

Elektrische Verbraucher

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

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

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 7 - 42 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

### Spannungsanzeige

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

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

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

### Ampèremeter

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

### Lande- und Rollscheinwerfer

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

### Positions- und Zusammenstoßwarnlichter

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

### Flutlicht (Flood Light)

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

### Instrumentenbeleuchtung

|                  |            |             |              |
|------------------|------------|-------------|--------------|
| Dok. Nr. 6.01.05 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Seite 7 - 43 |
|------------------|------------|-------------|--------------|



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

#### Pitotrohr-Heizung

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

**7.10.2 MOTORSTEUERUNGSEINHEIT / ECU****Motorsteuerung und -regelung**

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

Eingebaute Sensoren sind:

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

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

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

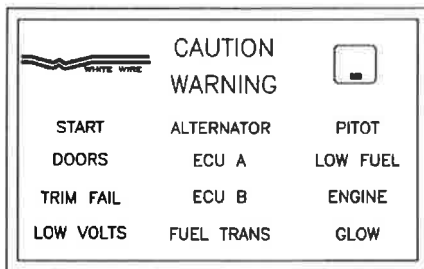
Folgende Signale werden zu dem im Instrumentbrett eingebauten Annunciator Panel übertragen:

- Glühkerzen aktiv
- Status ECU A
- Status ECU B

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

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

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



#### Test des Annunciator Panels

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

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

#### Anzeige von Warnungen

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

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

#### *Tür-Warnung (DOORS)*

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

#### *Starter-Warnung (START)*

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

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

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

#### *Trimmungs-Warnung (TRIM FAIL)*

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

#### Anzeige von Vorwarnungen

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

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

***Generator-Vorwarnung (ALTERNATOR)***

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

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

***Unterspannungs-Vorwarnung (LOW VOLTS)***

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

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

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

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

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

***Vorwarnung für niedrige Kraftstoffmenge (LOW FUEL)***

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

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

#### *Pitotrohr-Vorwarnung (PITOT)*

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

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

#### *Vorwarnung für Motorparameter (ENGINE)*

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

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

#### Zustandsleuchten

##### *Kraftstofftransferpumpen-Zustandsleuchte (FUEL TRANS)*

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

##### *Glühkerzen-Zustandsleuchte (GLOW)*

Diese Zustandsleuchte leuchtet auf, solange die Glühkerzen aktiv sind.

### **7.11 STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM**

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

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

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

### **7.12 ÜBERZIEHWARNUNG**

- Das Unterschreiten einer Geschwindigkeit, die etwa 10 bis Minimum 5 Knoten über der Überziehggeschwindigkeit liegt, wird durch ein Horn signalisiert, das sich im Instrumentenbrett befindet. Das Horn wird umso lauter, je näher man der Überziehggeschwindigkeit kommt. Sog an einer Bohrung in der linken Flügelnase aktiviert das Horn über eine Schlauchleitung. Die Bohrung für die Überziehwarnung im linken Flügel ist durch einen roten Ring markiert.

### **7.13 AVIONIK**

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



## KAPITEL 8

# HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Bitte Ergänzungen im Kapitel 9  
AFMS für TAE 125-02-114 beachten

|                                                   | Seite |
|---------------------------------------------------|-------|
| 8.1 EINFÜHRUNG .....                              | 8-2   |
| 8.2 WARTUNGSINTERVALLE FÜR DAS FLUGZEUG .....     | 8-2   |
| 8.3 ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG ..... | 8-3   |
| 8.4 HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT ..... | 8-3   |
| 8.4.1 RANGIEREN AM BODEN OHNE SCHLEPPGABEL .....  | 8-3   |
| 8.4.2 RANGIEREN AM BODEN MIT SCHLEPPGABEL .....   | 8-4   |
| 8.4.3 PARKEN .....                                | 8-6   |
| 8.4.4 VERANKERN .....                             | 8-8   |
| 8.4.5 HOCHHEBEN .....                             | 8-8   |
| 8.4.6 AUSRICHTEN .....                            | 8-8   |
| 8.4.7 STRASSENTRANSPORT .....                     | 8-9   |
| 8.5 REINIGUNG UND PFLEGE .....                    | 8-10  |
| 8.5.1 LACKOBERFLÄCHEN .....                       | 8-10  |
| 8.5.2 KABINENHAUBEN .....                         | 8-11  |
| 8.5.3 PROPELLER .....                             | 8-11  |
| 8.5.4 MOTOR .....                                 | 8-11  |
| 8.5.5 INNENRAUM .....                             | 8-11  |
| 8.6 ENTEISUNG AM BODEN .....                      | 8-12  |

## **8.1 EINFÜHRUNG**

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

## **8.2 WARTUNGSINTERVALLE FÜR DAS FLUGZEUG**

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

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

### **WICHTIGER HINWEIS**

Außerplanmäßige Wartungen sind erforderlich nach:

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

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

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 8 - 2 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|

### **8.3 ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG**

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

### **8.4 HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT**

#### **8.4.1 RANGIEREN AM BODEN OHNE SCHLEPPGABEL**

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

#### 8.4.2 RANGIEREN AM BODEN MIT SCHLEPPGABEL

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



**WARNUNG**

Die Schleppgabel muß vor dem Anlassen des Motors entfernt werden.

**WICHTIGER HINWEIS**

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

**ANMERKUNG**

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

### **8.4.3 PARKEN**

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

#### **Rudersperre**

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

### **WARNUNG**

Die Rudersperre muß vor dem Flug entfernt werden.

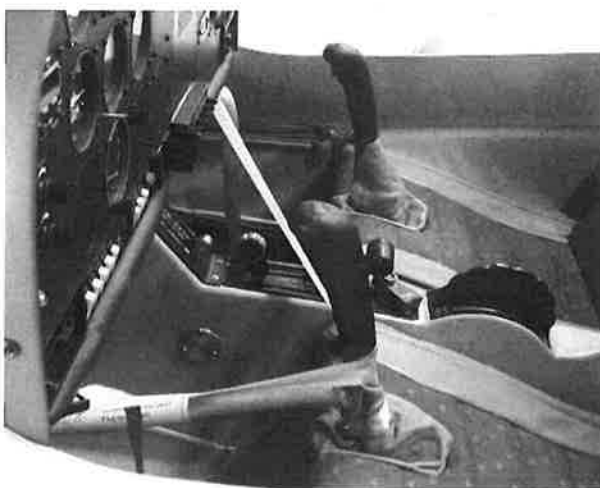
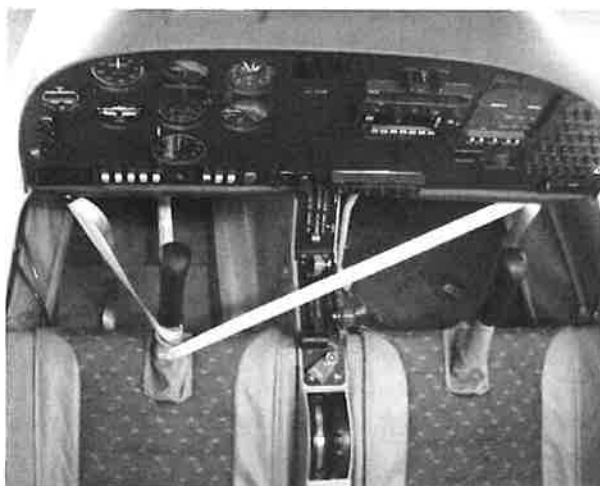
Die Rudersperre wird wie folgt eingesetzt:

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

Der Ausbau erfolgt in umgekehrter Reihenfolge.

### **ANMERKUNG**

Es wird empfohlen die Haube abzudecken, wenn das Flugzeug außen, in direkter Sonneneinstrahlung und bei einer Außentemperatur von mehr als +25 °C geparkt wird, um eine übermäßige Erwärmung innerhalb des Instrumentenbretts zu vermeiden, was eine Beschädigung der Instrumente bewirken könnte. Eine solche Abdeckung kann von Diamond Aircraft Industries bezogen werden, Teilenummer S\_30172.



**8.4.4 VERANKERN**

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

**8.4.5 HOCHHEBEN**

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

**8.4.6 AUSRICHTEN**

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

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



### **8.4.7 STRASSENTRANSPORT**

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

#### ***1. Rumpf:***

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

#### ***2. Flügel:***

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

Der Flügel ist gegen Verrutschen nach hinten abzusichern.

#### ***3. Höhenleitwerk:***

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

## **8.5 REINIGUNG UND PFLEGE**

### **WICHTIGER HINWEIS**

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

### **WICHTIGER HINWEIS**

Starke Verschmutzung verschlechtert die Flugleistungen.

#### **8.5.1 LACKOBERFLÄCHEN**

Die gesamte Oberfläche des Motorflugzeugs ist mit witterungsbeständigem weißem Zweikomponentenlack lackiert. Trotzdem wird empfohlen, das Flugzeug gegen Nässe und Feuchtigkeit zu schützen und nicht für lange Zeit im Freien abzustellen.

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

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

|              |            |             |                  |
|--------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 8 - 10 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|--------------|------------|-------------|------------------|

### **8.5.2 KABINENHAUBEN**

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

### **8.5.3 PROPELLER**

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

#### **Oberfläche**

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

### **8.5.4 MOTOR**

Wird im Rahmen der Wartung erledigt.

### **8.5.5 INNENRAUM**

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

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

## 8.6 ENTEISUNG AM BODEN

Zugelassene Enteisungsflüssigkeiten sind:

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

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

## KAPITEL 9

### ERGÄNZUNGEN

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

## **9.1 ALLGEMEINES**

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

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

In 9.2 - VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN sind alle zugelassenen Ergänzungen aufgeführt.

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

|             |            |             |                  |
|-------------|------------|-------------|------------------|
| Seite 9 - 2 | Revision 6 | 31-Jul-2013 | Dok. Nr. 6.01.05 |
|-------------|------------|-------------|------------------|

**9.2 VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN**

| Flugzeug-Werknr.: <i>D4.020</i> Kennz.: <i>OE-KDI</i> Datum: |                                                               |             |             |                                     |                                     |
|--------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------|-------------|-------------|-------------------------------------|-------------------------------------|
| Erg.<br>Nr.                                                  | Titel                                                         | Rev.<br>Nr. | Datum       | vorhanden                           |                                     |
|                                                              |                                                               |             |             | JA                                  | NEIN                                |
| A2                                                           | Intercomm-Anlage,<br>Model PM 1000 II<br>PS Engineering, Inc. | 0           | 11-Nov-2002 | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/>            |
| A9                                                           | ADF, KR 87<br>Bendix/King                                     | 2           | 17-Feb-2003 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| A10                                                          | DME, KN 62 A<br>Bendix/King                                   | 2           | 17-Feb-2003 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| A11                                                          | Kompaßsystem, KCS 55 A<br>Bendix King                         | 3           | 17-Feb-2003 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| A13                                                          | Autopilot-System, KAP 140<br>Bendix/King                      | 1           | 26-Mai-2003 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| A17                                                          | COM / NAV / GPS<br>GNS 430<br>Garmin                          | 2           | 17-Feb-2003 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| A18                                                          | Audioanlage, GMA 340<br>Garmin                                | 1           | 17-Feb-2003 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| A19                                                          | Transponder, GTX 327<br>Garmin                                | 0           | 11-Nov-2002 |                                     | <input checked="" type="checkbox"/> |
| A20                                                          | CDI, GI 106A<br>Garmin                                        | 0           | 11-Nov-2002 |                                     | <input checked="" type="checkbox"/> |

Flugzeug-Werknr.: DL 020 Kennz.: OE-KD1 Datum:

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



Flugzeug-Werknr.: DL 020 Kennz.: OE-KDI Datum:

| Erg.<br>Nr.   | Titel                                                                             | Rev.<br>Nr.                | Datum                                       | vorhanden                           |                                     |
|---------------|-----------------------------------------------------------------------------------|----------------------------|---------------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|
|               |                                                                                   |                            |                                             | JA                                  | NEIN                                |
| E3            | Künstlicher Horizont<br>(Attitude Indicator),<br>AIM 1100-14LK(0D)<br>BF Goodrich | 1                          | 14-Mär-2003                                 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| E4            | Digitale Uhr, Model 803<br>Davtron                                                | 0                          | 11-Nov-2002                                 | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/>            |
| E5            | Künstlicher Horizont<br>(Attitude Indicator),<br>LUN 1241<br>Mikrotechna          | 0                          | 11-Nov-2002                                 |                                     | <input checked="" type="checkbox"/> |
| E6            | Betrieb mit erweitertem<br>Gepäckraum und Gepäckfach                              | 0                          | 09-Jän-2004                                 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| E7            | Winterverschluß<br>Frischlufteinlaß                                               | 1                          | 27-Apr-2005                                 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| <del>S1</del> | Emergency Locator Transmitter,<br>Model <del>E-01</del> <u>E-04</u><br>ACK        | <del>0</del><br><u>1.2</u> | <del>14-Nov-2002</del><br><u>12/02/2015</u> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/>            |
| S3            | Emergency Locator Transmitter<br>ARTEX C406-1                                     | 0                          | 12-Mai-2003                                 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
| S4            | ELT Artex ME 406                                                                  | 1                          | 10-Apr-2007                                 | <input type="checkbox"/>            | <input checked="" type="checkbox"/> |
|               |                                                                                   |                            |                                             |                                     |                                     |

Flugzeug-Werksnr.: Dh.020 Kennz.: OE-KD1 Datum:

| Erg.<br>Nr. | Titel                                                                           | Rev.<br>Nr. | Datum      | vorhanden |      |
|-------------|---------------------------------------------------------------------------------|-------------|------------|-----------|------|
|             |                                                                                 |             |            | JA        | NEIN |
| ✓           | MCA-POHS-50-0001-02<br>Installation of gearbox with<br>oil/water heat exchanger | 02          | 19.06.2014 |           | X    |
|             | Charterware                                                                     | 1           | 09.07.2015 | X         |      |
|             | TRANSPONDER<br>GARRECHT VT-2000                                                 | 1.2         | 11.04.2012 | X         |      |
|             | G1275<br>Multifunction Indicator                                                | 1           | 15.12.20   | X         |      |
|             | TAG 125-02-114<br>TECHNIF4 ENGINE                                               | 2/3         | 18.11.24   | X         |      |
|             | GNS 430W - AFHS-125P-07<br>GPS NAVIGATION sys.                                  | 8           |            | X         |      |
|             |                                                                                 |             |            |           |      |

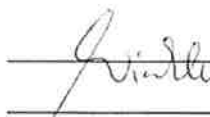
**ERGÄNZUNG A2  
ZUM FLUGHANDBUCH DA 40 D**

**INTERCOMM-ANLAGE  
MODEL PM 1000 II  
PS ENGINEERING INC**

**Dok. Nr. : 6.01.05**  
**Ausgabedatum der Ergänzung : 11 November 2002**

Unterschrift :

Behörde :

AUSTRO CONTROL GmbH  
Abteilung Flugtechnik  
Zentrale

Stempel :

A-1030 Wien, Schallkogelgasse 11

Anerkennungsdatum :

13. DEZ. 2002

Diese Ergänzung ist anerkannt für die Joint Aviation Authorities (JAA) durch die Österreichische Luftfahrtbehörde Austro Control (ACG) als primäre Zulassungsbehörde (PCA) in Übereinstimmung mit den JAA Zulassungsverfahren (JAA JCNP).

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

**0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN**

| lfd. Nr. der Berichtigung | Kapitel | Seiten | Datum der Berichtigung | Datum der Einarbeitung | Zeichen/ Unterschrift |
|---------------------------|---------|--------|------------------------|------------------------|-----------------------|
|                           |         |        |                        |                        |                       |

**0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN**

| Kapitel            | Seite  | Datum       |
|--------------------|--------|-------------|
| 0                  | 9-A2-1 | 11 Nov 2002 |
|                    | 9-A2-2 | 11 Nov 2002 |
|                    | 9-A2-3 | 11 Nov 2002 |
| 1, 2, 3, 4A,<br>4B | 9-A2-4 | 11 Nov 2002 |
| 5, 6               | 9-A2-5 | 11 Nov 2002 |
| 7                  | 9-A2-5 | 11 Nov 2002 |
|                    | 9-A2-6 | 11 Nov 2002 |
|                    | 9-A2-7 | 11 Nov 2002 |
| 8                  | 9-A2-7 | 11 Nov 2002 |

**0.3 INHALTSVERZEICHNIS**

|                                                         | Seite  |
|---------------------------------------------------------|--------|
| 1. ALLGEMEINES .....                                    | 9-A2-4 |
| 2. BETRIEBSGRENZEN .....                                | 9-A2-4 |
| 3. NOTVERFAHREN .....                                   | 9-A2-4 |
| 4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN .....                     | 9-A2-4 |
| 4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN .....                   | 9-A2-4 |
| 5. LEISTUNGEN .....                                     | 9-A2-5 |
| 6. MASSE UND SCHWERPUNKT .....                          | 9-A2-5 |
| 7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME ..... | 9-A2-5 |
| 8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG .....         | 9-A2-7 |

## **1. ALLGEMEINES**

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur Bedienung des Flugzeuges, wenn die Intercomm-Anlage MODEL PM 1000 II PS ENGINEERING INC. installiert ist.

Diese Ergänzung soll zusammen mit dem Flughandbuch verwendet werden. Diese Ergänzung muß solange im Handbuch verbleiben, solange die Intercomm-Anlage installiert ist.

## **2. BETRIEBSGRENZEN**

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches.

## **3. NOTVERFAHREN**

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 3 des Flughandbuches.

## **4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**

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

## **4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN**

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

## 5. LEISTUNGEN

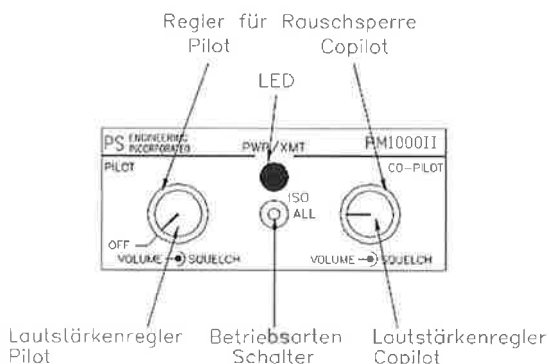
Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuchs.

## 6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Bei Aus- oder Einbau der Intercomm-Anlage PM 1000II sind Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges gemäß Kapitel 6 des Flughandbuchs zu berücksichtigen.

## 7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

### ÜBERSICHT





## **BESCHREIBUNG**

Die Intercomm-Anlage ermöglicht die Kommunikation zwischen Pilot, Copilot und den Passagieren bei Verwendung von Head-Sets. Pilot und Copilot können die Lautstärke und die Rauschsperr (Squelch) individuell einstellen, wobei der Copilot die Lautstärke und die Rauschsperr für die Passagiere mit einstellt.

## **BEDIENUNG**

### **EINSCHALTEN DER INTERCOMM-ANLAGE**

Batterie/Hauptschalter (BAT) und Avionik Hauptschalter werden auf Stellung ON gedrückt. Durch Drehen des ON/OFF/Lautstärkenreglers des Piloten (linker Drehknopf) aus der eingerasteten OFF-Stellung heraus wird die Intercomm-Anlage eingeschaltet. Die LED zeigt entweder grün oder rot. Grün, wenn die Intercomm-Anlage eingeschaltet ist und rot, wenn gefunkt wird.

### **LAUTSTÄRKENREGELUNG**

Der Lautstärkenregler des Piloten regelt nur die Lautstärke für das Intercomm des Piloten und er hat keine Auswirkung auf die Lautstärke des Flugfunks. Der Lautstärkenregler des Copiloten regelt die Lautstärke für den Copiloten.

### **RAUSCHSPERRE (SQUELCH)**

Die Rauschsperr kann individuell für Pilot und Copilot eingestellt werden. Die Rauschsperr der Passagiere wird über den Squelch-Knopf des Copiloten eingestellt.

### **EINSTELLUNG DER RAUSCHSPERRE**

Bei laufendem Motor soll der Squelch-Knopf so weit nach rechts (im Uhrzeigersinn) gedreht werden, bis keine Hintergrundgeräusche mehr über die Headsets hörbar sind. Das Mikrophon soll nun so nahe an den Mund gebracht werden, daß normales Sprechen den Kanal öffnet.

### **BETRIEBSARTEN**

Durch den Schalter in der Mitte der Intercomm-Anlage kann der Pilot zwischen zwei Konfigurationen wählen:

1. „ISO“-Mode: Im ISO-Mode ist der Pilot von der Intercomm-Anlage getrennt und er ist mit dem Flugfunk verbunden. Die Passagiere können untereinander sprechen ohne den Piloten zu stören. Die Passagiere hören auch keinen Flugfunk.
2. „ALL“-Mode: Im ALL-Mode sind alle Head-Sets miteinander verbunden. Jeder hört im ALL-Mode den Flugfunk und kann auch über die Intercomm-Anlage mit den anderen Passagieren kommunizieren.

### **FLUGBETRIEB**

Bei eingeschalteter Intercomm-Anlage kann wie gewohnt durch Drücken der Sendetaste am Knüppel der Sender des Funkgerätes aktiviert werden. Die Intercomm-Anlage erlaubt demjenigen Piloten, der die Sendetaste drückt, einen Funkspruch abzugeben. Wenn beide gleichzeitig die Sendetaste drücken, hat der Copilot die Priorität (ideal für die Schulung). Der Pilot erhält seine Priorität zurück, indem man die Intercomm-Anlage ausschaltet.

### **ABSICHERUNG**

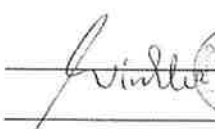
Ein im Instrumentenbrett eingebauter 3A-Sicherungsautomat (Audio) schützt das Bordnetz vor Überlastung im Falle eines Kurzschlusses im Intercomm.

## **8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuches.

**ERGÄNZUNG E4  
ZUM FLUGHANDBUCH DA 40 D****DIGITALE UHR  
MODEL 803  
DAVTRON**

**Dok. Nr.** : 6.01.05  
**Ausgabedatum der Ergänzung** : 11 November 2002

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

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

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

[illegible]

**0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN**

| Kapitel         | Seite  | Datum       |
|-----------------|--------|-------------|
| 0               | 9-E4-0 | 11 Nov 2002 |
|                 | 9-E4-1 | 11 Nov 2002 |
|                 | 9-E4-2 | 11 Nov 2002 |
|                 | 9-E4-3 | 11 Nov 2002 |
| 1, 2, 3, 4A, 4B | 9-E4-4 | 11 Nov 2002 |
| 5, 6            | 9-E4-5 | 11 Nov 2002 |
| 7               | 9-E4-5 | 11 Nov 2002 |
|                 | 9-E4-6 | 11 Nov 2002 |
|                 | 9-E4-7 | 11 Nov 2002 |
|                 | 9-E4-8 | 11 Nov 2002 |
| 8               | 9-E4-8 | 11 Nov 2002 |

**0.3 INHALTSVERZEICHNIS**

|                                                         | Seite  |
|---------------------------------------------------------|--------|
| 1. ALLGEMEINES .....                                    | 9-E4-4 |
| 2. BETRIEBSGRENZEN .....                                | 9-E4-4 |
| 3. NOTVERFAHREN .....                                   | 9-E4-4 |
| 4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN .....                     | 9-E4-4 |
| 4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN .....                   | 9-E4-4 |
| 5. LEISTUNGEN .....                                     | 9-E4-5 |
| 6. MASSE UND SCHWERPUNKT .....                          | 9-E4-5 |
| 7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME ..... | 9-E4-5 |
| 8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG .....         | 9-E4-8 |

## 1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung liefert die nötigen Informationen zur effizienten Bedienung des Flugzeuges, wenn die Digitale Uhr Model 803 installiert ist. Die Informationen, die in dieser Ergänzung enthalten sind, müssen zusammen mit dem vollständigen Handbuch verwendet werden.

Diese Ergänzung ist ein permanenter Teil des Flughandbuches und muß solange im Handbuch verbleiben, wie die Digitale Uhr Model 803 installiert ist.

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

## 2. BETRIEBSGRENZEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 2 des Flughandbuches.

## 3. NOTVERFAHREN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 3 des Flughandbuches.

## 4A. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

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

## 4B. ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN

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

## 5. LEISTUNGEN

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 5 des Flughandbuchs.

## 6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Aus- oder Einbau der Digitalen Uhr Model 803 gemäß Kapitel 6 des Flughandbuchs zu berücksichtigen.

## 7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

### ALLGEMEINES

Die Vorderseite der Uhr besteht aus 3 Druckknöpfen und einem LC-Display. Die Bedienknöpfe sind nach ihrer Funktion beschriftet. Der Hintergrund des LC-Displays ist beleuchtet.





## **BEDIENUNG DER UHR**

### **NORMALE BEDIENUNG**

Mit dem 'Select'- (SEL-) Knopf wählt man aus, welcher Wert angezeigt werden soll. Mit dem 'Control'- (CTL-) Knopf wird Einfluß auf diesen Wert genommen. Sequentielles Drücken des SEL-Knopfes wählt Universal Time (UT; Weltzeit), Local Time (LT; Lokalzeit), Flight Time (FT; Flugzeit), Elapsed Time (ET; abgelaufene Zeit) und schließlich wieder UT. Die Flugzeit (FT) wird auf Null zurückgesetzt, wenn der CTL-Knopf 3 Sekunden gedrückt wird. Kurzes Drücken des CTL-Knopfes startet die abgelaufene Zeit (ET) und setzt diese auch zurück. Die Uhrzeit kann durch normale Bedienung der digitalen Uhr M803 nicht versehentlich verstellt werden.

### **EINSTELLUNG VON UT**

Die Weltzeit (UT) mit dem SEL-Knopf auswählen. Um in den Einstellmodus zu gelangen, den SEL- und den CTL-Knopf gleichzeitig drücken. Die Zehnerstelle der Stunden beginnt zu blinken. Jeder Druck des CTL-Knopfes erhöht die Ziffer der blinkenden Stelle. Ist die Zehnerstelle der Stunden eingestellt, den SEL-Knopf drücken, um an die nächste Stelle zu gelangen. Nachdem die letzte Stelle eingestellt ist, den SEL-Knopf drücken, um den Einstellmodus zu verlassen. Der beleuchtete Indikator setzt sein normales Blinken fort, um anzuzeigen, daß die Uhr läuft.

### **EINSTELLUNG VON LT**

Die Lokalzeit (LT) mit dem SEL-Knopf auswählen. Um in den Einstellmodus zu gelangen, den SEL- und den CTL-Knopf gleichzeitig drücken. Die Zehnerstelle der Stunden beginnt zu blinken. Die Einstellung der Lokalzeit erfolgt gleich wie bei der Weltzeit (UT). Die Minuten können jedoch in der Lokalzeit nicht eingestellt werden, da diese bereits mit der Weltzeit synchronisiert sind.

DEAKTIVIERUNG VON 'CTL' UND 'SEL'

Die CTL- und SEL-Knöpfe sind deaktiviert, solange die Uhr von der Stromversorgung des Flugzeuges getrennt ist.

EINSTELLEN DES FLUGZEITALARMS

Die Flugzeit (FT) mit dem SEL-Knopf auswählen. Um in den Einstellmodus zu gelangen, den SEL- und den CTL-Knopf gleichzeitig drücken. Die Alarmzeit wird gleich wie die Weltzeit (UT) eingestellt. Sobald die Flugzeit (FT) und die Alarmzeit gleich sind, beginnt die Anzeige zu blinken, und der Alarm wird aktiviert. Wenn die Flugzeit (FT) im Moment des Alarms nicht angezeigt wurde, wechselt die Uhr automatisch zur Flugzeitanzeige. Durch Drücken des SEL- oder CTL-Knopfes wird der Alarm abgeschaltet und die Alarmzeit auf Null zurückgesetzt. Die Flugzeit (FT) bleibt unverändert und zählt weiter.

ZURÜCKSETZEN DER FLUGZEIT

Die Flugzeit (FT) mit dem SEL-Knopf auswählen. Um die Flugzeit (FT) zurückzusetzen, muß der CTL-Knopf solange gedrückt werden (ca. 3 Sekunden), bis 99:59 angezeigt wird. Die Flugzeit wird beim Loslassen des CTL-Knopfes auf Null zurückgesetzt.

'ET' AUFWÄRTS ZÄHLEN (COUNT UP)

Die abgelaufene Zeit (ET) mit dem SEL-Knopf auswählen. Die abgelaufene Zeit (ET) wird durch Drücken des CTL-Knopfes gestartet. Bis 59 Minuten und 59 Sekunden wird die abgelaufene Zeit (ET) in Minuten und Sekunden angezeigt, danach bis 99 Stunden und 50 Minuten in Stunden und Minuten. Durch nochmaliges Drücken des CTL-Knopfes wird die abgelaufene Zeit (ET) wieder auf Null zurückgesetzt.

### ET ABWÄRTS ZÄHLEN (COUNTDOWN)

Die abgelaufene Zeit (ET) mit dem SEL-Knopf auswählen. Um in den Einstellmodus zu gelangen, den SEL- und den CTL-Knopf gleichzeitig drücken. Der Countdown kann auf jede beliebige Zeit, maximal 59 Minuten und 59 Sekunden, eingestellt werden. Diese Zeit wird genauso wie die Weltzeit (UT) eingestellt. Sobald die letzte Stelle eingestellt ist, den Einstellmodus durch Drücken des SEL-Knopfes verlassen. Die Uhr ist nun zum Starten des Countdowns bereit. Durch Drücken des CTL-Knopfes wird der Countdown gestartet. Sobald Null erreicht wird, beginnt das Display zu blinken, und der Alarm wird aktiviert. Durch Drücken des SEL- oder CTL-Knopfes kann der Alarm deaktiviert werden. Nachdem die abgelaufene Zeit (ET) Null erreicht hat, beginnt sie wieder aufwärts zu zählen.

### TESTMODUS

Wenn der SEL-Knopf für 3 Sekunden gedrückt wird, zeigt das Display 88:88 und alle 4 Indikatoren an.

### OAT- UND VOLT-BEDIENUNG

Mit dem roten Knopf schreitet man zyklisch durch E, F und C. Nach dem Einschalten wird immer die elektrische Spannung in Volt angezeigt. Einmaliger Knopfdruck wählt die Außentemperatur (OAT) in Grad Fahrenheit. Ein weiterer Knopfdruck wählt die Außentemperatur in Grad Celsius.

## **8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**

Es ergeben sich keine Änderungen des Kapitels 8 des Flughandbuchs.

[absichtlich freigelassen]



**Continental Aerospace  
Technologies GmbH**  
Platanenstraße 14  
D - 09356 St. Egidien

Tel. +49 37204 696-0  
Fax +49 37204 696-2912  
www.continentaldiesel.com  
support@continentaldiesel.com

**Approved Airplane Flight Manual Supplement**  
for the  
**DA 40 D**

**Equipped with  
TAE 125-02-114 Engine Installation**

***Issue 2/3***

SERIAL No.

04.020

REGISTER No.

OE-1201

This supplement must be attached to the EASA approved Airplane Flight Manual when the TAE 125-02-114 engine has been installed in accordance with EASA STC 10036328.

The information contained in this supplement supersedes or adds to the EASA approved Airplane Flight Manual only as set forth herein.

For limitations, procedures, performance and loading information not contained in this supplement, consult the basic EASA approved Airplane Flight Manual.

This Airplane Flight Manual Supplement is approved with EASA STC 10036328.

Doc.-No.: 50-0310-50022\*

**\*The last digit of the document number describes the issue of the manual. All manuals with a lower last digit are previous issues of this version.**

## APPROVAL

The technical content of this document is approved under the authority of the DOA, ref. EASA.21J.010.

## LOG OF REVISIONS

| Revision | Chapter | Description                               | Approved       |                                                                                                                                                                           |
|----------|---------|-------------------------------------------|----------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|          |         |                                           | Date           | Endorsed                                                                                                                                                                  |
| -        | All     | Initial Issue 1                           | Sept. 01, 2011 | EASA STC<br>10036328                                                                                                                                                      |
| 1/1      | 2       | New fuel,<br>new gearbox oil              | March 16, 2012 | Revision No. 1 to AFM supplement<br>ref. 50-0310-50021 is approved<br>under the authority of DOA<br>ref. EASA.21J.010.<br>Date: March 16, 2012<br>Office of Airworthiness |
| 2/0      | All     | Change of Ownership                       | Aug. 15, 2015  | Revision No. 1 to AFM supplement<br>ref. 50-0310-50022 is approved<br>under the authority of DOA<br>ref. EASA.21J.010.<br>Date: March 20, 2017<br>Office of Airworthiness |
|          | 2       | New gearbox oil<br>New fuel,<br>new specs |                |                                                                                                                                                                           |
|          | 5       | splitted due to new<br>specs              |                |                                                                                                                                                                           |
|          | 5a      | New section                               |                |                                                                                                                                                                           |
|          | 5b      | new section                               |                |                                                                                                                                                                           |
|          | 6       | Equipment list updated                    |                |                                                                                                                                                                           |

| Revision | Chapter | Description                                        | Approved         |                                                                                                                                                                           |
|----------|---------|----------------------------------------------------|------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|          |         |                                                    | Date             | Endorsed                                                                                                                                                                  |
| 2/1      | 2       | Correction                                         | Mar. 20,<br>2017 | Revision No. 1 to AFM supplement<br>ref. 50-0310-50023 is approved<br>under the authority of DOA<br>ref. EASA.21J.D10.<br>Date: March 20, 2017<br>Office of Airworthiness |
|          | 5a      | Diagram added                                      |                  |                                                                                                                                                                           |
|          | 5b      | Diagram added                                      |                  |                                                                                                                                                                           |
| 2/2      | all     | Change of company name                             | Feb. 03,<br>2023 | <br>Office of Airworthiness                                                              |
|          | 2       | Update liquids according to<br>OM-02-02 (Rev. 5/3) |                  |                                                                                                                                                                           |
|          | 4A      | Check and figure gearbox<br>oil level added        |                  |                                                                                                                                                                           |
| 2/3      | 4A      | Procedure and note added                           | Nov. 18,<br>2024 | <br>Office of Airworthiness                                                              |

◆ Note:

The parts of the text which changed are marked with a vertical line on the margin of the page.



---

---

## LIST OF EFFECTIVE SECTIONS

| Sections | Issue/Revision | Date          |
|----------|----------------|---------------|
| 1        | 2/0            | Aug., 2015    |
| 2        | 2/2            | Feb. 03, 2023 |
| 3        | 2/0            | Aug., 2015    |
| 4A       | 2/2            | Nov. 18, 2024 |
| 4B       | 2/0            | Aug., 2015    |
| 5a       | 2/1            | Mar. 2017     |
| 5b       | 2/1            | Mar. 2017     |
| 6        | 2/0            | Aug., 2015    |
| 7        | 2/0            | Aug., 2015    |
| 8        | 2/0            | Aug., 2015    |
| 9        | 2/0            | Aug., 2015    |

## GENERAL REMARK

The content of this AFM supplement is developed on basis of the EASA-approved AFM, DAI Document No. 6.01.05-E.

**This page intentionally left blank**

---

---

## TABLE OF CONTENTS

### COVER SHEET

|                                  |          |
|----------------------------------|----------|
| LOG OF REVISIONS .....           | page iii |
| LIST OF EFFECTIVE SECTIONS ..... | page v   |
| GENERAL REMARK .....             | page v   |
| TABLE OF CONTENTS .....          | page vii |

### CHAPTER 1.....GENERAL

### CHAPTER 2.....OPERATING LIMITATIONS

(EASA approved chapter)

### CHAPTER 3.....EMERGENCY PROCEDURES

### CHAPTER 4a.....NORMAL OPERATING PROCEDURES

### CHAPTER 4b.....ABNORMAL OPERATING PROCEDURES)

### CHAPTER 5.....PERFORMANCE)

### CHAPTER 6.....WEIGHT AND BALANCE / EQUIPMENT LIST)

### CHAPTER 7.....DESCRIPTION OF THE AIRPLANE AND ITS SYSTEMS)

### CHAPTER 8.....AIRPLANE HANDLING, CARE AND MAINTENANCE)

### CHAPTER 9.....SUPPLEMENTS

**This page is intentionally left blank**

## **CHAPTER 1 GENERAL**

### **1.1 INTRODUCTION**

This supplement must be attached to the EASA approved Airplane Flight Manual when the TAE 125-02-114 engine has been installed in accordance with EASA STC 10036328. The information contained in this supplement supersedes or adds to the EASA approved Airplane Flight Manual only as set forth herein.

For limitations, procedures, performance and loading information not contained in this supplement, consult the basic EASA approved Airplane Flight Manual.

### **1.2 CERTIFICATION BASIS**

The certification basis for the TAE 125-02-114 engine installation is CS-23, dated November 14, 2003.

### **1.5 DEFINITIONS AND ABBREVIATIONS**

(i) Miscellaneous

EASA: European Aviation Safety Agency

### **1.8 SOURCE DOCUMENTATION**

### **UPDATE AND REVISION OF THE MANUAL**

▲ **WARNING:** A safe operation is only assured with an up to date AFM supplement. Information about actual AFM, supplement issues and revisions are published in the Service Bulletin TM TAE 000-0004.

◆ **Note:** The Doc.-No of this AFM supplement is published on the cover sheet of this supplement.

**This page intentionally left blank**

---

## **CHAPTER 2**

### **OPERATING LIMITATIONS**

---

#### **2.4 POWERPLANT LIMITATIONS**

a) Engine manufacturer: . Continental Aerospace Technologies GmbH

b) Engine designation: .....TAE 125-02-114

c) RPM limitations (shown as propeller PRM)

Maximum: ..... 2300 RPM

Maximum overspeed:..... 2500 RPM (max 20 sec)

d) Engine Power

Max. take-off power: ..... 114 kW (155 HP) at 2300 RPM

Max. continuous power: ..... 114 kW (155 HP) at 2300 RPM

Max. recommended cruise power: .....85%

e) Oil Pressure

Min. oil pressure:..... 1.2 bar

Min. oil pressure (at Take-off power): .....2.3 bar

Min. oil pressure (in flight):.....2.3 bar

Max. oil pressure:.....6.0 bar

Max. oil pressure (cold start < 20 sec.):.....6.5 bar

f) Oil Temperature

Min. oil temperature (engine starting temp.): .....-32°C

Min. oil temperature (min. operating limit temp.):..... 50°C

Max. oil temperature: ..... 140°C

g) Coolant Temperature

Min. coolant temp. (engine starting temp.):.....-32°C

Min. coolant temp. (min. operating limit temp.): .....60°C

Max. coolant temperature: ..... 105°C

h) Propeller Manufacturer: ..... MT Propeller Entwicklung GmbH

i) Model: ..... MTV-6-A/187-129

..... MTV-6-A/190-69

j) Propellerdiameter: ..... 1.87 m (MTV-6-A/187-129)

..... 1.90 m (MTV-6-A/190-69)

k) Propeller pitch angle (0.75R): ..... 13.5° to 28°

l) Oil Specification: ..... AERO SHELL OIL DIESEL ULTRA

..... SHELL HELIX ULTRA 5W-30

..... SHELL HELIX ULTRA 5W-40

..... AERO SHELL OIL DIESEL 10W-40

m) Coolant: ..... Use of Ready Mix ratio 50:50 is recommended

◆ **Note:** If Ready Mix is not available please use  
concentrate and distilled water in a ratio of  
50:50 to ensure an ice flocculation point at  
-38°C +/-2°C (-36,4°F +/- 3,6°F).

Radiator Protection: ..... BASF Glysantin / G48

..... Valvoline/Zerex Glysantin / G48

..... Mobil Antifreeze Extra / G48

..... Comma Xstream Green - Concentrate / G48

..... BASF Glysantin Protect / G05

..... Valvoline/Zerex Glysantin / G05

■ **CAUTION:** G05 and G48 must not be mixed with each  
other.

■ **CAUTION:** The use of water which does not meet the  
specifications according to the applicable  
OM-02-02 may cause engine damage.



- **CAUTION:** If the coolant level is too low the reason must be determined and the problem must be corrected by authorized personnel.
- n) Gearbox Oil:..... Shell Spirax S6 GXME 75W-80, API GL-4  
 ..... Shell Spirax S4 G 75W-90, API GL-4  
 ..... Shell Spirax S6 ATF ZM  
 .....Centurion Gearbox Oil N1

- **CAUTION:** Use approved oil with exact designation only!
- **CAUTION:** If the gearbox oil level is too low the reason must be determined and the problem must be corrected by authorized personnel.

o) Maximum restart altitude: ..... 14000 ft

## 2.5 ENGINE INSTRUMENT MARKINGS

Engine instrument markings and their color code significance are shown in the tables below:

| Indi-cation      |       | Red<br>arc/bar<br>=<br>lower<br>prohibited<br>range | Yellow<br>arc/bar<br>=<br>caution<br>range | Green<br>arc/bar<br>=<br>normal<br>operating<br>range | Yellow<br>arc/bar<br>=<br>caution<br>range | Red<br>arc/bar<br>=<br>upper<br>prohibited<br>range |
|------------------|-------|-----------------------------------------------------|--------------------------------------------|-------------------------------------------------------|--------------------------------------------|-----------------------------------------------------|
| RPM              | [RPM] | --                                                  | --                                         | 0-2300                                                | --                                         | above<br>2300                                       |
| Oil<br>pressure  | [bar] | below 1.2                                           | 1.2 to 2.2                                 | 2.3 to 5.1                                            | 5.2 to 6.5                                 | above 6.5                                           |
| Oil temp.        | [°C]  | below -32                                           | -32 to 49                                  | 50 to 129                                             | 130 to 140                                 | above 140                                           |
| Coolant<br>temp. | [°C]  | below -32                                           | -32 to 59                                  | 60 to 100                                             | 101 to 105                                 | above 105                                           |
| Gearbox<br>temp. | [°C]  | --                                                  | --                                         | below 115                                             | 115 to 120                                 | above 120                                           |

| Indi-cation    |             | Red<br>arc/bar<br>= lower<br>prohibited<br>range | Yellow<br>arc/bar<br>= caution<br>range | Green<br>arc/bar<br>= normal<br>operating<br>range | Yellow<br>arc/bar<br>= caution<br>range | Red<br>arc/bar<br>= upper<br>prohibited<br>range |
|----------------|-------------|--------------------------------------------------|-----------------------------------------|----------------------------------------------------|-----------------------------------------|--------------------------------------------------|
| Load           | [%]         | --                                               | --                                      | 0 - 100                                            | --                                      | --                                               |
| Fuel<br>temp.  | [°C]        | below -30                                        | -30 to +4                               | +5 to 69                                           | 70 to 75                                | above 75                                         |
| Ammeter        | [A]         | --                                               | --                                      | below 85                                           | 85 to 90                                | above 90                                         |
| Volt-<br>meter | [V]         | below 11                                         | 11 to 12.5                              | 12.6 to 14.9                                       | 15.0 to 15.5                            | above 15.5                                       |
| Fuel qty.      | [US<br>gal] | below 0.45                                       | --                                      | 0.45 to 14                                         | --                                      | --                                               |

From -30 °C to -6 °C the lower yellow bar of the fuel temp bar flashes, from -5 °C to +4 °C the lower yellow bar of the fuel temp is continuously on. This applies only to conventional instrument panel versions.

## 2.9 APPROVED MANEUVRES

Refer to basic AFM.

- CAUTION: Intentionally initiating negative G maneuvers is prohibited.

## 2.14 FUEL

Approved fuel grades: ..... JET A-1 (ASTM D 1655)  
 ..... JET A (ASTM D 1655)  
 ..... JET Fuel No. 3 (GB 6537-2006)  
 ..... JP-8 (MIL-DTL-83133E)  
 ..... JP-8+100 (MIL-DTL-83133E)  
 ..... TS-1 (GOST 10227-86)  
 ..... TS-1 (GSTU 320.00149943.011-99)

Alternative: ..... Diesel (DIN EN590)  
 ..... SASOL GTL Diesel

- **CAUTION:** Additional temperature must be observed if the airplane is operated with Diesel Fuel or blends of Diesel Fuel with JET Fuel. If there is uncertainty about which fuel is in the tank, it must be assumed that it is Diesel.

## **2.16 OTHER LIMITATIONS**

### **Fuel Temperature**

The fuel temperature limitations applicable for the TAE 125-02-99 engine are valid for the TAE 125-02-114. Refer to basic AFM.

**This page intentionally left blank**

---

## **CHAPTER 3**

# **EMERGENCY PROCEDURES**

The emergency procedures included in this chapter supersede the procedures in the basic AFM.

For emergency procedures not included in this chapter refer to basic AFM.

### 3.2.4. RESTARTING THE ENGINE WITH WINDMILLING PROPELLER

◆ **Note:** As long as an airspeed of at least 70 KIAS is maintained, and there is no major mechanical engine defect, the propeller will continue to windmill. After a complete stop the propeller starts to windmill at airspeeds above 115 KIAS.

■ **CAUTION:** The maximum airspeed for windmilling is 120 KIAS. Higher airspeeds may result in propeller overspeed.

◆ **Note:** Restarting the engine with windmilling propeller is possible at airspeeds between 70 and 110 KIAS and altitudes below 14000 ft pressure altitude.

- (1) Airspeed for best glide angle ... 73 KIAS (1150 kg, 2535 lb)  
..... 68 KIAS (1000 kg, 2205 lb)  
..... 60 KIAS (850 kg, 1874 lb)
- (2) Power lever ..... IDLE
- (3) Emergency fuel valve ..... check NORMAL
- (4) Alternate air ..... OPEN
- (5) Fuel transfer pump ..... ON
- (6) AVIONIC MASTER ..... OFF
- (7) ELECTRIC MASTER ..... ON
- (8) Airspeed ..... 70-110 KIAS

**continued next page**

---

(9) ENGINE MASTER ..... OFF - ON

- ◆ **Note:** If it is not possible to start the engine:
- adopt glide configuration
  - carry out emergency landing
- Refer to basic AFM

- **CAUTION:** Engine restart following an engine fire should only be attempted if it is unlikely that a safe emergency landing can be made. It must be expected that engine restart is impossible after an engine fire.

(10) AVIONIC MASTER .....ON, if required

### 3.2.5. RESTARTING THE ENGINE WITH STATIONARY PROPELLER

◆ **Note:** Restarting the engine with stationary propeller is possible at altitudes below 14000 ft pressure altitude.

◆ **Note:** Restarting the engine with windmilling propeller is possible at airspeeds between 70 and 110 KIAS and altitudes below 14000 ft.

- (1) Airspeed for best glide angle ... 73 KIAS (1150 kg, 2535 lb)  
..... 68 KIAS (1000 kg, 2205 lb)  
..... 60 KIAS (850 kg, 1874 lb)
- (2) ENGINE MASTER ..... OFF
- (3) Power lever ..... IDLE
- (4) Emergency fuel valve ..... check NORMAL
- (5) Alternate air ..... OPEN
- (6) Fuel transfer pump ..... ON
- (7) AVIONIC MASTER ..... OFF
- (8) ELECTRIC MASTER ..... ON
- (9) ENGINE MASTER ..... ON

◆ **Note:** Only if the ENGINE MASTER is switched OFF and ON again, glowing will be initiated. Glowing must be initiated shortly before the restart attempt.

**continued next page**



---

(10) ELECTRIC MASTER ..... START  
(release when engine running)

- ◆ **Note:** By increasing the airspeed above approximately 115KIAS, the propeller will begin to rotate due to windmilling and the engine can thus be started. For this, the ELECTRIC MASTER should be set to ON (see 3.2.4 - RESTARTING THE ENGINE WITH WINDMILLING PROPELLER of this supplement). A loss of altitude of at least 1000 ft (300 meters) must be expected.

If it is not possible to start the engine:  
- adopt glide configuration  
- carry out emergency landing  
Refer to basic AFM

- **CAUTION:** Engine restart following an engine fire should only be attempted if it is unlikely that a safe emergency landing can be made. It must be expected that engine restart is impossible after an engine fire.

**This page intentionally left blank**

## **CHAPTER 4A**

### **NORMAL OPERATING PROCEDURES**

For normal operating procedures refer to basic AFM.

#### **4A.2 AIRSPEEDS FOR NORMAL OPERATING PROCEDURES**

For take-off, climb, cruise climb and go-around the following airspeeds apply for the TAE 125-02-114 engine installation

| Flight Mass                                                             | 980 kg<br>(2160 lb) | 1000 kg<br>(2205 lb) | 1150 kg<br>(2535 lb) |
|-------------------------------------------------------------------------|---------------------|----------------------|----------------------|
| Airspeed for rotation<br>Take-off run ( $V_R$ )<br>(Flaps T/O)          | 54 KIAS             | 55 KIAS              | 59 KIAS              |
| Airspeed for take-off climb ( $V_X$ )<br>(Flaps T/O)                    | 59 KIAS             | 60 KIAS              | 66 KIAS              |
| Airspeed for cruise climb<br>Best rate of climb ( $V_Y$ )<br>(Flaps UP) | 78 KIAS             | 78 KIAS              | 78 KIAS              |
| Min. speed during go-around<br>(Flaps T/O)                              | 59 KIAS             | 60 KIAS              | 66 KIAS              |

## 4A.3 CHECKLISTS FOR NORMAL OPERATING PROCEDURES

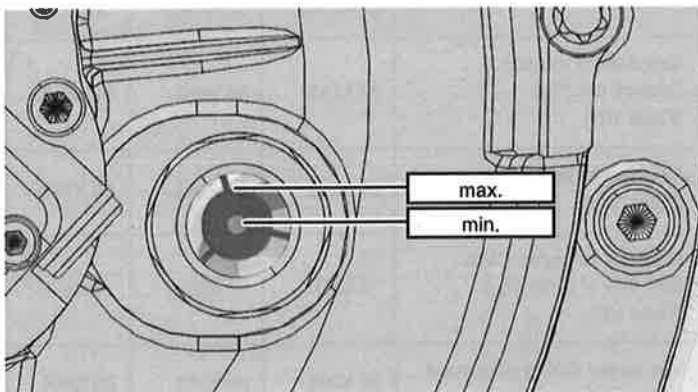
### 4A.3.1 PRE-FLIGHT INSPECTION

#### II. Walk-around check, visual inspection

#### 8. Front fuselage:

b) Gearbox oil level .....check visually (inspection hole in the  
..... lower cowl)

..... (the oil has to cover at least half of the inspection glass)



### 4A.3.4 BEFORE TAXIING

4. Flight instruments and avionics.....  
..... set, test function, as required

◆ Note:

Set the airspeeds  $V_R$ ,  $V_X$  &  $V_Y$  on Garmin G1000 system according to chapter 4A.2 of this manual.  
Refer to Garmin G1000 pilot's guide.

---

## **CHAPTER 4B**

# **ABNORMAL OPERATING PROCEDURES**

For abnormal operating procedures refer to basic AFM.

This page intentionally left blank

---

## **CHAPTER 5(b) PERFORMANCE**

- ◆ **Note:** This chapter applies to aircraft with propeller **MTV-6-A/190-69**. The correct designation can be found on the blades.
  
- ◆ **Note:** The chapter not relevant to the respective propeller can be omitted.

## 5.3 PERFORMANCE TABLES AND DIAGRAMS

### 5.3.2 Diagram for setting engine performance

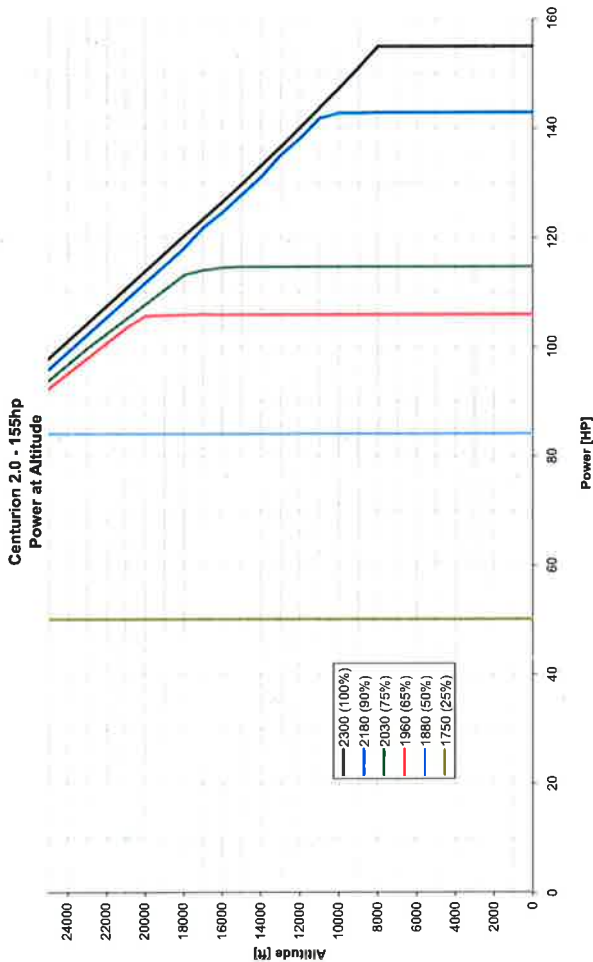


Figure 5(b)-1 Engine Power Over Altitude



### 5.3.7 Take-off distance

#### Take-off distance at 1150 kg, 2535 lb

|                   |             | <b>Weight:</b> 1150 kg /<br>2535 lb        |             |                   |             | <b>Flaps:</b> T/O                |             |                   |             |                   |
|-------------------|-------------|--------------------------------------------|-------------|-------------------|-------------|----------------------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|
|                   |             | <b>V<sub>R</sub>:</b> 59 KIAS              |             |                   |             | <b>Power:</b> MAX                |             |                   |             |                   |
|                   |             | <b>Airspeed for initial climb:</b> 66 KIAS |             |                   |             | <b>Runway:</b> dry, level, paved |             |                   |             |                   |
| Pressure Altitude | ISA         |                                            | ISA + 10°C  |                   | ISA + 20°C  |                                  | ISA + 30°C  |                   | ISA + 35°C  |                   |
|                   | Ground Roll | Over 15m obstacle                          | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle                | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle |
|                   | (ft)        | (m)                                        | (m)         | (m)               | (m)         | (m)                              | (m)         | (m)               | (m)         | (m)               |
| SL                | 275         | 458                                        | 294         | 488               | 314         | 522                              | 343         | 571               | 362         | 605               |
| 1000              | 291         | 484                                        | 311         | 516               | 332         | 552                              | 363         | 605               | 383         | 640               |
| 2000              | 308         | 512                                        | 329         | 547               | 351         | 584                              | 384         | 641               | 406         | 678               |
| 3000              | 326         | 542                                        | 348         | 579               | 372         | 619                              | 407         | 679               | 430         | 719               |
| 4000              | 345         | 573                                        | 369         | 613               | 394         | 656                              | 432         | 720               | 456         | 762               |
| 5000              | 365         | 607                                        | 390         | 649               | 418         | 695                              | 458         | 763               | 484         | 808               |
| 6000              | 387         | 643                                        | 414         | 688               | 443         | 737                              | 486         | 810               | 513         | 858               |
| 7000              | 418         | 696                                        | 448         | 744               | 479         | 798                              | 526         | 877               | 556         | 929               |
| 8000              | 452         | 752                                        | 484         | 805               | 519         | 863                              | 569         | 949               | 602         | 1006              |
| 9000              | 494         | 822                                        | 529         | 881               | 567         | 944                              | 623         | 1039              | 659         | 1101              |
| 10000             | 540         | 899                                        | 578         | 963               | 620         | 1034                             | 681         | 1137              | 721         | 1206              |

Table 5(b)-1 Take-off distance [m] at 1150 kg, 2535 lb

# Take-off distance at 1150 kg, 2535 lb (continued)

| <div> <div>Weight: 1150 kg / 2535 lb</div> <div>Flaps: T/O</div> <div>V<sub>R</sub>: 59 KIAS</div> <div>Power: MAX</div> <div>Airspeed for initial climb: 66 KIAS</div> <div>Runway: dry, level, paved</div> </div> |             |                    |             |                    |             |                    |             |                    |             |                    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|
| Pressure Altitude                                                                                                                                                                                                   | ISA         |                    | ISA + 18°F  |                    | ISA + 36°F  |                    | ISA + 54°F  |                    | ISA + 63°F  |                    |
|                                                                                                                                                                                                                     | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle |
| (ft)                                                                                                                                                                                                                | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               |
| SL                                                                                                                                                                                                                  | 903         | 1501               | 963         | 1601               | 1028        | 1711               | 1124        | 1874               | 1187        | 1984               |
| 1000                                                                                                                                                                                                                | 954         | 1587               | 1019        | 1694               | 1088        | 1810               | 1190        | 1984               | 1257        | 2101               |
| 2000                                                                                                                                                                                                                | 1009        | 1679               | 1078        | 1793               | 1152        | 1916               | 1261        | 2102               | 1332        | 2225               |
| 3000                                                                                                                                                                                                                | 1068        | 1776               | 1141        | 1898               | 1220        | 2030               | 1336        | 2227               | 1412        | 2358               |
| 4000                                                                                                                                                                                                                | 1131        | 1881               | 1209        | 2010               | 1293        | 2151               | 1416        | 2361               | 1496        | 2500               |
| 5000                                                                                                                                                                                                                | 1198        | 1992               | 1281        | 2130               | 1371        | 2280               | 1501        | 2503               | 1587        | 2652               |
| 6000                                                                                                                                                                                                                | 1269        | 2110               | 1358        | 2258               | 1453        | 2418               | 1593        | 2656               | 1684        | 2814               |
| 7000                                                                                                                                                                                                                | 1372        | 2281               | 1468        | 2442               | 1573        | 2616               | 1724        | 2875               | 1824        | 3047               |
| 8000                                                                                                                                                                                                                | 1483        | 2466               | 1588        | 2641               | 1702        | 2831               | 1867        | 3113               | 1975        | 3299               |
| 9000                                                                                                                                                                                                                | 1620        | 2696               | 1736        | 2889               | 1861        | 3098               | 2042        | 3407               | 2160        | 3612               |
| 10000                                                                                                                                                                                                               | 1770        | 2948               | 1907        | 3160               | 2035        | 3390               | 2234        | 3730               | 2364        | 3956               |

Table 5(b)-2 Take-off distance [ft] at 1150 kg, 2535 lb

**Take-off distance at 1050 kg, 2315 lb**

| <b>Weight:</b> 1050 kg / 2315 lb <b>Flaps:</b> T/O<br><b>V<sub>R</sub>:</b> 55 KIAS <b>Power:</b> MAX<br><b>Airspeed for initial climb:</b> 60 KIAS <b>Runway:</b> dry, level, paved |             |                   |             |                   |             |                   |             |                   |             |                   |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|
| Pressure Altitude                                                                                                                                                                    | ISA         |                   | ISA + 10°C  |                   | ISA + 20°C  |                   | ISA + 30°C  |                   | ISA + 35°C  |                   |
|                                                                                                                                                                                      | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle |
| (ft)                                                                                                                                                                                 | (m)         | (m)               | (m)         | (m)               | (m)         | (m)               | (m)         | (m)               | (m)         | (m)               |
| SL                                                                                                                                                                                   | 217         | 361               | 232         | 385               | 247         | 412               | 255         | 425               | 286         | 477               |
| 1000                                                                                                                                                                                 | 230         | 382               | 245         | 408               | 262         | 436               | 269         | 449               | 303         | 506               |
| 2000                                                                                                                                                                                 | 243         | 404               | 259         | 431               | 277         | 461               | 285         | 476               | 321         | 535               |
| 3000                                                                                                                                                                                 | 257         | 428               | 275         | 457               | 294         | 488               | 302         | 504               | 340         | 567               |
| 4000                                                                                                                                                                                 | 272         | 453               | 291         | 484               | 311         | 518               | 320         | 534               | 360         | 602               |
| 5000                                                                                                                                                                                 | 288         | 479               | 308         | 513               | 330         | 549               | 339         | 566               | 382         | 638               |
| 6000                                                                                                                                                                                 | 305         | 508               | 327         | 543               | 350         | 582               | 360         | 600               | 405         | 677               |
| 7000                                                                                                                                                                                 | 330         | 549               | 353         | 588               | 378         | 630               | 389         | 649               | 439         | 733               |
| 8000                                                                                                                                                                                 | 357         | 594               | 382         | 636               | 410         | 681               | 421         | 703               | 475         | 794               |
| 9000                                                                                                                                                                                 | 390         | 649               | 418         | 695               | 448         | 745               | 461         | 769               | 520         | 869               |
| 10000                                                                                                                                                                                | 426         | 709               | 457         | 761               | 490         | 816               | 504         | 841               | 569         | 952               |

Table 5(b)-3 Take-off distance [m] at 1050 kg, 2315 lb

# Take-off distance at 1050 kg, 2315 lb (continued)

| <div> <div>Weight: 1050 kg / 2315 lb</div> <div>Flaps: T/O</div> <div>V<sub>R</sub>: 55 KIAS</div> <div>Power: MAX</div> <div>Airspeed for initial climb: 60 KIAS</div> <div>Runway: dry, level, paved</div> </div> |             |                    |             |                    |             |                    |             |                    |             |                    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|
| Pressure Altitude                                                                                                                                                                                                   | ISA         |                    | ISA + 18°F  |                    | ISA + 36°F  |                    | ISA + 54°F  |                    | ISA + 63°F  |                    |
|                                                                                                                                                                                                                     | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle |
| (ft)                                                                                                                                                                                                                | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               |
| SL                                                                                                                                                                                                                  | 712         | 1185               | 760         | 1264               | 812         | 1350               | 835         | 1393               | 937         | 1566               |
| 1000                                                                                                                                                                                                                | 753         | 1253               | 804         | 1337               | 859         | 1429               | 884         | 1474               | 993         | 1658               |
| 2000                                                                                                                                                                                                                | 797         | 1325               | 851         | 1415               | 909         | 1513               | 936         | 1560               | 1051        | 1756               |
| 3000                                                                                                                                                                                                                | 843         | 1402               | 901         | 1498               | 963         | 1602               | 991         | 1652               | 1114        | 1861               |
| 4000                                                                                                                                                                                                                | 893         | 1484               | 954         | 1587               | 1021        | 1698               | 1050        | 1751               | 1181        | 1973               |
| 5000                                                                                                                                                                                                                | 945         | 1572               | 1011        | 1681               | 1082        | 1800               | 1113        | 1856               | 1253        | 2093               |
| 6000                                                                                                                                                                                                                | 1002        | 1666               | 1072        | 1782               | 1147        | 1908               | 1180        | 1968               | 1329        | 2221               |
| 7000                                                                                                                                                                                                                | 1083        | 1801               | 1159        | 1928               | 1241        | 2065               | 1277        | 2130               | 1440        | 2405               |
| 8000                                                                                                                                                                                                                | 1171        | 1947               | 1254        | 2085               | 1343        | 2235               | 1382        | 2305               | 1559        | 2604               |
| 9000                                                                                                                                                                                                                | 1279        | 2128               | 1370        | 2280               | 1469        | 2445               | 1511        | 2522               | 1705        | 2851               |
| 10000                                                                                                                                                                                                               | 1397        | 2327               | 1498        | 2495               | 1606        | 2676               | 1653        | 2760               | 1866        | 3122               |

Table 5(b)-4 Take-off distance [ft] at 1050 kg, 2315 lb

**Take-off distance at 980 kg, 2161 lb**

| <b>Weight: 980 kg / 2161 lb      Flaps: T/O</b><br><b>V<sub>R</sub>: 54 KIAS      Power: MAX</b><br><b>Airspeed for initial climb: 59 KIAS      Runway: dry, level, paved</b> |             |                   |             |                   |             |                   |             |                   |             |                   |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------------|
| Pressure Altitude                                                                                                                                                             | ISA         |                   | ISA + 10°C  |                   | ISA + 20°C  |                   | ISA + 30°C  |                   | ISA + 35°C  |                   |
|                                                                                                                                                                               | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle | Ground Roll | Over 15m obstacle |
|                                                                                                                                                                               | (ft)        | (m)               | (m)         | (m)               | (m)         | (m)               | (m)         | (m)               | (m)         | (m)               |
| SL                                                                                                                                                                            | 182         | 302               | 194         | 322               | 207         | 344               | 213         | 355               | 239         | 399               |
| 1000                                                                                                                                                                          | 192         | 319               | 205         | 341               | 219         | 364               | 225         | 376               | 253         | 422               |
| 2000                                                                                                                                                                          | 203         | 338               | 217         | 361               | 232         | 385               | 238         | 398               | 268         | 448               |
| 3000                                                                                                                                                                          | 215         | 357               | 230         | 382               | 245         | 408               | 253         | 421               | 284         | 474               |
| 4000                                                                                                                                                                          | 227         | 378               | 243         | 404               | 260         | 433               | 268         | 446               | 301         | 503               |
| 5000                                                                                                                                                                          | 241         | 401               | 258         | 428               | 276         | 459               | 284         | 473               | 319         | 533               |
| 6000                                                                                                                                                                          | 255         | 424               | 273         | 454               | 292         | 486               | 301         | 502               | 339         | 566               |
| 7000                                                                                                                                                                          | 276         | 459               | 295         | 491               | 316         | 526               | 326         | 543               | 367         | 613               |
| 8000                                                                                                                                                                          | 298         | 496               | 319         | 531               | 342         | 569               | 352         | 587               | 397         | 664               |
| 9000                                                                                                                                                                          | 326         | 542               | 349         | 581               | 374         | 623               | 385         | 643               | 435         | 726               |
| 10000                                                                                                                                                                         | 356         | 593               | 382         | 636               | 409         | 682               | 421         | 703               | 475         | 796               |

Table 5(b)-5 Take-off distance [m] at 980 kg, 2161 lb

### Take-off distance at 980 kg, 2161 lb (continued)

| <b>Weight: 980 kg / 2161 lb      Flaps: T/O</b><br><b>V<sub>R</sub>: 54 KIAS      Power: MAX</b><br><b>Airspeed for initial climb: 59 KIAS      Runway: dry, level, paved</b> |             |                    |             |                    |             |                    |             |                    |             |                    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|
| Pressure Altitude                                                                                                                                                             | ISA         |                    | ISA + 18°F  |                    | ISA + 36°F  |                    | ISA + 54°F  |                    | ISA + 63°F  |                    |
|                                                                                                                                                                               | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle | Ground Roll | Over 50ft obstacle |
|                                                                                                                                                                               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               | (ft)        | (ft)               |
| SL                                                                                                                                                                            | 595         | 990                | 635         | 1057               | 678         | 1129               | 698         | 1164               | 783         | 1309               |
| 1000                                                                                                                                                                          | 630         | 1047               | 672         | 1118               | 718         | 1194               | 739         | 1232               | 830         | 1386               |
| 2000                                                                                                                                                                          | 666         | 1108               | 711         | 1183               | 760         | 1264               | 782         | 1304               | 879         | 1468               |
| 3000                                                                                                                                                                          | 705         | 1172               | 753         | 1252               | 805         | 1339               | 828         | 1381               | 931         | 1556               |
| 4000                                                                                                                                                                          | 746         | 1241               | 797         | 1326               | 853         | 1419               | 878         | 1463               | 987         | 1649               |
| 5000                                                                                                                                                                          | 790         | 1314               | 845         | 1405               | 904         | 1504               | 930         | 1551               | 1047        | 1749               |
| 6000                                                                                                                                                                          | 837         | 1392               | 896         | 1489               | 959         | 1595               | 987         | 1645               | 1111        | 1856               |
| 7000                                                                                                                                                                          | 905         | 1505               | 969         | 1611               | 1038        | 1726               | 1068        | 1780               | 1203        | 2010               |
| 8000                                                                                                                                                                          | 978         | 1627               | 1048        | 1743               | 1123        | 1868               | 1155        | 1926               | 1303        | 2176               |
| 9000                                                                                                                                                                          | 1069        | 1779               | 1145        | 1906               | 1228        | 2044               | 1263        | 2108               | 1425        | 2383               |
| 10000                                                                                                                                                                         | 1168        | 1945               | 1252        | 2085               | 1342        | 2237               | 1381        | 2307               | 1560        | 2610               |

Table 5(b)-6 Take-off distance [ft] at 980 kg, 2161 lb

### 5.3.8 Climb Performance - Take-off climb

#### Take-off at 1150 kg, 2535 lb

Notes:

1. For operation in air colder than provided, use coldest data
2. For operation in air warmer than provided, use extreme caution

|                                     |                                 |                      |                      |                      |                      |
|-------------------------------------|---------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Weight: 1150 kg / 2535 lb           |                                 |                      |                      | Flaps: T/O           |                      |
| Airspeed for initial climb: 66 KIAS |                                 |                      |                      | Power: MAX           |                      |
| Pres. Alt.                          | RATE OF CLIMB (feet per minute) |                      |                      |                      |                      |
|                                     | Temperature (°C/ °F)            |                      |                      |                      |                      |
| (ft)                                | ISA                             | ISA+10°C<br>ISA+18°F | ISA+20°C<br>ISA+36°F | ISA+30°C<br>ISA+54°F | ISA+35°C<br>ISA+63°F |
| SL                                  | 769                             | 766                  | 758                  | 705                  | 661                  |
| 1000                                | 766                             | 764                  | 756                  | 702                  | 659                  |
| 2000                                | 764                             | 761                  | 753                  | 700                  | 656                  |
| 3000                                | 762                             | 759                  | 751                  | 697                  | 654                  |
| 4000                                | 759                             | 757                  | 748                  | 695                  | 651                  |
| 5000                                | 757                             | 754                  | 746                  | 692                  | 649                  |
| 6000                                | 754                             | 751                  | 743                  | 689                  | 646                  |
| 7000                                | 752                             | 749                  | 740                  | 687                  | 643                  |
| 8000                                | 749                             | 746                  | 738                  | 684                  | 640                  |
| 9000                                | 728                             | 725                  | 716                  | 664                  | 621                  |
| 10000                               | 707                             | 704                  | 695                  | 643                  | 601                  |

Table 5(b)-7 Take-off climb performance at 1150 kg, 2535 lb

### 5.3.9 Climb Performance - Cruise climb

#### Cruise climb at 1150 kg, 2535 lb

Notes:

1. For operation in air colder than provided, use coldest data
2. For operation in air warmer than provided, use extreme caution

|                                     |                                 |                      |                      |                      |                      |
|-------------------------------------|---------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Weight: 1150 kg / 2535 lb           |                                 |                      |                      | Flaps: UP            |                      |
| Airspeed for initial climb: 78 KIAS |                                 |                      |                      | Power: MAX           |                      |
| Pres. Alt.                          | RATE OF CLIMB (feet per minute) |                      |                      |                      |                      |
|                                     | Temperature (°C/ °F)            |                      |                      |                      |                      |
| (ft)                                | ISA                             | ISA+10°C<br>ISA+18°F | ISA+20°C<br>ISA+36°F | ISA+30°C<br>ISA+54°F | ISA+35°C<br>ISA+63°F |
| SL                                  | 918                             | 913                  | 901                  | 829                  | 918                  |
| 1000                                | 914                             | 909                  | 896                  | 824                  | 914                  |
| 2000                                | 909                             | 904                  | 891                  | 819                  | 909                  |
| 3000                                | 905                             | 899                  | 887                  | 814                  | 905                  |
| 4000                                | 900                             | 894                  | 882                  | 809                  | 900                  |
| 5000                                | 895                             | 889                  | 877                  | 804                  | 895                  |
| 6000                                | 890                             | 884                  | 871                  | 798                  | 890                  |
| 7000                                | 885                             | 879                  | 866                  | 793                  | 885                  |
| 8000                                | 880                             | 874                  | 861                  | 787                  | 880                  |
| 9000                                | 850                             | 844                  | 831                  | 759                  | 850                  |
| 10000                               | 821                             | 814                  | 801                  | 730                  | 821                  |
| 11000                               | 791                             | 784                  | 771                  | 701                  | 791                  |
| 12000                               | 761                             | 754                  | 740                  | 672                  | 761                  |
| 13000                               | 730                             | 723                  | 710                  | 643                  | 730                  |
| 14000                               | 700                             | 693                  | 680                  | 614                  | 700                  |
| 15000                               | 670                             | 662                  | 649                  | 584                  | 670                  |
| 16000                               | 639                             | 632                  | 618                  | 554                  | 639                  |

Table 5(b)-8 Cruise climb performance at 1150 kg, 2535 lb



**Cruise climb at 1050 kg, 2315 lb****Notes:**

1. For operation in air colder than provided, use coldest data
2. For operation in air warmer than provided, use extreme caution

|                                     |                                 |                      |                      |                      |                      |
|-------------------------------------|---------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Weight: 1050 kg / 2315 lb           |                                 |                      |                      | Flaps: UP            |                      |
| Airspeed for initial climb: 78 KIAS |                                 |                      |                      | Power: MAX           |                      |
| Pres. Alt.                          | RATE OF CLIMB (feet per minute) |                      |                      |                      |                      |
|                                     | Temperature (°C/ °F)            |                      |                      |                      |                      |
| (ft)                                | ISA                             | ISA+10°C<br>ISA+18°F | ISA+20°C<br>ISA+36°F | ISA+30°C<br>ISA+54°F | ISA+35°C<br>ISA+63°F |
| SL                                  | 1048                            | 1043                 | 1030                 | 952                  | 888                  |
| 1000                                | 1044                            | 1038                 | 1026                 | 947                  | 884                  |
| 2000                                | 1039                            | 1034                 | 1021                 | 942                  | 879                  |
| 3000                                | 1035                            | 1029                 | 1016                 | 938                  | 874                  |
| 4000                                | 1030                            | 1025                 | 1012                 | 933                  | 869                  |
| 5000                                | 1026                            | 1020                 | 1007                 | 928                  | 864                  |
| 6000                                | 1021                            | 1015                 | 1002                 | 923                  | 859                  |
| 7000                                | 1016                            | 1010                 | 997                  | 917                  | 854                  |
| 8000                                | 1011                            | 1005                 | 991                  | 912                  | 848                  |
| 9000                                | 979                             | 973                  | 960                  | 882                  | 819                  |
| 10000                               | 947                             | 941                  | 928                  | 851                  | 789                  |
| 11000                               | 915                             | 909                  | 895                  | 820                  | 760                  |
| 12000                               | 883                             | 877                  | 863                  | 789                  | 730                  |
| 13000                               | 851                             | 844                  | 831                  | 758                  | 700                  |
| 14000                               | 819                             | 812                  | 798                  | 727                  | 670                  |
| 15000                               | 786                             | 779                  | 766                  | 696                  | 640                  |
| 16000                               | 753                             | 746                  | 733                  | 664                  | 609                  |

Table 5(b)-9 Cruise climb performance at 1050 kg, 2315 lb

### Cruise climb at 980 kg, 2161 lb

**Notes:**

1. For operation in air colder than provided, use coldest data
2. For operation in air warmer than provided, use extreme caution

|                                     |                                 |                      |                      |                      |                      |
|-------------------------------------|---------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Weight: 980 kg / 2161 lb            |                                 |                      |                      | Flaps: UP            |                      |
| Airspeed for Initial climb: 78 KIAS |                                 |                      |                      | Power: MAX           |                      |
| Pres. Alt.                          | RATE OF CLIMB (feet per minute) |                      |                      |                      |                      |
|                                     | Temperature (°C/ °F)            |                      |                      |                      |                      |
| (ft)                                | ISA                             | ISA+10°C<br>ISA+18°F | ISA+20°C<br>ISA+36°F | ISA+30°C<br>ISA+54°F | ISA+35°C<br>ISA+63°F |
| SL                                  | 1153                            | 1148                 | 1135                 | 1051                 | 984                  |
| 1000                                | 1149                            | 1144                 | 1131                 | 1047                 | 979                  |
| 2000                                | 1144                            | 1140                 | 1126                 | 1042                 | 975                  |
| 3000                                | 1140                            | 1135                 | 1122                 | 1038                 | 970                  |
| 4000                                | 1136                            | 1131                 | 1117                 | 1033                 | 965                  |
| 5000                                | 1131                            | 1126                 | 1112                 | 1028                 | 960                  |
| 6000                                | 1127                            | 1121                 | 1108                 | 1023                 | 955                  |
| 7000                                | 1122                            | 1117                 | 1103                 | 1018                 | 950                  |
| 8000                                | 1117                            | 1112                 | 1098                 | 1013                 | 945                  |
| 9000                                | 1084                            | 1078                 | 1064                 | 981                  | 914                  |
| 10000                               | 1050                            | 1044                 | 1030                 | 949                  | 883                  |
| 11000                               | 1017                            | 1010                 | 996                  | 916                  | 852                  |
| 12000                               | 983                             | 976                  | 962                  | 884                  | 821                  |
| 13000                               | 949                             | 942                  | 928                  | 851                  | 789                  |
| 14000                               | 915                             | 908                  | 894                  | 818                  | 758                  |
| 15000                               | 880                             | 874                  | 860                  | 785                  | 726                  |
| 16000                               | 846                             | 839                  | 825                  | 752                  | 694                  |

Table 5(b)-10 Cruise climb performance at 980 kg, 2161 lb

### 5.3.10 Cruise Performance

#### Cruise performance, standard tanks

##### Conditions:

Weight ..... 1150 kg, 2535 lb  
 Standard Tanks..... 106 l (28 US gal) usable fuel  
 Flaps ..... UP

##### Notes:

1. Endurance information is based on standard tanks with 106 l (28 US gal) usable fuel.
2. Endurance time of this table is reduced by the time for startup and taxi, time, fuel and distance to climb and 45 min reserve.
3. The range data of this table take into account the distance to climb and are reduced by 45 min reserve.
4. Increase true airspeed (KTAS/mph) and maximum range (NM) by 1% per 10°C above ISA temperature.
5. Cruise Power above 75% not recommended. For economic cruise set load 70% or less.

| <b>Weight:</b> 1150 kg / 2535 lb            |             |             |                  |                   | <b>Flaps:</b> UP |                  |
|---------------------------------------------|-------------|-------------|------------------|-------------------|------------------|------------------|
| <b>Standard</b>                             |             |             |                  |                   |                  |                  |
| <b>Tanks:</b> 106 l (28 US gal) usable fuel |             |             |                  |                   |                  |                  |
| <b>Pres. Alt.</b>                           | <b>Load</b> | <b>KTAS</b> | <b>Fuel Flow</b> |                   | <b>Range</b>     | <b>Endurance</b> |
| <b>(ft)</b>                                 | <b>(%)</b>  | <b>(kt)</b> | <b>(l/h)</b>     | <b>(US gal/h)</b> | <b>(NM)</b>      | <b>(hrs)</b>     |
| SL                                          | 100         | 143         | 33.6             | 8.9               | 326              | 2.3              |
| SL                                          | 90          | 137         | 29.6             | 7.8               | 370              | 2.7              |
| SL                                          | 80          | 131         | 25.8             | 6.8               | 420              | 3.2              |
| SL                                          | 70          | 124         | 22.1             | 5.8               | 480              | 3.9              |
| SL                                          | 60          | 117         | 18.6             | 4.9               | 552              | 4.7              |
| SL                                          | 50          | 107         | 15.3             | 4.0               | 635              | 5.9              |
|                                             |             |             |                  |                   |                  |                  |
| 2000                                        | 100         | 145         | 33.6             | 8.9               | 330              | 2.2              |
| 2000                                        | 90          | 140         | 29.6             | 7.8               | 374              | 2.6              |
| 2000                                        | 80          | 133         | 25.8             | 6.8               | 424              | 3.1              |
| 2000                                        | 70          | 126         | 22.1             | 5.8               | 485              | 3.8              |
| 2000                                        | 60          | 118         | 18.6             | 4.9               | 556              | 4.6              |
| 2000                                        | 50          | 109         | 15.3             | 4.0               | 639              | 5.8              |
|                                             |             |             |                  |                   |                  |                  |
| 4000                                        | 100         | 148         | 33.6             | 8.9               | 334              | 2.1              |
| 4000                                        | 90          | 142         | 29.6             | 7.8               | 378              | 2.5              |
| 4000                                        | 80          | 136         | 25.8             | 6.8               | 428              | 3.0              |
| 4000                                        | 70          | 129         | 22.1             | 5.8               | 489              | 3.7              |
| 4000                                        | 60          | 120         | 18.6             | 4.9               | 561              | 4.5              |
| 4000                                        | 50          | 111         | 15.3             | 4.0               | 642              | 5.7              |
|                                             |             |             |                  |                   |                  |                  |
| 6000                                        | 100         | 151         | 33.6             | 8.9               | 337              | 2.1              |
| 6000                                        | 90          | 145         | 29.6             | 7.8               | 382              | 2.5              |
| 6000                                        | 80          | 138         | 25.8             | 6.8               | 432              | 2.9              |
| 6000                                        | 70          | 131         | 22.1             | 5.8               | 494              | 3.6              |
| 6000                                        | 60          | 123         | 18.6             | 4.9               | 565              | 4.4              |
| 6000                                        | 50          | 112         | 15.3             | 4.0               | 646              | 5.6              |
|                                             |             |             |                  |                   |                  |                  |
| 8000                                        | 100         | 154         | 33.6             | 8.9               | 341              | 2.0              |
| 8000                                        | 90          | 148         | 29.6             | 7.8               | 386              | 2.4              |
| 8000                                        | 80          | 141         | 25.8             | 6.8               | 437              | 2.9              |
| 8000                                        | 70          | 133         | 22.1             | 5.8               | 498              | 3.5              |
| 8000                                        | 60          | 125         | 18.6             | 4.9               | 569              | 4.3              |

| <b>Weight:</b> 1150 kg / 2535 lb                     |             |             | <b>Flaps:</b> UP |                   |              |                  |
|------------------------------------------------------|-------------|-------------|------------------|-------------------|--------------|------------------|
| <b>Standard Tanks:</b> 106 l (28 US gal) usable fuel |             |             |                  |                   |              |                  |
| <b>Pres.<br/>Alt.</b>                                | <b>Load</b> | <b>KTAS</b> | <b>Fuel Flow</b> |                   | <b>Range</b> | <b>Endurance</b> |
| <b>(ft)</b>                                          | <b>(%)</b>  | <b>(kt)</b> | <b>(l/h)</b>     | <b>(US gal/h)</b> | <b>(NM)</b>  | <b>(hrs)</b>     |
| 8000                                                 | 50          | 114         | 15.3             | 4.0               | 649          | 5.4              |
|                                                      |             |             |                  |                   |              |                  |
| 10000                                                | 90          | 150         | 29.6             | 7.8               | 390          | 2.3              |
| 10000                                                | 80          | 144         | 25.8             | 6.8               | 441          | 2.8              |
| 10000                                                | 70          | 136         | 22.1             | 5.8               | 502          | 3.4              |
| 10000                                                | 60          | 127         | 18.6             | 4.9               | 573          | 4.2              |
| 10000                                                | 50          | 115         | 15.3             | 4.0               | 652          | 5.3              |
|                                                      |             |             |                  |                   |              |                  |
| 12000                                                | 90          | 153         | 29.6             | 7.8               | 394          | 2.2              |
| 12000                                                | 80          | 146         | 25.8             | 6.8               | 446          | 2.7              |
| 12000                                                | 70          | 138         | 22.1             | 5.8               | 507          | 3.3              |
| 12000                                                | 60          | 129         | 18.6             | 4.9               | 577          | 4.1              |
| 12000                                                | 50          | 117         | 15.3             | 4.0               | 654          | 5.2              |
|                                                      |             |             |                  |                   |              |                  |
| 14000                                                | 80          | 149         | 25.8             | 6.8               | 450          | 2.6              |
| 14000                                                | 70          | 141         | 22.1             | 5.8               | 512          | 3.2              |
| 14000                                                | 60          | 131         | 18.6             | 4.9               | 582          | 4.0              |
| 14000                                                | 50          | 118         | 15.3             | 4.0               | 656          | 5.1              |
|                                                      |             |             |                  |                   |              |                  |
| 16000                                                | 80          | 152         | 25.8             | 6.8               | 455          | 2.5              |
| 16000                                                | 70          | 143         | 22.1             | 5.8               | 516          | 3.1              |
| 16000                                                | 60          | 133         | 18.6             | 4.9               | 586          | 3.9              |
| 16000                                                | 50          | 120         | 15.3             | 4.0               | 657          | 4.9              |

Table 5(b)-11 Cruise performance, standard tanks

---

---

**Cruise performance, long range tanks**

**Conditions:**

Weight ..... 1150 kg, 2535 lb  
Long Range Tanks..... 147.6 l (39 US gal) usable fuel  
Flaps ..... UP

**Notes:**

1. Endurance information is based on long-range tanks with 147.6 l (39 US gal) usable fuel.
2. Endurance time of this table is reduced by the time for startup and taxi, time, fuel and distance to climb and 45 min reserve.
3. The range data of this table take into account the distance to climb and are reduced by 45 min reserve.
4. Increase true airspeed (KTAS/mph) and maximum range (NM) by 1% per 10°C above ISA temperature.
5. Cruise Power above 75% not recommended. For economic cruise set load 70% or less.

| Weight: 1150 kg / 2535 lb              |      |      |           |            | Flaps: UP |           |
|----------------------------------------|------|------|-----------|------------|-----------|-----------|
| Long Range                             |      |      |           |            |           |           |
| Tanks: 147.6 l (39 US gal) usable fuel |      |      |           |            |           |           |
| Pres. Alt.                             | Load | KTAS | Fuel Flow |            | Range     | Endurance |
| (ft)                                   | (%)  | (kt) | (l/h)     | (US gal/h) | (NM)      | (hrs)     |
| SL                                     | 100  | 143  | 33.6      | 8.9        | 503       | 3.5       |
| SL                                     | 90   | 137  | 29.6      | 7.8        | 562       | 4.1       |
| SL                                     | 80   | 131  | 25.8      | 6.8        | 631       | 4.8       |
| SL                                     | 70   | 124  | 22.1      | 5.8        | 714       | 5.7       |
| SL                                     | 60   | 117  | 18.6      | 4.9        | 812       | 7.0       |
| SL                                     | 50   | 107  | 15.3      | 4.0        | 927       | 8.6       |
|                                        |      |      |           |            |           |           |
| 2000                                   | 100  | 145  | 33.6      | 8.9        | 510       | 3.5       |
| 2000                                   | 90   | 140  | 29.6      | 7.8        | 570       | 4.0       |
| 2000                                   | 80   | 133  | 25.8      | 6.8        | 639       | 4.7       |
| 2000                                   | 70   | 126  | 22.1      | 5.8        | 723       | 5.7       |
| 2000                                   | 60   | 118  | 18.6      | 4.9        | 821       | 6.9       |
| 2000                                   | 50   | 109  | 15.3      | 4.0        | 935       | 8.5       |
|                                        |      |      |           |            |           |           |
| 4000                                   | 100  | 148  | 33.6      | 8.9        | 517       | 3.4       |
| 4000                                   | 90   | 142  | 29.6      | 7.8        | 577       | 3.9       |
| 4000                                   | 80   | 136  | 25.8      | 6.8        | 647       | 4.6       |
| 4000                                   | 70   | 129  | 22.1      | 5.8        | 731       | 5.6       |
| 4000                                   | 60   | 120  | 18.6      | 4.9        | 830       | 6.8       |
| 4000                                   | 50   | 111  | 15.3      | 4.0        | 943       | 8.4       |
|                                        |      |      |           |            |           |           |
| 6000                                   | 100  | 151  | 33.6      | 8.9        | 524       | 3.3       |
| 6000                                   | 90   | 145  | 29.6      | 7.8        | 585       | 3.9       |
| 6000                                   | 80   | 138  | 25.8      | 6.8        | 655       | 4.6       |
| 6000                                   | 70   | 131  | 22.1      | 5.8        | 740       | 5.5       |
| 6000                                   | 60   | 123  | 18.6      | 4.9        | 839       | 6.7       |
| 6000                                   | 50   | 112  | 15.3      | 4.0        | 951       | 8.3       |
|                                        |      |      |           |            |           |           |
| 8000                                   | 100  | 154  | 33.6      | 8.9        | 532       | 3.2       |
| 8000                                   | 90   | 148  | 29.6      | 7.8        | 593       | 3.8       |
| 8000                                   | 80   | 141  | 25.8      | 6.8        | 664       | 4.5       |
| 8000                                   | 70   | 133  | 22.1      | 5.8        | 749       | 5.4       |
| 8000                                   | 60   | 125  | 18.6      | 4.9        | 848       | 6.6       |
| 8000                                   | 50   | 114  | 15.3      | 4.0        | 958       | 8.2       |

| <b>Weight:</b> 1150 kg / 2535 lb              |             |             | <b>Flaps:</b> UP |                   |              |                  |
|-----------------------------------------------|-------------|-------------|------------------|-------------------|--------------|------------------|
| <b>Long Range</b>                             |             |             |                  |                   |              |                  |
| <b>Tanks:</b> 147.6 l (39 US gal) usable fuel |             |             |                  |                   |              |                  |
| <b>Pres. Alt.</b>                             | <b>Load</b> | <b>KTAS</b> | <b>Fuel Flow</b> |                   | <b>Range</b> | <b>Endurance</b> |
| <b>(ft)</b>                                   | <b>(%)</b>  | <b>(kt)</b> | <b>(l/h)</b>     | <b>(US gal/h)</b> | <b>(NM)</b>  | <b>(hrs)</b>     |
| 10000                                         | 90          | 150         | 29.6             | 7.8               | 601          | 3.7              |
| 10000                                         | 80          | 144         | 25.8             | 6.8               | 673          | 4.4              |
| 10000                                         | 70          | 136         | 22.1             | 5.8               | 758          | 5.3              |
| 10000                                         | 60          | 127         | 18.6             | 4.9               | 857          | 6.4              |
| 10000                                         | 50          | 115         | 15.3             | 4.0               | 965          | 8.0              |
| 12000                                         | 90          | 153         | 29.6             | 7.8               | 610          | 3.6              |
| 12000                                         | 80          | 146         | 25.8             | 6.8               | 681          | 4.3              |
| 12000                                         | 70          | 138         | 22.1             | 5.8               | 767          | 5.2              |
| 12000                                         | 60          | 129         | 18.6             | 4.9               | 866          | 6.3              |
| 12000                                         | 50          | 117         | 15.3             | 4.0               | 972          | 7.9              |
| 14000                                         | 80          | 149         | 25.8             | 6.8               | 691          | 4.2              |
| 14000                                         | 70          | 141         | 22.1             | 5.8               | 777          | 5.1              |
| 14000                                         | 60          | 131         | 18.6             | 4.9               | 874          | 6.2              |
| 14000                                         | 50          | 118         | 15.3             | 4.0               | 978          | 7.8              |
| 16000                                         | 80          | 152         | 25.8             | 6.8               | 700          | 4.1              |
| 16000                                         | 70          | 143         | 22.1             | 5.8               | 786          | 5.0              |
| 16000                                         | 60          | 133         | 18.6             | 4.9               | 883          | 6.1              |
| 16000                                         | 50          | 120         | 15.3             | 4.0               | 983          | 7.6              |

Table 5(b)-12 Cruise performance, long range tanks



---

---

### **5.3.15 Approved Noise Data**

With TAE 125-02-114 engine and Muffler LA50 Installed:

ICAO Annex 16 Chapter X.....70.5 dB(A)



---

## **CHAPTER 6**

### **MASS AND BALANCE / EQUIPMENT LIST**

#### **6.3 MASS AND BALANCE REPORT**

After installation of the TAE 125-02-114 engine installation, the empty mass and empty mass moment must be established. Refer to the basic AFM and basic AMM for the DAI DA 40 D.

Record the data in the Mass and Balance Report of the basic AFM.

## 6.5 EQUIPMENT LIST AND EQUIPMENT INVENTORY

The following equipment is approved for the TAE 125-02-114 engine installation.

| Description                                                                           | Type                                      | Part No.               | Manufacturer                            | s/n   | in-stalled |
|---------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------|------------------------|-----------------------------------------|-------|------------|
| ENGINE                                                                                |                                           |                        |                                         |       |            |
| Engine                                                                                | TAE 125-02-114                            |                        | Continental Aerospace Technologies GmbH | 13003 | ✓          |
| Engine Control Unit<br><br>"xx" refer to Service Bulletin TM TAE 000-0007 latest Rev. | ECU (D48)                                 | 05-7610-E0001 02       | Continental Aerospace Technologies GmbH |       |            |
|                                                                                       | ECU Firmware TAE 125 mx.xx                | 02-7610-55101Rxx       |                                         | n/a   |            |
|                                                                                       | Mapping P14CxxxDA40 (Clutch)              |                        |                                         | n/a   |            |
|                                                                                       | Mapping P14DxxxDA40 (Dual Mass Fly Wheel) |                        |                                         |       |            |
|                                                                                       | ECU (D4)                                  | 05-7611-E0019 04       | Continental Aerospace Technologies GmbH | 13170 | ✓          |
|                                                                                       | ECU Firmware D4-vx.xx                     | 05-7610-E0010 xx       |                                         | n/a   | ✓          |
|                                                                                       | Mapping G14CxxxDA40 (Clutch)              |                        |                                         | n/a   |            |
|                                                                                       | Mapping G14DxxxDA40 (Dual Mass Fly Wheel) |                        |                                         |       | ✓          |
| EXHAUST SYSTEM                                                                        |                                           |                        |                                         |       |            |
| Muffler                                                                               | LA50                                      | 50-7810-H0003 01       | Continental Aerospace Technologies GmbH | n/a   | ✓          |
| ENGINE INDICATING                                                                     |                                           |                        |                                         |       |            |
| Compact Engine Display                                                                | TAE CED-125                               | 02-7730-5501-(06)-(02) | Continental Aerospace Technologies GmbH |       | ✓          |
| PROPELLER                                                                             |                                           |                        |                                         |       |            |

# AFM Supplement DA 40 D



| Description            | Type            | Part No.      | Manufacturer                            | s/n  | in-stalled |
|------------------------|-----------------|---------------|-----------------------------------------|------|------------|
| Propeller              | MTV-6-A/187-129 |               | mt-Propeller                            |      |            |
|                        | MTV-6-A/190-69  |               |                                         | 7226 | ✓          |
| AIRPLANE FLIGHT MANUAL |                 |               |                                         |      |            |
| AFM Supplement         |                 | 50-0310-50022 | Continental Aerospace Technologies GmbH | n/a  | ✓          |



---

## **CHAPTER 7**

# **DESCRIPTION OF THE AIRPLANE AND ITS SYSTEMS**

### **7.9.1 ENGINE, GENERAL**

The TAE 125-02-114 engine has the same general characteristics as the TAE 125-02-99 engine, except for the continuous and maximum power.

Max. power: 114 kW (155 DIN-HP) at 2300 RPM, ISA, SL

Max. cont. power: 114 kW (155 DIN-HP) at 2300 RPM, ISA, SL

There is no difference in operation between the different TAE 125 engine variants.

## 7.9.6 COOLING SYSTEM

The cooling system of the TAE 125-02-114 installation consists of 1 large and 1 small water-cooler. The engine oil is cooled using an oil/water-heat exchanger as part of engine. A Cabin Heat heat-exchanger is part of the liquid cooling system as well as a gearbox oil heat-exchanger. The gearbox oil heat-exchanger is part of the TAE 125-02-114 engine, but connected to the aircraft liquid cooling system. Refer to Figure 7-1 for a schematic.

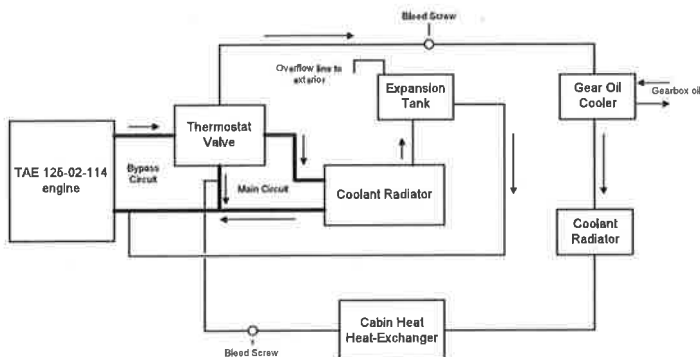


Figure 7-1 Liquid Cooling System

## 7.9.8 OIL SYSTEMS

### Lubrication system (engine and turbocharger)

The engine oil is cooled using a oil/water heat exchange which is part of the engine. There is no separate oil cooler as provided in the unmodified engine installation.

### Gearbox and propeller governor system

This oil system is independent of the engine lubrication system. To cool the gearbox a heat exchanger is connected the liquid cooling system.

Refer to Figure 7-1.



---

## **CHAPTER 8**

### **AIRPLANE HANDLING, CARE AND MAINTENANCE**

#### **8.1 INTRODUCTION**

For proper ground handling and servicing refer to the basic AFM.

The supplement to the Airplane Maintenance Manual AMM-50-02 describes the maintenance practices that apply to the TAE 125-02-114 engine installation. It supersedes or adds to the basic DA1 Airplane Maintenance Manual only as set forth therein.

#### **8.2 AIRPLANE INSPECTION INTERVALS**

Refer to supplement to the Airplane Maintenance Manual AMM-50-02 and the basic DA1 Airplane Maintenance Manual.

#### **8.3 AIRPLANE ALTERATIONS AND REPAIRS**

Alterations and repairs to the STC installation may be carried out only according to the supplement to the Airplane Maintenance Manual AMM-50-02 or i.a.w. a repair scheme which has been approved by Continental Aerospace Technologies GmbH or by the competent Airworthiness Authority.

**This page intentionally left blank**

**CHARTERWARE**

Flugsicherungsprogramm für die Allgemeine Luftfahrt

**charterware UG (haftungsbeschränkt)**

Otmar Ripp, Tel: +49 6502 9385667

*otmar.ripp@charterware.net*

**Doc No.: CS23var-010715-01-ASM-01, Rev.01**

## **Aircraft Flight Manual Supplement**

**Aircraft Interface for Flight Logger  
Charterware OBU**

**in**

**Aircraft Type and Model:** Diamond DA 400

**Serial No.:** D4.020

**This Aircraft Flight Manual Supplement is approved by EASA under  
Approval No.: 76054765 Rev. 3**

## List of effective Pages

| Page | Title                                     | Issue Date |
|------|-------------------------------------------|------------|
| 1    | Title Sheet                               | 09.07.2015 |
| 2    | List of effective Pages, Revision History | 09.07.2015 |
| 3    | Sections I to VIII                        | 09.07.2015 |
| 4    | Annex 1                                   | 09.07.2015 |

## Revision History

[illegible]

## **Section I: General**

This document describes an electrical interface (jack) mounted in the right half of the front panel. That jack is dedicated to connect a Charterware flight logger also called OBU (OnBoardUnit). The flight logger itself is not part of this installation. That device has to be handled as a PED. The pilot/operator must make sure that the applicable European respectively national operating rules (and the associated guidance material) are met.

## **Section II: Limitations**

Do not use the interface jack for other purposes than connecting a Charterware flight logger OBU

## **Section III: Emergency Procedures**

no change to basic flight manual

## **Section IV: Abnormal Procedures**

In case of interference between the flight logger and aircraft instruments:  
Pull the Sub-D connector out of the front panel mounted jack.

## **Section V: Normal Procedures**

Additional items for pre-flight check:

Ensure that the flight logger and its associated wiring is properly stowed and fixed.  
Check the flight logger plug for proper connection to the jack. Tighten the screws of the Sub-D connector only by hand without gloves. Do not use screwdrivers or other tools! Ensure that the plug can be removed immediately if necessary (see IV).

## **Section VI: Performance**

no change to basic flight manual

## **Section VII: Weight and Balance**

no change to basic flight manual

## **Section VIII: Technical Description**

For details concerning the flight logger see Charterware document User's Manual OBU..  
For details concerning the installation see Charterware Installation and Continued Airworthiness Manual CS23var-010715-01-INM-01Rev.01.  
For an installation example see annex 1.

## Annex 1: Example Photographs of the mounted Flight Logger

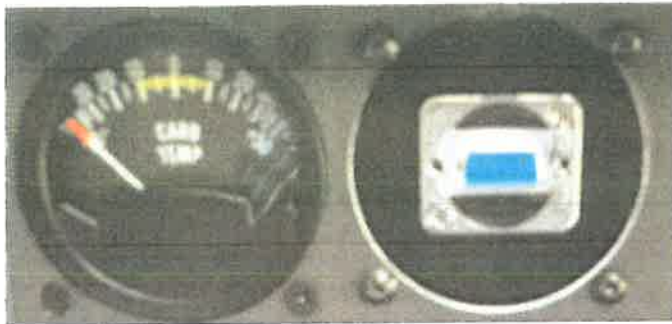


Figure 1.1.: Jack for OBU Logger mounted within metallic faceblade of an instrument slot



Figure 1.2.: OBU Logger during a flight in a typical Cockpit on Top Environment

# **VT-2000**

## **Secondary Surveillance Radar Transponder Mode-S**

# **Bedienungsanleitung**

Bitte nehmen Sie dieses Dokument in das  
Flug- und Betriebshandbuch Ihres Luftfahrzeuges auf.

**GARRECHT**  
**Avionik GmbH**



© 2007-2012 - Garrecht Avionik GmbH, 55411 Bingen/Germany

## Verzeichnis der Änderungen

**Bitte diese Seite stets als erste Seite im Handbuch belassen**

[illegible]



## Inhaltsverzeichnis

|                                                        |    |
|--------------------------------------------------------|----|
| Verzeichnis der Änderungen .....                       | 2  |
| Inhaltsverzeichnis .....                               | 3  |
| Vorwort .....                                          | 4  |
| 1. Ein- und Ausschalten .....                          | 5  |
| 2. Normaler Betrieb .....                              | 5  |
| 2.1. Eingabe Squawk .....                              | 6  |
| 2.2. Eingabe Standby Squawk .....                      | 7  |
| 2.3. Auswahl der Betriebsart (Mode) .....              | 8  |
| 2.4. IDENT Funktion .....                              | 8  |
| 2.5. Zusätzliche Funktionen .....                      | 9  |
| 2.5.1. Stoppuhr (Timer) .....                          | 9  |
| 2.5.2. Höhenmonitor .....                              | 10 |
| 2.5.3. Countdown .....                                 | 11 |
| 2.6. Weitere Einstellungen .....                       | 12 |
| 2.6.1. Grundlagen zur Bedienung: .....                 | 12 |
| 2.6.1.1. Navigation in Menüs: .....                    | 12 |
| 2.6.1.2. Eingabe von Werten .....                      | 13 |
| 2.6.1.3. Menüstruktur VT-2000 .....                    | 14 |
| 2.7. Einstellung flugspezifischer Daten .....          | 18 |
| 2.7.1. Flight-ID / Flugzeugkennzeichen .....           | 18 |
| 3. Fehlermeldungen / Warnungen .....                   | 19 |
| 3.1. Systemverhalten und -anzeige bei Fehlern: .....   | 19 |
| 3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen: ..... | 19 |
| 3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen: ..... | 20 |
| 3.3. Liste möglicher Fehler-/Warncodes .....           | 21 |

## Vorwort

Dieses Handbuch erläutert alle zum sicheren Betrieb nötigen Funktionen. Es wurde mit der gebotenen Sorgfalt erstellt. Sollten Sie weitergehende Fragen zur Bedienung des Transponders VT-2000 haben, so wenden Sie sich bitte an den Lieferanten.

In diesem Handbuch verwendetet Symbole

|                                                                                   |                                                                                                                                                          |
|-----------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | <b>Gefahr</b><br><b>Bezeichnet eine unmittelbar drohende Gefahr. Bei Nichtbeachten des Warnhinweises drohen Tod oder schwere Verletzungen</b>            |
|  | <b>Vorsicht</b><br><b>Bezeichnet einen besonderen Hinweis zum Betrieb. Bei Nichtbeachten könnten das Gerät oder andere Einrichtungen Schaden nehmen.</b> |
|  | <b>Wichtiger Hinweis</b><br><b>Bezeichnet Anwendungshinweise und andere nützliche Informationen. Bei Nichtbeachten drohen Gerätefehlfunktionen</b>       |



**Der Luftfahrzeughalter bzw. -führer ist verantwortlich für die Einhaltung der gesetzlichen Bestimmungen und Verpflichtungen, die mit dem Betrieb des eingebauten Transponders VT-2000 entstehen.**



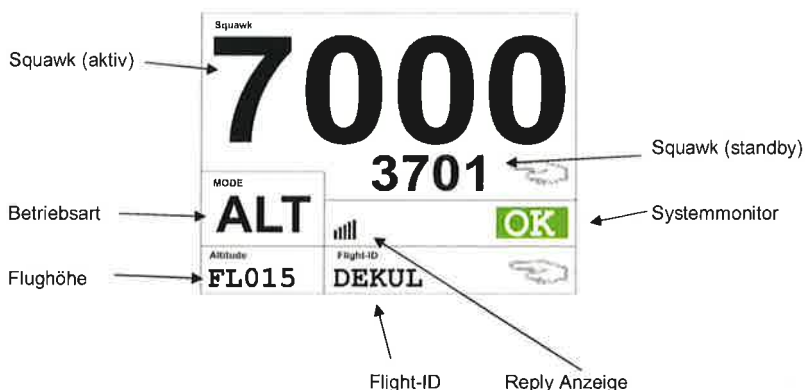
**Um Beschädigungen durch Spannungsspitzen zu vermeiden, muß das System beim Starten oder Abstellen des Flugzeugtriebwerkes stets ausgeschaltet sein. Schäden durch Spannungsspitzen sind als solche nachweisbar und fallen nicht unter den Gewährleistungsanspruch**

## 1. Ein- und Ausschalten

|                                                                                   |                                                                                                                                                                                                                                                                             |
|-----------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | <p>Das Einschalten erfolgt wahlweise durch Drücken der Tasten <b>SBY</b>, <b>GND</b>, <b>ON</b>, <b>ALT</b>. Das Gerät startet im gewählten Betriebsmodus.</p> <p>Ausgeschaltet wird das Gerät durch Drücken und Halten der <b>OFF</b>-Taste, bis das Display erlischt.</p> |
|  | <p>Displayanzeige beim Einschalten des Gerätes.</p> <p>Die im <b>Bedienteil</b> des Systems installierte Firmwareversion wird angezeigt.</p> <p>Hinweis: Informationen über weitere Firmware bzw. FPGA erhalten Sie über die Main Menu.Setting.Info des Gerätes</p>         |

## 2. Normaler Betrieb

Im normalen Betrieb wird der nachfolgende Bildschirm dargestellt.



Hinweise:

- Wenn keine Mode-S Adresse eingetragen ist, blinkt anstelle der Flight-ID der Text **No Mode-S** und das Gerät arbeitet im Mode-A/C Betrieb
- Die momentane Flughöhe (bezogen auf 1013,25 hPa) wird als Flugfläche in der unteren linken Ecke des Displays angezeigt.

## 2.1. Eingabe Squawk

Die Eingabe des Squawks erfolgt mittels des mittleren Tastenblockes.

|                                                                                   |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |
|-----------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | <ul style="list-style-type: none"><li>• Nach Drücken der ersten Taste wird der Wert an der ersten Position sofort gesetzt und der Cursor springt zur nächsten Position.</li><li>• Falscheingaben können durch Drücken der <b>CLR</b> - Taste korrigiert werden. Der Cursor wird hierfür eine Position nach links geschoben und der falsche Wert kann durch Eingabe des korrekten Wertes korrigiert werden.</li><li>• Mit Eingabe der vierten Ziffer ist der Squawk komplett und wird sofort aktiv.</li><li>• Durch Drücken der <b>VFR</b> - Taste wird der im Setup einstellbare Squawk direkt aufgerufen. Der bisher gültige Wert wird in den Standby Squawk Bereich verschoben.</li><li>• Durch Drücken der  Taste wird der aktive Squawk gegen den Standby-Squawk ausgetauscht.</li></ul> |
|  |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |

## 2.2. Eingabe Standby Squawk



Die Eingabe des Standby Squawks erfolgt ebenfalls mittels des Zahlenblockes der Tastatur.

- Aktivieren Sie hierzu durch Drücken der oberen Softkey den Edit-Modus. Das Symbol  neben dem Standby-Squawk ändert sich zu .
- Geben Sie nun den Standby-Squawk über den Zahlenblock ein.
- Falscheingaben können durch Drücken der **CLR** - Taste korrigiert werden. Der Cursor wird hierfür eine Position nach links geschoben und der falsche Wert kann durch Eingabe des korrekten Wertes korrigiert werden.
- Mit Eingabe der vierten Ziffer ist die Eingabe abgeschlossen.
- Durch Drücken der  Taste wird der aktive Squawk gegen den Standby-Squawk ausgetauscht.

## 2.3. Auswahl der Betriebsart (Mode)



Die Auswahl der Betriebsart (Mode) erfolgt durch Drücken der Tasten **SBY**, **GND**, **ON**, **ALT**.

|                                                                                   |                                                                                   |                                                                                   |                                                                                    |
|-----------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|
|  |  |  |  |
| <b>Standby Modus</b>                                                              | <b>On-Ground Modus</b>                                                            | <b>ON-Modus</b>                                                                   | <b>ALT-Modus</b>                                                                   |

| Anzeige | Betriebsart (Mode)            | Beschreibung/Funktion                                                                                                                                                |
|---------|-------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| SBY     | Standby                       | Bedienteil läuft, Hauptgerät ist deaktiviert, Transponder beantwortet keine Anfragen.                                                                                |
| GND     | Ground                        | Mode-A/C/S intermode All-Calls werden nicht beantwortet                                                                                                              |
| ON      | Gerät aktiv, ohne Höhensignal | Abfragen werden beantwortet, Gerät squittert, Höhenwerte in der Antwort stehen auf Null. Diesen Mode nur auf Anforderung der Flugverkehrskontrollstelle schalten.    |
| ALT     | Gerät aktiv                   | Abfragen werden beantwortet, Gerät squittert, Höhenwerte in der Antwort enthalten auf Display dargestellten Wert. Dieser Mode ist die Standardbetriebsart in Europa. |



Falls das Luftfahrzeug über einen Weight-on-Wheels Schalter verfügt und der Transponder hierfür konfiguriert ist, dann ist ein manuelles Schalten in den ON bzw. ALT-Modus nicht möglich, wenn das Luftfahrzeug am Boden steht.

## 2.4. IDENT Funktion

Durch Drücken der **IDT** -Taste wird die Identfunktion für 18 sek. aktiviert. Diese Funktion darf nur nach Aufforderung durch die Flugverkehrskontrolle aktiviert werden.

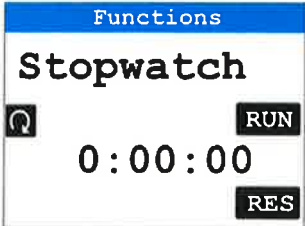
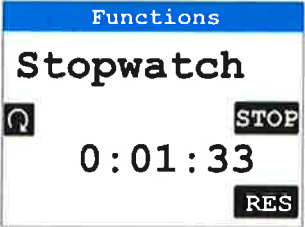
## 2.5. Zusätzliche Funktionen

Der VT-2000 bietet weitere nützliche Funktionen, wie z.B. Stoppuhr, Countdown oder Höhenmonitor.

Durch einmaliges Drücken der **PGE**-Taste erreichen Sie aus der normalen Displaydarstellung die erste Funktionsseite.

Durch Drücken der  Taste wechseln Sie zwischen den einzelnen Funktionsseiten (Softkeysymbol ).

### 2.5.1. Stoppuhr (Timer)

|                                                                                    |                                                                    |
|------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------|
|   | <b>RUN</b> startet die Stoppuhr                                    |
|                                                                                    | <b>STOP</b> hält die laufende Uhr an.                              |
|                                                                                    | <b>RES</b> setzt die laufende oder stehende Uhr auf 0:00:00 zurück |
|  |                                                                    |

## 2.5.2. Höhenmonitor

|                                                                                               |                                                                                                                                                                                                   |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <div>Functions</div> <div>AltMonitor</div> <div>Q REF</div> <div>Inactive</div> <div>GO</div> | <div>REF</div> <p>speichert den aktuellen Höhenwert als Referenz und aktiviert die Höhenmonitorfunktion.</p> <p>Abweichungen werden durch optische und akustische Anzeige signalisiert.</p>       |
|                                                                                               | <div>STOP</div> <p>beendet die Monitorfunktion.</p>                                                                                                                                               |
|                                                                                               | <div>GO</div> <p>startet diese erneut mit dem bisherigen Referenzwert.</p>                                                                                                                        |
|                                                                                               | <div>0</div> <p>reduziert die Referenzhöhe um 100ft.</p>                                                                                                                                          |
|                                                                                               | <div>2</div> <p>erhöht die Referenzhöhe um 100ft.</p>                                                                                                                                             |
|                                                                                               | <p><i>Beispiele:</i></p> <p>Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050</p> <p>Keine Abweichung vom Referenzwert (=level)</p>                                                               |
|                                                                                               | <p>Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050</p> <p>Abweichung: 300 ft zu hoch (=above)</p> <p>Ein ^ entspricht 100ft Abweichung.</p> <p>Die Pfeilrichtung zeigt das Kommando: Sinken</p> |
|                                                                                               | <p>Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050</p> <p>Abweichung: 300 ft zu niedrig (=below)</p> <p>Die Pfeilrichtung zeigt das Kommando: Steigen</p>                                       |



## 2.5.3. Countdown

|                                                                                     |                                                                                                                                                                                   |
|-------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <div>Functions</div> <div>Countdown</div> <div><b>RUN</b></div> <div>0:02:00</div>  | <p>Setzen des Startwertes:</p> <p><b>2</b> erhöht den Wert um 30 sek. .</p> <p><b>0</b> reduziert den Wert um 30 sek.</p>                                                         |
| <div>Functions</div> <div>Countdown</div> <div><b>STOP</b></div> <div>0:02:58</div> | <p>Durch langes Drücken bzw. schnelles Drücken der Tasten wird die Schrittweite vergrößert.</p> <p><b>RUN</b> startet den Countdown</p> <p><b>STOP</b> hält den Countdown an.</p> |

## 2.6. Weitere Einstellungen

Durch zweifaches Drücken der **PGE** Taste gelangen Sie aus der normalen Displaydarstellung ins Hauptmenü, wo im nicht-passwortgeschützten Bereich weitere Geräteparameter eingestellt werden können.

### 2.6.1. Grundlagen zur Bedienung:

#### 2.6.1.1. Navigation in Menüs:



Die Navigation innerhalb von Menüs erfolgt grundsätzlich mit den Tasten des Zahlenblockes



bewegt den Cursor im Menü nach oben



bewegt den Cursor im Menü nach unten

Softkey **SEL** wählt den invertierten Menüeintrag aus.

Softkey **EXIT** verlässt das Untermenü.

### 2.6.1.2. Eingabe von Werten



Felder, die einstellbare Werte enthalten, sind wie folgt zu behandeln:

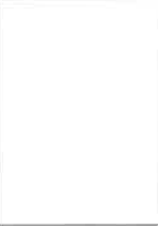
- Auswahl des zu ändernden Feldes mittels  bzw. .
- **SEL** aktiviert den Editiermodus für das gewählte Feld. Dieses wird nun invertiert dargestellt.
- Falls die erste Stelle innerhalb einer Zeichenkette invertiert dargestellt wird, Auswahl der zu ändernden Position innerhalb der Zeichenkette mittels  bzw. .
- Änderung des gewählten Wertes innerhalb der Zeichenkette mittels  bzw. .
- Wird der komplette Wert invertiert dargestellt, ist die Auswahl einzelner Position innerhalb der Zeichenkette nicht möglich. Änderung des Wertes nur mittels  bzw. .

**ESC** verlässt das Feld ohne den neuen Wert zu speichern und beendet den Editiermodus.

**SAVE** speichert den Wert des Feldes und beendet den Editiermodus.

**EXIT** verlässt das Untermenü.

## 2.6.1.3. Menüstruktur VT-2000

|                                                                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |
|-------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | <ul style="list-style-type: none"> <li>• LCD-Invert: Schaltet LCD-Anzeige manuell von Tag- auf Nachtdarstellung bzw. umgekehrt</li> <li>• Settings: Ruft Untermenü Settings auf</li> <li>• Password: Ruft Seite zur Passwordeingabe für erweiterte Setupzwecke auf.</li> </ul>                                          |
|  | <p>Nachtdarstellung</p>                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |
|  | <p>Untermenü Settings:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Backlight (Steuerung des LCD Backlights)</li> <li>• VFR Squawk (Voreinstellung der VFR-Taste)</li> <li>• Installation</li> <li>• Info (Zeigt Startbildschirm mit Firmware-Version)</li> </ul>                                                       |
|  | <p>Untermenü Backlight.</p> <p>Wählen Sie mit den Tasten  bzw.  die gewünschte Helligkeitssteuerung von LCD und Tastatur aus. Zur Auswahl stehen:</p> |

|  |                                                                                                                                                                                                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |
|--|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | <div> <div>Backlight</div> <div>Control amb-light</div> <div>Max.Brightness</div> <div>LCD</div> <div>Keypad</div> <div>Min.Brightness</div> <div>LCD</div> <div>Keypad</div> <div>ESC</div> <div>SAVE</div> </div> | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Dimm bus: Helligkeitssteuerung über Dimm-Bus des Luftfahrzeuges</li> <li>• Amb-light: Automatische Helligkeitssteuerung über geräteinternen Helligkeitssensor</li> <li>• Manual: Manuelle Einstellung</li> </ul> <p>Hinweis: Der Helligkeitsabgleich für Dimm-Bus und Amb-Light ist nur über das Gerätesetup möglich. Konsultieren Sie hierzu bitten Ihren Avionik-Fachbetrieb.</p> |
|  | <div> <div>Backlight</div> <div>Control manual</div> <div>Max.Brightness</div> <div>LCD</div> <div>Keypad</div> <div>ESC</div> <div>SAVE</div> </div>                                                               |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |
|  | <div> <div>Backlight</div> <div>Control manual</div> <div>Max.Brightness</div> <div>LCD</div> <div>Keypad</div> <div>ESC</div> <div>SAVE</div> </div>                                                               |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |
|  | <div> <div>VFR-Squawk</div> <div>7000</div> <div>EXIT</div> <div>SEL</div> </div>                                                                                                                                   | <p>Untermenü VFR Squawk</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Programmierung des Squawks, der mit der <b>VFR</b> - Taste aufgerufen wird.</li> </ul> <p>Eingabe des gewünschten Wertes wie in 2.10.1 beschrieben</p>                                                                                                                                                                                                  |

|  |                                                                                                                                                |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |
|--|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | <div><div>Installation</div><div><div>Acft Data</div><div>ADSB</div></div><div>EXIT</div><div>SEL</div></div>                                  | <p>Untermenü Installation</p> <ul style="list-style-type: none"><li>• Acft Data: Anzeige flugzeugspezifischer Daten</li><li>• ADSB: Anzeige der ADS-B out Konfiguration</li></ul> <p><b>Hinweis:</b><br/>Im normalen Betriebsmodus sind die Werte nicht änderbar.<br/><b>Hinweise zur Änderung der Konfiguration entnehmen Sie bitte dem Installationshandbuch.</b></p> |
|  | <div><div>Acft-data</div><div>Address 3C1357<br/>FlightId DEKOL<br/>AltSrc i 25ft<br/>OTG inst<br/>Maxspeed unknown</div><div>EXIT</div></div> | <p><b>Address:</b> 24-Bit Mode-S Adresse<br/><b>Flight-ID:</b> Kennzeichen bzw. Flugnummer<br/><b>AltSrc:</b> Höhenquelle d. Alticoders<br/><b>OTG:</b> Konfiguration d. On-Ground-Interfaces<br/><b>Maxspeed:</b> max. Geschwindigkeit des Flugzeuges</p>                                                                                                              |
|  | <div><div>ADSB</div><div>Category 27<br/>Alt90-In inst<br/>L/W Code 15</div><div>EXIT</div></div>                                              | <p><b>Category:</b> Luftfahrzeugkategorie<br/><b>A1090-In:</b> ADS-B in an Bord installiert<br/><b>L/W Code:</b> Information über Flugzeugabmessungen</p>                                                                                                                                                                                                               |

|                                                                           |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                |                                                                                                                                                                                            |                                                                                                                                                 |
|---------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|                                                                           |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | <br><b>VT-2000</b><br><b>GARRECHT</b><br><b>Avionik</b><br><b>UI: v2.06</b><br><b>XP: v170 FPGA: v11</b> | <p>Untermenü Info:</p> <p>Anzeige der Softwareversionen des Bedienpanels (UI), des Tranponderhauptteils (XP), sowie der FPGA-Version (FPGA)</p> |
| <p>Key Password</p> <p>FAAB62DA</p> <p>0000000</p> <p>EXIT</p> <p>SEL</p> | <p>Seite zur Eingabe des Passwortes. Nach korrekter Eingabe ist die Änderung der Gerätekonfiguration möglich.</p> <p>Das Passwort zur Eingabe der flugzeugspezifischen Daten finden Sie im Installationshandbuch.</p> <p>Der Parameter Key wird zur Erzeugung von Passwörtern zu Wartungszwecken benötigt.</p> |                                                                                                                                                                                            |                                                                                                                                                 |

## 2.7. Einstellung flugspezifischer Daten

### 2.7.1. Flight-ID / Flugzeugkennzeichen

Die Flight ID (Flugnummer bei Linien- oder kommerziellen Flügen) oder das Flugzeugkennzeichen (bei kleineren Flugzeugen) wird bei Mode-S Antworten mit übertragen.



**Die Flight ID sollte nur wenn nötig verändern werden. Normalerweise ist die FID das Rufzeichen Ihres Flugzeuges, außer Feld 7 des aufgegeben Flugplanes enthält andere Daten. Bitte prüfen Sie vor jedem Flug, daß die FID korrekt eingestellt ist.**

Folgende Schritte sind nötig, um Flight-ID / Flugzeugkennzeichen einzustellen:




Flight-ID im Edit-Modus

- Schalten Sie den Transponder in den Standby Modus (SBY)
- Drücken Sie auf die Softkeytaste
- Das Symbol neben der Flight-ID ändert sich zu ☒.
- Navigieren Sie mit den Tasten bzw. an die gewünschte Position und ändern Sie mit den Tasten bzw. den Wert
- Beenden Sie die Eingabe durch erneutes Drücken der unteren Softkeytaste. Das Symbol ☒ wechselt wieder zu



Die Einstellung aller flugzeugspezifischen Daten (Mode-S Adresse etc.) ist im Installationshandbuch beschrieben.



### 3. Fehlermeldungen / Warnungen

Fehler sind vom Selbsttest festgestellte massive Fehlfunktionen. Diese können im allgemeinen nicht selbst behoben werden. Warnungen sind Betriebszustände, die eine Fehl- oder Nichtfunktion nach sich ziehen können. Diese Zustände bzw. deren Ursache können teilweise vom Benutzer selbst behoben werden.

Beide Zustände werden sowohl optisch, als auch akustisch signalisiert.

Wenn das Gerät bei Wiederinbetriebnahme durch Wechsel in den ALT-Modus erneut einen Fehler meldet, kontaktieren Sie bitte Ihren LTB oder Lieferanten.

#### 3.1. Systemverhalten und -anzeige bei Fehlern:



Anstelle des Wortes **Code** wird ein Fehlercode angezeigt.

Beim Erkennen eines schwerwiegenden Fehlers wird das Gerät in den Standby-Modus gesetzt, d.h. es werden weder Anfragen beantwortet noch Squitter ausgestrahlt. Gleichzeitig ertönt eine akustische Warnung, die durch Drücken der **CLR** Taste quittiert und beendet werden kann. Dadurch wird verhindert, daß Systemkomponenten beschädigt werden oder das Flugsicherungssystem gestört wird.

Der Systemmonitor zeigt auf dem Display den Fehlercode rot hinterlegt an.

Durch Wechsel der Betriebsart von SBY in ON oder ALT kann die Fehlermeldung zurückgesetzt werden. Tritt der Fehler danach jedoch erneut auf, schaltet das System wieder in den Fehlermodus.



**Wenn ein Systemfehler festgestellt wurde, informieren Sie bitte umgehend die zuständige Flugverkehrskontrollstelle, mit der Sie in Kontakt stehen, falls Sie in einem Luftraum mit Transponderpflicht (z.B. TMZ, Luftraum C) fliegen. Versuchen Sie bitte nicht, während des Fluges die Fehlerursache selbst zu lokalisieren. Konzentrieren Sie sich nur auf die Führung Ihres Flugzeuges!!!**

### 3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen:

Das Gerät warnt vor Betriebsbedingungen, die eine baldige Fehlfunktion erwarten lassen. Es obliegt dem Benutzer, diese Gefahr abzuwenden. Warnungen werden für zu niedrige Betriebsspannung oder bei Alticoderproblemen ausgegeben.

|                                                                                                                                                       |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  <p>Anstelle des Wortes <b>Code</b> wird ein Warncode angezeigt.</p> | <p>Erkennt der systemeigene Überwachungsmonitor ein Problem, das jedoch noch nicht als Fehler klassifiziert, wird dieser Zustand als Warnung angezeigt. Das Gerät arbeitet weiter, u.U. jedoch mit Einschränkungen.</p> <p>Gleichzeitig ertönt eine akustische Warnung, die durch Drücken der <b>CLR</b> Taste quittiert und beendet werden kann.</p> <p>Der Systemmonitor zeigt auf dem Display den Warncode gelb hinterlegt an.</p> <p>Wird der Grund der Warnung nicht mehr vom Überwachungsmonitor erkannt, wird die Warnung automatisch beendet,</p> <p>Durch Wechsel der Betriebsart von SBY in ON oder ALT kann die Fehlermeldung zurückgesetzt werden. Tritt der Fehler danach jedoch erneut auf, schaltet das System wieder in den Fehlermodus.</p> <p>Bei Problemen des Höhenencoders oder bei Betrieb außerhalb des zulässigen Höhenbereiches wird die Höhenübertragung deaktiviert und auch nicht mehr angezeigt (entspricht Modus <b>ON</b>).</p> |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|



Wenn eine Systemwarnung festgestellt wurde, informieren Sie bitte umgehend die zuständige Flugverkehrskontrollstelle, mit der Sie in Kontakt stehen, falls Sie in einem Luftraum mit Transponderpflicht (z.B. TMZ, Luftraum C) fliegen. Versuchen Sie bitte nicht, während des Fluges die Fehlerursache selbst zu lokalisieren. Konzentrieren Sie sich nur auf die Führung Ihres Flugzeuges!!!

### 3.3. Liste möglicher Fehler-/Warncodes

Die nachfolgende Tabelle beschreibt die Bedeutung der angezeigten Fehlercodes. Mit \* gekennzeichnete Fehler können auf Installationsprobleme verursacht sein.

Alle anderen Fehlermeldungen sind auf geräteinterne Fehlfunktionen zurückzuführen. Das Gerät muß dann durch den Hersteller oder einen autorisierten Instandhaltungsbetrieb repariert werden.

| Fehlercode |   | Beschreibung                       | mögliche Ursache                                 |
|------------|---|------------------------------------|--------------------------------------------------|
| SQUIT      |   | Squitterfehler                     | Defekt in Senderendstufe                         |
| VSUP       |   | Betriebsspannung zu niedrig        | Akku leer                                        |
| ANT        | * | Antennenfehler                     | Antennenkabel oder Antenne fehlerhaft            |
| PRSS       |   | Drucksensorfehler                  | Drucksensor defekt                               |
| COMM       | * | CAN-Bus Kommunikationsfehler       | Kurzschluß am CAN-Bus oder interner Gerätefehler |
| TXPL       |   | Sender PLL-Fehler                  | Frequenzerzeugung im Senderendstufe defekt       |
| FPGA       |   | FPGA-Fehler                        | Fehler der internen Logik                        |
| V36        |   | Fehler der internen 36V Versorgung | Fehler im internen Spannungswandler              |



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

Multi Model List (MML)

Aircraft Registration No: *OE-KD1*

Aircraft Serial Number: *D4.020*

Garmin GNS-W GPS navigation system

EASA approval reference: 10037701 Rev 3

ADDITIONAL LIMITATIONS AND INFORMATION FOR CERTIFICATION

The limitations and information contained herein either supplement  
or, in the case of conflict, override those in the flight manual

### Table of Contents

|                                            |   |
|--------------------------------------------|---|
| Table of Contents.....                     | 2 |
| 1 General.....                             | 2 |
| 2 Limitations .....                        | 5 |
| 3 Abnormal / Emergency Procedures .....    | 6 |
| 4 Normal Procedures.....                   | 7 |
| 5 Performance.....                         | 7 |
| 6 Weight and Balance/Equipment List .....  | 7 |
| 7 System Descriptions .....                | 8 |
| 8 Handling, Servicing and Maintenance..... | 8 |
| 9 Supplements.....                         | 8 |
| 10 Safety Information.....                 | 8 |

| Amendment record |                                                                                                                |              |
|------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Issue            | Reason for Issue                                                                                               | DQ reference |
| 1                | Initial issue                                                                                                  | -            |
| 2                | Updated text per meeting with the CAA                                                                          | 11-120       |
| 3                | Document updated to the GAEL template.<br>Pilot's Guide: 190-00356-00 updated to Rev J                         | 14-263       |
| 4                | GNS-W is the RNAV primary system and TAW-B capability.                                                         | 15-076       |
| 5                | Updates per feedback from EASA                                                                                 | 15-140       |
| 6                | Typo correction page 5. Updated table in 1.2 for TAWS-B paragraph references.                                  | 15-153       |
| 7                | Updated requirements for remote annunciation.                                                                  | 16-022       |
| 8                | Amend second Comm and Nav/GPS requirements in 1.1. Add ADF and alternate equipment requirements in section 2.3 | 17-005       |

## 1 General

- 1.1. The aircraft is installed with a Garmin GPS, navigation/communication unit in the number one system position. A second VHF navigation or certified GPS system is installed in the number two system position. Garmin units approved within this supplement are: GNS430W, GNS430AW, GNS530W, GNS530AW, GNS530W-TAWS & GNS530AW-TAWS (hereafter referred to as the GNS-W).  
GPS system status is via the annunciators built-in to the GNS-W unit, unless an MD41-14xx GPS Annunciation Unit is required due to the position of the GNS-W falling outside the 'Normal' or 'Primary Maximum' field of view. Alternatively, the aircraft may be equipped with an EFIS HSI containing the required GPS annunciators.

The GNS-W is a fully integrated panel mounted unit, which contains a VHF communications transceiver, a VOR/ILS receiver, and a Global Positioning System (GPS) and a navigation computer.

The GNS-W has Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) to assess the integrity of Global Positioning System (GPS) signals. RAIM ensures that the available satellite geometry will allow the receiver to calculate a position within a specified protection limit:

- 4 NM for oceanic
- 2 NM for en route
- 1 NM for terminal
- 0.3 NM for non-precision approaches

The GNS-W interfaces with an E/HSI or CDI to provide desired course and cross track deviation display. The E/HSI can be used for GPS or radio navigation displays as selected by the pilot. A navigation source annunciator is located within the area containing primary flight instruments to indicate whether radio navigation or GPS information is being displayed. The GNS-W contains a navigation database of NDBs, VORs, Airports, airspace and SIDs/STARs. The database is maintained on a 28-day cycle. The GNS-W allows the pilot to create up to 20 flight plans, with up to 31 waypoints in each flight plan. The unit can store up to 1000 user waypoint locations.

The GNS-W uses a flashing "MSG" annunciator at the bottom of the screen (directly above the MSG key) to alert the pilot of any important information or warnings. While most messages are advisory in nature, warning messages may require the pilot's intervention.

Leg sequencing is automatic within the GNS-W. For installations with electronic HSIs the course pointer is automatically slewed to the next waypoint. For installations with electro/mechanical HSIs the course pointer is changed to the next waypoint by the pilot with a prompt provided by the GNS-W. The pilot will receive a visual MSG advising of approach to a waypoint and in mechanical HSI installations, a prompt to reset the course pointer to the next leg.

The GNS-W can provide external outputs to a compatible EFIS system (Garmin G600/500, Aspen EFD1000, Sandel SN3500 etc). Where required, an MD41-14xx annunciator acts as a "repeater" for icons/ displays on the GNS-W:

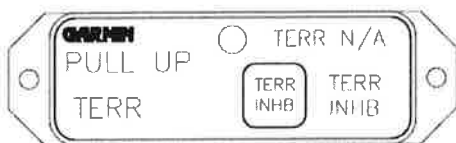
- VLOC: NAV or ILS information presented on the HSI or CDI
- GPS: GPS information presented on the HSI or CDI
- TERM: indicates aircraft is within 30 miles of departure or arrival airport
- APR: indicates the LPV or LNAV approach is active
- WPT: indicates reaching a waypoint
- MSG: indicates that GNS-W message(s) are active
- INTG: indicates GNS-W detected a position error or the GNS-W is unable to calculate the integrity of the position

### 1.2. GNS-W options on aircraft

The following table defines which sections of this AFMS are applicable to this installation on the aircraft:

| Option                                     | Installed or Enabled                | AFMS Ref:                                            |
|--------------------------------------------|-------------------------------------|------------------------------------------------------|
| GNS430W / AW                               | <input checked="" type="checkbox"/> | Sections 1 – 10 (excluding TAWS information)         |
| GNS530W / AW                               | <input type="checkbox"/>            | Sections 1 – 10 (excluding TAWS information)         |
| GNS530W TAWS / AW TAWS                     | <input type="checkbox"/>            | Sections 1 – 10 (excluding TAWS information)         |
| GNS530W TAWS / AW TAWS with TAWS installed | <input type="checkbox"/>            | Sections 1 – 10                                      |
| TAWS-B Capability                          | <input type="checkbox"/>            | Section 1.7, Section 2.11, Section 3.2 & Section 4.2 |
| TAWS-B remote annunciation                 | <input type="checkbox"/>            | Section 1.7 para 3                                   |
| Autopilot capable of coupled LPV approach  | <input type="checkbox"/>            | Section 2.7                                          |

- 1.3. The GPS receiver meets the performance requirements of ETSO C146a (en route, terminal, and approach).
- 1.4. Navigation is accomplished using the WGS-84 (NAD-83) coordinate reference datum. Navigation data is based upon use of only the Global Positioning System (GPS) operated by the United States of America.
- 1.5. Pilot's Guide for GNS400W: 190-00356-00 Rev. J (or later version).  
Pilot's Guide for GNS500W (including TAWS): 190-00357-00 Rev. J (or later version).  
This pilot's guide must be immediately available to the flight crew whenever navigation is predicated on the use of the system. In addition to the Pilot's Guide, the appropriate Pilot's Guide Addendum and Supplements must be immediately available to the flight crew if lightning detection, Traffic Advisory System (TAS), or if primary means oceanic/remote navigation is conducted.
- 1.6. This change does not introduce TAWS-B, however an existing GNS unit with TAWS-L installed under a pre-existing approved change can be upgraded to GNS-W unit.
- 1.7. **Installations with existing TAWS-B only:**
  1. The primary function of the TAWS-B portion of the system is to provide terrain situational awareness. TAWS-B functions are:
    - Excessive Descent Rate Alert (GPWS mode 1)
    - Negative Climb Rate After Take-off Alert (GPWS mode 3)
    - Altitude advisory aural alert message "Five-Hundred" (GPWS mode 6)
    - Premature Descent Alert (PDA)
    - Forward Looking Terrain Avoidance (FLTA)
      - Reduced Required Terrain Clearance
      - Reduced Required Obstacle Clearance
      - Imminent Terrain Impact
      - Imminent Obstacle Impact
  2. TAWS audio is routed to the direct un-switched input of each pilot's audio system.
  3. TAWS visual warnings are shown on the GNS530W-TAWS or via a dedicated annunciation control panel (if installed).





These switches are dimmed via the instrument panel lighting bus or the unit's internal photocell; the annunciation colours/ control functions are:

| Indicator/ control     | Colour | Function                                          |
|------------------------|--------|---------------------------------------------------|
| PULL UP lamp           | RED    | Indicates terrain warnings                        |
| TERR lamp              | AMBER  | Indicates terrain cautions                        |
| TERR N/A lamp          | AMBER  | Indicates TAWS inoperative                        |
| TEST switch            | -      | Provides press-to-test function for TAWS          |
| TERR INHB lamp/ switch | WHITE  | Inhibits FLTA/PDA alerting functions when pressed |

## 2 Limitations

- 2.1. The GNS-W shall be the primary RNAV system on this aircraft and meets the requirements of:
- EASA AMC20-5 requirements for use of the Navstar Global positioning system
  - RNAV5 requirements of EASA AMC20-4 (BRNAV)
  - PRNAV operations in accordance with JAA TGL-10
  - GPS non-precision approaches (NPA) in accordance with AMC20-27 (see 2.2 below)
  - Localizer Precision with Vertical Guidance (LPV) approaches in accordance with AMC20-28.
  - GPS primary means of navigation in oceanic and remote airspace.
- NB: This AFMS does not constitute an operational approval for any of the above.
- 2.2. The aircraft complies with the criteria of AMC20-27 for RNP approaches to LNAV/VNAV minima, with the exception that VNAV is based on SBAS/GNSS geometric altitude.
- 2.3. IFR navigation predicated upon the GPS Receiver requires that:
- a. The No.1 position GNS-W is serviceable upon dispatch of the aircraft
  - b. The second VHF navigation is serviceable upon dispatch of the aircraft
  - c. The DME is serviceable upon dispatch of the aircraft
  - d. Alternative communication systems are serviceable, e.g. the ATC transponder.
  - e. An ADF system is installed and operational when a procedure is to be flown that requires use of an NDB
  - f. A second VHF Com is installed and operational for all flights operated in notified airspace under Part CAT of EU965-2012.
- 2.4. GPS operation in oceanic and remote areas is only permitted when operation of the aircraft is limited to latitudes between 73° North and 60° South, unless magnetic variation is manually entered by the pilot.
- 2.5. Navigation predicated upon the GPS Receiver is prohibited unless the pilot verifies the data base is current or verifies each selected waypoint for accuracy by reference to current approved data.
- 2.6. Instrument approach navigation predicated upon the GPS receiver must be accomplished in accordance with approved approach procedures that are retrieved from the GPS database. Manual selection/ modification of waypoints is prohibited.
- 2.7. Autopilot-coupled instrument approaches must be flown in autopilot Approach mode (NAV mode in some systems) replicating a standard ILS approach.

- 2.8. Instrument approaches using the GPS receiver must be conducted in the GPS Approach mod (automatically selected at the final approach fix (FAF) and RAIM must be available at the FAF.
- 2.9. Use of the GPS receiver to fly approaches, not approved for GPS, is prohibited.
- 2.10. If not previously defined, the following default settings must be made in the "AUX Pages, SETUP Page, UNITS/POSITION" menu option prior to operation: refer to the pilot's guide for procedure if necessary:
  - dis, spd kt (sets navigation units to "nautical miles" and "knots")
  - alt, vs ft fpm (sets altitude units to "feet" and "feet per minute")
  - map datum WGS 84 (sets map datum to WGS-84, see note below)
  - posn deg-min (sets navigation grid units to decimal minutes)

NOTE: In some areas outside the United States, datum other than WGS-84 or NAD-83 may be used. If the GNS-W unit is authorized for use by the appropriate Airworthiness authority, the required geodetic datum must be set in the GNS-W prior to its use for navigation.

### 2.11 Installations with existing TAWS-B only:

Navigation must not be predicated upon with the use of the TAWS.

**NOTE:** The terrain display is intended to serve as a situational awareness tool only. It may not provide either the accuracy or fidelity, or both, on which to solely base decisions and plan manoeuvres to avoid terrain or obstacles.

To avoid giving unwanted alerts, the TAWS must be inhibited when landing at an airport that is not included in the airport database.

Pilots are authorized to deviate from their current ATC clearance to the extent necessary to comply with terrain/obstacle warnings from TAWS.

The TAWS database has an area of coverage from North 75° Latitude to South 60° Latitude in all longitudes.

**NOTE:** The area of coverage may be modified, as additional terrain data sources become available.

## 3 Abnormal / Emergency Procedures

For detailed operating instructions, refer to the Pilot's Guide and optional displays addendum.

- 3.1 'RAIM Position Warning' message displayed or 'Loss of Integrity - Cross Check Nav' message displayed. Discontinue use of the GNS-W and use another suitable source of navigation.
- 3.2 Installations with existing TAWS-B only:

If a terrain awareness CAUTION occurs, take positive corrective action until the alert ceases. Stop descending or initiate either a climb or a turn, or both, as necessary, based on analysis of all available instruments and information.

If a terrain awareness WARNING occurs, immediately initiate and continue a climb that will provide maximum terrain clearance, or any similar approved vertical terrain escape manoeuvre, until all alerts cease. Only vertical manoeuvres are recommended, unless either operating in visual meteorological conditions (VMC), or the pilot determines, based on all available

information, that turning in addition to the vertical escape manoeuvre is the safest course of action, or both.

The TAWS Forward Looking Terrain Avoidance (FLTA) and Premature Descent Alerts (PDA) functions may be inhibited to stop alerting for acceptable flight conditions (such as below glide slope manoeuvres). Pilots should use discretion when inhibiting TAWS and always remember to enable the system when appropriate. Only the FLTA and PDA alerts are disabled in the inhibit mode; GPWS modes 1, 3 and 6 remain active.

## 4 Normal Procedures

### 4.1 Refer to the GNS-W's Pilot's Guide.

Particularly in installations that do not have dedicated annunciators in the primary field of view, pilots must take care to ensure that they monitor carefully the annunciator and system status messages on the front of the GNS-W unit.

### 4.2 Installations with existing TAWS-B only:

During power-up, check that the terrain/obstacle database versions are displayed along with a disclaimer to the pilot. At the same time, as TAWS self-test begins, check that the "TAWS System Test OK" aural messages is generated.

If the unit's navigation information is not available or invalid, utilize remaining operational navigation equipment as required. In this situation, TAWS will not be available; a white 'TER N/A' or red 'TER FAIL' annunciator will be displayed in the lower left corner of the unit's display. If "RAIM position warning" message is displayed the unit will flag and no longer provide GPS based navigational guidance. The crew should revert to the unit's VOR/ILS receiver or an alternate means of navigation other than the unit's GPS receiver. TAWS will not be available and a white 'TER N/A' status annunciator will be displayed by the unit.

If the white "TER N/A" status annunciator is displayed by the unit, the system will no longer provide TAWS alerting or display relative terrain elevations. The crew must maintain compliance with procedures that ensure minimum terrain separation.

If the red "TER FAIL" status annunciator is displayed by the unit, the system will no longer provide TAWS alerting or display relative terrain elevations. The crew must maintain compliance with procedures that ensure minimum terrain separation.

If a "TAWS has failed" message is displayed by the unit, the system will no longer provide TAWS alerting or display relative terrain elevations. The crew must maintain compliance with procedures that ensure minimum terrain separation.

## 5 Performance

No change from basic aircraft handbook.

## 6 Weight and Balance/Equipment List

Refer to revised aircraft weight and balance information provided by the installation organisation.

## **7 System Descriptions**

Refer to the Pilot's Guide.

## **8 Handling, Servicing and Maintenance**

Refer to ICA document, as listed on the Gama Aviation (Engineering) Limited (GAEL) Master Documents List (MDL) for this change.

## **9 Supplements**

None.

## **10 Safety Information**

None.

This supplement is to be inserted in the aircraft Flight Manual  
and the record sheet amended accordingly.

**GARMIN Ltd. or its subsidiaries  
c/o GARMIN International, Inc.  
1200 E. 151st Street  
Olathe, Kansas 66062 U.S.A.**

**EASA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL  
SUPPLEMENT**

**GI 275 Multi-Function Indicator**

**Dwg. Number: 190-02246-15 Rev. 1**

This Supplement is Applicable to the Following Manuals:

190-02246-12

This Supplement must be attached to the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement when the GARMIN GI 275 Multi-Function Indicator is installed in accordance with STC 10075142. The information contained herein supplements the information of the STC Airplane Flight Manual Supplement. For Limitations, Procedures, and Performance information not contained in this Supplement consult the basic Pilot's Operating Handbook, FAA Approved Airplane Flight Manual and the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement.

**Airplane Serial Number:** D4.020

**Airplane Registration Number:** OE-KDI

**Signed By:** 

**Michael Warren  
ODA STC Unit Administrator  
Garmin International Inc.  
ODA-240087-CE**

**Date:** 12/15/2020

**EASA Approval No.** 10075142

© Copyright 2020  
GARMIN Ltd. or its subsidiaries  
All Rights Reserved

Except as expressly provided herein, no part of this manual may be reproduced, copied, transmitted, disseminated, downloaded or stored in any storage medium, for any purpose without the express prior written consent of GARMIN. GARMIN hereby grants permission to download a single copy of this manual and of any revision to this manual onto a hard drive or other electronic storage medium to be viewed and to print one copy of this manual or of any revision hereto, provided that such electronic or printed copy of this manual or revision must contain the complete text of this copyright notice and provided further that any unauthorized commercial distribution of this manual or any revision hereto is strictly prohibited.

GARMIN International, Inc.  
1200 E. 151<sup>st</sup> Street  
Olathe, KS 66062 USA  
Telephone: 913-397-8200  
[www.garmin.com](http://www.garmin.com)

**GARMIN International, Inc**  
**Log of Revisions**

**EASA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL  
SUPPLEMENT**

**GI 275 Multi-Function Indicator**

| REV<br>NO. | PAGE<br>NO(S) | DESCRIPTION    | DATE OF<br>APPROVAL | EASA APPROVED |
|------------|---------------|----------------|---------------------|---------------|
| 1          | ALL           | Original Issue | 12.15.2020          | See Cover     |
|            |               |                |                     |               |
|            |               |                |                     |               |

This page intentionally left blank.



## Table of Contents

|                                          |          |
|------------------------------------------|----------|
| <b>Section 1. - General</b>              | <b>6</b> |
| <b>Section 2. - Limitations</b>          | <b>6</b> |
| <b>Section 3. - Emergency Procedures</b> | <b>6</b> |
| <b>Section 4. - Normal Procedures</b>    | <b>6</b> |
| <b>Section 5. - Performance</b>          | <b>6</b> |
| <b>Section 6. - Weight and Balance</b>   | <b>6</b> |
| <b>Section 7. - Systems Description</b>  | <b>6</b> |

## **Section 1. - General**

The information in this supplement is EASA-approved material and must be attached to the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement, (P/N: 190-02246-12) when the airplane has been modified by installation of the GARMIN GI 275 Multi-Function Indicator in accordance with STC SA02658SE.

This EASA approved Airplane Flight Manual Supplement is required in addition to the FAA approved Airplane Flight Manual Supplement, (P/N: 190-02246-12).

## **Section 2. - Limitations**

No change except as shown below.

### **2.25 Portable Electronic Devices**

#### **Data Received by Personal Electronic Devices (PED)**

The GI 275 wireless interface and data provided to a portable electronic device is not approved to replace any required or installed aircraft display equipment, including navigation or traffic/weather display equipment. The data presented on the PED may not have the required integrity to be used as the sole source of information to base tactical or strategic decision making.

Use of the GI 275 wireless interface for flight plan importing during critical phases of flight by the pilot flying is prohibited.

### **2.27 Kinds of Operation**

FAA operational requirements (14 Code of Federal Regulations Part 91, Part 121, and Part 135) do not apply to aircraft operated under European Operational requirements.

## **Section 3. – Emergency Procedures**

No Change

## **Section 4. – Normal Procedures**

No Change

## **Section 5. - Performance**

No Change

## **Section 6. – Weight and Balance**

No Change

## **Section 7. – Systems Description**

No Change

FAA APPROVED

AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT  
or  
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL  
for the

GARMIN GI 275 MULTIFUNCTION INSTRUMENT  
as installed in

DIAMOND AIRCRAFT DA40D  
Make and Model Airplane

Registration Number: OE-KDI  
Serial Number: D4.020

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped in accordance with Supplemental Type Certificate SA02658SE for the installation and operation of the Garmin GI 275 Multifunction Instrument. This document must be carried in the airplane at all times.

The information contained herein supplements or supersedes the information made available to the operator by the aircraft manufacturer in the form of clearly stated placards or markings, or in the form of an FAA approved Airplane Flight Manual, only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic placards or markings, or the basic FAA approved Airplane Flight Manual. FAA approved sections of the AFMS are labeled "FAA APPROVED". Sections labeled "NOT FAA APPROVED" are for guidance only.

FAA APPROVED BY: JR Brownell

JR Brownell  
ODA STC Unit Administrator  
GARMIN International, Inc  
ODA-240087-CE

DATE: 5/16/2024

| LOG OF REVISIONS |      |                                                                                                      |                                                                                                                        |
|------------------|------|------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Rev              | Page | Description                                                                                          | FAA Approval                                                                                                           |
| 1                | All  | Initial issue.                                                                                       | <u>JR Brownell</u><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 1/13/2020  |
| 2                | 7    | Added hardware variant functionality information to Table 2                                          | <u>Erik Frisk</u><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 9/10/2020   |
|                  | 7    | Added reference to -20 and -40 hardware variants                                                     |                                                                                                                        |
|                  | 10   | Updated software version number                                                                      |                                                                                                                        |
|                  | 11   | Added clarification to Note.                                                                         |                                                                                                                        |
|                  | 12   | Added missing installation option                                                                    |                                                                                                                        |
|                  | 14   | Removed Section 2.19 "Type Ratings"                                                                  |                                                                                                                        |
|                  | 20   | Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document                                      |                                                                                                                        |
|                  | 24   | Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document                                      |                                                                                                                        |
|                  | 29   | Corrected AHRS/ADC annunciation figures                                                              |                                                                                                                        |
|                  | 31   | Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document                                      |                                                                                                                        |
|                  | 32   | Added Note to Section 4.2.1                                                                          |                                                                                                                        |
|                  | 33   | Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document                                      |                                                                                                                        |
|                  | 33   | Added reference to GFC 500                                                                           |                                                                                                                        |
|                  | 38   | Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document                                      |                                                                                                                        |
|                  | 39   | Added reference to -20 and -40 hardware variants                                                     |                                                                                                                        |
|                  | 39   | Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document                                      |                                                                                                                        |
|                  | 41   | Removed text requiring pilot to verify units match across systems.                                   |                                                                                                                        |
|                  | 42   | Added reference to -20 and -40 hardware variants                                                     |                                                                                                                        |
|                  | 45   | Corrected typos                                                                                      |                                                                                                                        |
| 3                | 10   | Updated software version number                                                                      | <u>JR Brownell</u><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 11/30/2020 |
|                  | 56   | Updated the Engine and Airframe Timer descriptions to reflect new Hobbs and Tach Timer functionality |                                                                                                                        |

|   |    |                                                                                                                                                                                                                                      |                                                                                                                        |
|---|----|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 4 | 8  | Corrected table formatting                                                                                                                                                                                                           | <i>JR Brownell</i><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 12/23/2020 |
|   | 10 | Added clarification of Standby Reversionary capabilities                                                                                                                                                                             |                                                                                                                        |
|   | 11 | Added clarification of EIS configuration to include all EIS capabilities and display parameters                                                                                                                                      |                                                                                                                        |
|   | 12 | Included VFR GPS antenna and Backup Battery Pack as GI 275 system components                                                                                                                                                         |                                                                                                                        |
|   | 13 | Added clarifications for Standby instrument configurations with the GI 275; Clarified reversionary function when configured as a Standby instrument; Added Battery Charge Inhibited system message description                       |                                                                                                                        |
|   | 14 | Added ADI to the Definitions                                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                        |
|   | 15 | Added a table to identify AFMS section applicability based on specific system installation                                                                                                                                           |                                                                                                                        |
|   | 16 | Added tickbox for GI 275 primary heading installations; Clarified magnetic variation limits for configurations with GI 275 as primary heading source                                                                                 |                                                                                                                        |
|   | 17 | Added GPS aiding system message description; Clarified limitations of aerobatic maneuvers for primary and standby ADI configurations; Added clarifications for battery capacity required for aircraft above 25,000ft service ceiling |                                                                                                                        |
|   | 18 | Added clarification that QFE altimeter setting is incompatible with GI 275 instrument; Added tickbox selections to define specific system installation and configuration; clarified loss of control warning for IMC flight           |                                                                                                                        |
|   | 19 | Clarified sensor selection applicability to Garmin cross-comparison AHRS and ADC sensors                                                                                                                                             |                                                                                                                        |
|   | 21 | Clarified VFR GPS functionality and limitations; Removed powerplant gauge markings section                                                                                                                                           |                                                                                                                        |
|   | 22 | Added original flight instrument requirements for GI 275 system when installed with non GI 275 standby instruments                                                                                                                   |                                                                                                                        |
|   | 23 | Added External EIS Annunciator requirements for GI 275 EIS systems; Added requirement to test any installed annunciator; Added section for recording placards that are removed or modified                                           |                                                                                                                        |
|   | 25 | Added a note to clarify that not all emergency procedures may apply to a specific installation                                                                                                                                       |                                                                                                                        |

|    |                                                                                                                                                                                                                                                                      |
|----|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 26 | Clarified procedures for AHRS failure; Added a Caution Note to describe Garmin cross-comparison for AHRS/ADC sensors with <b>specific sensor selections enabled</b>                                                                                                  |
| 27 | Clarified procedures for ADC failure; Added a Caution Note to describe Garmin cross-comparison for AHRS/ADC sensors with <b>specific sensor selections enabled</b>                                                                                                   |
| 28 | Added underline font to Note                                                                                                                                                                                                                                         |
| 29 | Added underline font to Note and Caution; Added battery temp viewed in system menu                                                                                                                                                                                   |
| 32 | Added underline font to Note; Added system message description for display overtemperature; Clarified selection of VFR GPS source with the CDI button; Clarified GPS failure procedure to seek VFR conditions                                                        |
| 33 | Added underline font to Note and Caution                                                                                                                                                                                                                             |
| 38 | Added descriptions and images for Battery Fault and GPSS Invalid failure conditions                                                                                                                                                                                  |
| 39 | Added images for ALT and IAS advisories                                                                                                                                                                                                                              |
| 40 | Added steps to test any installed external annunciators and verify the Magnetic angle units to match across interfaced systems; Added clarification of 60 minutes battery for aircraft with ceilings above 25,000ft; Added clarification for checking Battery status |
| 42 | Added reference for Autopilot system description section; Clarified that AP Disconnect Test is not needed for Garmin GFC 500 and GFC 600 autopilot interfaces; Added underline font to Notes and Cautions                                                            |
| 43 | Added underline font to Notes<br>Clarified GPSS modes                                                                                                                                                                                                                |
| 44 | Clarified that GTN VNAV interface requires barometric altitude; Added clarification for EIS alert functionality                                                                                                                                                      |
| 46 | Added tickbox selections to define installed unit configurations                                                                                                                                                                                                     |
| 49 | Added underline font to Caution                                                                                                                                                                                                                                      |
| 52 | Added tickboxes to define what audio alerts the GI 275 will provide given the system installation and configuration; Added note to clarify failure of audio system interface results in no audio alerts from GI 275                                                  |
| 53 | Clarified that Baro Sync is required and not recommended when interfaced with TXi                                                                                                                                                                                    |
| 56 | Clarified that barometric altitude is required when interfaced with GTN to provide VNAV functionality                                                                                                                                                                |
| 60 | Removed typo                                                                                                                                                                                                                                                         |

|   |    |                                                                                                                                                                        |                                                                                                                       |
|---|----|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|   | 61 | Added a note to clarify traffic data availability based on services provided by local region/country; Removed typo                                                     |                                                                                                                       |
|   | 67 | Added underline font to Note                                                                                                                                           |                                                                                                                       |
|   | 68 | Added underline font to Caution                                                                                                                                        |                                                                                                                       |
| 5 | 9  | Added Transponder page to list of configurable MFD pages                                                                                                               | <i>JR Brownell</i><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 6/14/2021 |
|   | 16 | Updated software version number                                                                                                                                        |                                                                                                                       |
|   | 43 | Added procedure detail for AP HDG DATUM switch; Added a checkbox for delineating on-screen button versus external switch for the AP HDG DATUM switching function.      |                                                                                                                       |
|   | 59 | Added system description details for the AP HDG DATUM external switch.                                                                                                 |                                                                                                                       |
|   | 70 | Added system description for the Transponder Control functions                                                                                                         |                                                                                                                       |
| 6 | 12 | Updated EIS description and image to reflect new EIS User Interface and new gauges.                                                                                    | <i>JR Brownell</i><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 7/22/2021 |
|   | 13 | Updated with new EIS percent power gauge.                                                                                                                              |                                                                                                                       |
|   | 14 | Updated wording to clarify GI 275 usability and familiarization info.                                                                                                  |                                                                                                                       |
|   | 17 | Fixed an incorrect section reference.                                                                                                                                  |                                                                                                                       |
|   | 22 | Updated Fuel Computer use to clarify visual fuel inspection as means of determining fuel.                                                                              |                                                                                                                       |
|   | 23 | Updated Fuel Computer use to clarify visual fuel inspection as means of determining fuel; Added clarification about controlling the GI 275 via knob when using gloves. |                                                                                                                       |
|   | 27 | Added a table of contents for section 3.                                                                                                                               |                                                                                                                       |
|   | 41 | Added an image of GLIDE annunciation.                                                                                                                                  |                                                                                                                       |
|   | 43 | Added a table of contents for section 4.                                                                                                                               |                                                                                                                       |
|   | 47 | Added clarification of new EIS alerting acknowledge.                                                                                                                   |                                                                                                                       |
|   | 49 | Added EIS pilot alerts as a White annunciation.                                                                                                                        |                                                                                                                       |
|   | 68 | Updated with new EIS gauge requirements and availability.                                                                                                              |                                                                                                                       |
|   | 69 | Updated EIS caution/warning location; updated CHT/EGT page description; Updated Primary EGT/TIT description.                                                           |                                                                                                                       |
|   | 70 | Updated mixture leaning procedure with new feature description updates and clarifications.                                                                             |                                                                                                                       |
|   | 71 | Updated with details for new Fuel page user interface and layout.                                                                                                      |                                                                                                                       |
|   | 72 | Updated with reference to new EIS summary page                                                                                                                         |                                                                                                                       |
| 7 | 19 | Updated limitations on using the GI 275 ADI in aerobatic maneuvers.                                                                                                    | <i>JR Brownell</i><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.                                     |
|   | 38 | Updated Alert image and description with new EIS red warning triangle.                                                                                                 |                                                                                                                       |

|                                                              |                                                                        |                                                                                                                                        |                                                                                                                       |  |
|--------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--|
|                                                              | 40                                                                     | Updated Alert image and description with new EIS yellow caution triangle.                                                              | ODA-240087-CE<br>Date: 10/7/2021                                                                                      |  |
|                                                              | 47                                                                     | Updated language to align with new EIS alert triangle.                                                                                 |                                                                                                                       |  |
| 8                                                            | 14                                                                     | Removed incorrect reference to tablet trainer app.                                                                                     | <u>JR Brownell</u><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 5/26/2022 |  |
|                                                              | 18                                                                     | Updated software version number                                                                                                        |                                                                                                                       |  |
|                                                              | 31                                                                     | Added a note about ALT miscompare with RVSM                                                                                            |                                                                                                                       |  |
|                                                              | 56                                                                     | Added clarification for airspeed trend bar behavior; added Mach number display to Primary ADI functions.                               |                                                                                                                       |  |
|                                                              | 59                                                                     | Added Mach number as part of airspeed display when configured.                                                                         |                                                                                                                       |  |
|                                                              | 63                                                                     | Added normal mode flight director selection description.                                                                               |                                                                                                                       |  |
| 9                                                            | <i>Changes made for GI 275 Software v2.60 project updates:</i>         |                                                                                                                                        | <u>JR Brownell</u><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 1/18/2023 |  |
|                                                              | 2                                                                      | Updated GI 275 applicable Software version to v2.60.                                                                                   |                                                                                                                       |  |
|                                                              | 12                                                                     | Added STBY INST circuit breaker label option.                                                                                          |                                                                                                                       |  |
|                                                              | 19                                                                     | Added procedure for Blank Screen with GDL 60 interface.                                                                                |                                                                                                                       |  |
|                                                              | 36                                                                     | Clarified wording for Standby ADI pre-flight check of reversionary switch.                                                             |                                                                                                                       |  |
|                                                              | <i>Changes made for AFMS restructure based on recent FAA Guidance:</i> |                                                                                                                                        |                                                                                                                       |  |
|                                                              | Various                                                                | Added statement to cover sheet regarding FAA approved markings.                                                                        |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Moved acronym definitions into beginning of Section 1.                                                                                 |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Moved applicable Software information into Section 1 and removed applicable Note.                                                      |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Moved all installation-specific selections and checkboxes into Section 1.                                                              |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Moved descriptive information out of Section 2 into Section 7 and moved procedural information out of Section 2 into Sections 3 and 4. |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Removed Sensor Selection Section.                                                                                                      |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Removed Synthetic Vision Section.                                                                                                      |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Removed Autopilot Disconnect Section.                                                                                                  |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Removed Terrain/TAWS Alerts Section.                                                                                                   |                                                                                                                       |  |
|                                                              |                                                                        | Removed Portable Electronic Devices Section.                                                                                           |                                                                                                                       |  |
| Moved Placarding information into Section 1.                 |                                                                        |                                                                                                                                        |                                                                                                                       |  |
| Moved descriptive information from Section 3 into Section 7. |                                                                        |                                                                                                                                        |                                                                                                                       |  |



|    |       |                                                                                                                                                                                    |                                                                                                                       |
|----|-------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|    |       | Moved Terrain Alerts table into Section 3.1 Emergency Procedures.                                                                                                                  |                                                                                                                       |
|    |       | Moved descriptive information from Section 4 into Section 7.                                                                                                                       |                                                                                                                       |
|    |       | Removed EIS Operation Section.                                                                                                                                                     |                                                                                                                       |
|    |       | Moved installation-specific checkboxes out of Section 7 into Section 1, moved limitations out of Section 7 into Section 2, and moved procedural information into Sections 3 and 4. |                                                                                                                       |
| 10 | All   | Updated document margin formatting.                                                                                                                                                | <i>JR Brownell</i><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 8/16/2023 |
|    | 1     | Added Electronic Stability Protection (ESP) to list of acronyms.                                                                                                                   |                                                                                                                       |
|    | 2     | Updated the GI 275 software version to the new v3.01 version.                                                                                                                      |                                                                                                                       |
|    | 8     | Updated with guidance that knob rotation or reversionary switch can be used to revert a Standby unit.                                                                              |                                                                                                                       |
|    | 9     | Fixed section 4.1 references; Updated to state that reversionary switch check is only required when the switch is installed.                                                       |                                                                                                                       |
|    | 11    | Updated wording to state reversionary switch labelling is only required when the switch is installed.                                                                              |                                                                                                                       |
|    | 16    | Removed the reversionary switch as required equipment for the GI 275 Standby ADI.                                                                                                  |                                                                                                                       |
|    | 19    | Updated to state that the outer knob rotation can also be used for manually reverting the Standby ADI.                                                                             |                                                                                                                       |
|    | 20    | Updated to state that the outer knob rotation can also be used to manually force reversion of the Standby ADI unit.                                                                |                                                                                                                       |
|    | 33    | Added the ESP Disabled annunciation to Advisories table.                                                                                                                           |                                                                                                                       |
|    | 35    | Updated to state that the reversionary switch check is only required if the switch is installed.                                                                                   |                                                                                                                       |
|    | 42    | Updated to state that reversion backup switch is optional and not required for the Standby ADI unit.                                                                               |                                                                                                                       |
|    | 46    | Updated to add description of new configurable chevron range values.                                                                                                               |                                                                                                                       |
|    | 48    | Updated to add option of GTN controlled CDI selection                                                                                                                              |                                                                                                                       |
|    | 51-52 | Added miscellaneous field section and added g value.                                                                                                                               |                                                                                                                       |
|    | 57    | Added note about CHT and EGT bars not disappearing below indicating range.                                                                                                         |                                                                                                                       |

|    |       |                                                                                                                                                                         |                                                                                                                      |
|----|-------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 11 | 2     | Updated the GI 275 software version to the new v3.10 version.                                                                                                           | <u>JR Brownell</u><br>ODA STC Unit<br>Administrator<br>Garmin International, Inc.<br>ODA-240087-CE<br>Date: 2/2/2024 |
|    | 9     | Improved format and organization of checkbox items for installed placards.                                                                                              |                                                                                                                      |
|    | 14    | Clarified the Stormscope interface as a Datalink weather product.                                                                                                       |                                                                                                                      |
|    | 19-20 | Removed unnecessary and excessive content from ADC/AHRS notes.                                                                                                          |                                                                                                                      |
|    | 21    | Removed a note about white no-compare message from the ADI caution message section where the note was not applicable. Appropriate content is included in section 3.3.3. |                                                                                                                      |
|    | 22    | Added note about viewing the battery fault icon on ground during before takeoff checks.                                                                                 |                                                                                                                      |
|    | 28-29 | Added note about in a more than two sensor configuration, this annunciation will only be viewed on the unit that is mis-comparing.                                      |                                                                                                                      |
|    | 30    | Updated section to include comment on the battery rundown test.                                                                                                         |                                                                                                                      |
|    | 31    | Added a note to view advisory messages to inhibit annunciations and added STBY ADC/AHRS sensor designation.                                                             |                                                                                                                      |
|    | 33    | Updated procedure to refer to section 3.1.9 for battery checks.                                                                                                         |                                                                                                                      |
|    | 46    | Added section describing the Standby and Side SYNC settings with TXi.                                                                                                   |                                                                                                                      |
|    | 49    | Clarified G-Meter verbiage.                                                                                                                                             |                                                                                                                      |
| 12 | 55    | Updated CHT/EGT display descriptions for Single CHT/EGT configuration.                                                                                                  | See cover page                                                                                                       |
|    | i     | Updated NOT FAA APPROVED wording                                                                                                                                        |                                                                                                                      |
|    | 2     | Updated the GI 275 software version to the new v3.20 version.                                                                                                           |                                                                                                                      |
|    | 12    | Added option for gasket style CHT.                                                                                                                                      |                                                                                                                      |
|    | 28    | Removed CAUTION Annunciation that is not provided.                                                                                                                      |                                                                                                                      |
|    | 55    | Added system description of gasket style CHT probes.                                                                                                                    |                                                                                                                      |

## **TABLE OF CONTENTS**

|                                                              |           |
|--------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>SECTION 1. GENERAL.....</b>                               | <b>1</b>  |
| 1.1 DEFINITIONS .....                                        | 1         |
| 1.2 APPLICABLE SOFTWARE VERSION .....                        | 2         |
| 1.3 SYSTEM DESCRIPTION .....                                 | 2         |
| 1.4 ADAHRS .....                                             | 7         |
| 1.5 STANDBY INSTRUMENTS AND THE GI 275 ADI .....             | 7         |
| 1.6 BACKUP BATTERY .....                                     | 7         |
| 1.7 FUNCTIONS INCLUDED IN THIS INSTALLATION.....             | 7         |
| <b>SECTION 2. LIMITATIONS .....</b>                          | <b>13</b> |
| 2.1 HEADING OPERATIONAL AREA.....                            | 13        |
| 2.2 MAGNETIC VARIATION OPERATIONAL AREA .....                | 13        |
| 2.3 NAVIGATION ANGLE.....                                    | 13        |
| 2.4 ADAHRS NORMAL OPERATING MODE.....                        | 13        |
| 2.5 AEROBATIC MANEUVERS .....                                | 13        |
| 2.6 STANDBY AND/OR PRIMARY FLIGHT INSTRUMENTS .....          | 13        |
| 2.7 MOVING MAPS .....                                        | 13        |
| 2.8 TERRAIN DISPLAY .....                                    | 13        |
| 2.9 DATALINK PRODUCTS (SIRIUSXM, FIS-B, AND STORMSCOPE)..... | 14        |
| 2.10 SURFACE OPERATIONS.....                                 | 14        |
| 2.11 FUEL FLOW.....                                          | 14        |
| 2.12 FUEL COMPUTER .....                                     | 14        |
| 2.13 DATABASE UPDATES .....                                  | 14        |
| 2.14 VFR GPS.....                                            | 14        |
| 2.15 KINDS OF OPERATIONS .....                               | 15        |
| 2.16 MINIMUM FLIGHT CREW .....                               | 16        |
| <b>SECTION 3. EMERGENCY PROCEDURES.....</b>                  | <b>17</b> |
| 3.1 EMERGENCY PROCEDURES .....                               | 18        |
| 3.2 ABNORMAL PROCEDURES.....                                 | 24        |
| 3.3 WARNINGS, CAUTIONS, AND ADVISORIES .....                 | 27        |
| <b>SECTION 4. NORMAL PROCEDURES .....</b>                    | <b>32</b> |
| 4.1 BEFORE TAKEOFF .....                                     | 33        |
| 4.2 AUTOPILOT OPERATION.....                                 | 34        |
| 4.3 EIS OPERATION .....                                      | 35        |
| <b>SECTION 5. PERFORMANCE .....</b>                          | <b>36</b> |
| <b>SECTION 6. WEIGHT AND BALANCE .....</b>                   | <b>36</b> |
| <b>SECTION 7. SYSTEM DESCRIPTION.....</b>                    | <b>37</b> |
| 7.1 CONTROLS OVERVIEW .....                                  | 37        |
| 7.2 DISPLAY BRIGHTNESS .....                                 | 38        |

|      |                                       |    |
|------|---------------------------------------|----|
| 7.3  | SYSTEM POWER SOURCES.....             | 38 |
| 7.4  | SYSTEM STATUS.....                    | 38 |
| 7.5  | DATABASES.....                        | 39 |
| 7.6  | CREW PROFILES.....                    | 39 |
| 7.7  | INTEGRATED STANDBY SYSTEM.....        | 40 |
| 7.8  | GPS APPROACH MODE ANNUNCIATIONS ..... | 41 |
| 7.9  | VFR GPS.....                          | 41 |
| 7.10 | MESSAGES.....                         | 42 |
| 7.11 | SYSTEM SETTINGS.....                  | 42 |
| 7.12 | SYSTEM DATA LOGGING .....             | 42 |
| 7.13 | PRIMARY ADI.....                      | 42 |
| 7.14 | MFD.....                              | 50 |
| 7.15 | TERRAIN AWARENESS AND ALERTING .....  | 51 |
| 7.16 | ENGINE INDICATION SYSTEM.....         | 54 |
| 7.17 | WIRELESS FUNCTIONS .....              | 58 |
| 7.18 | TRANSPONDER CONTROL .....             | 59 |

## **Section 1. General**

### **1.1 Definitions**

|                |                                                             |
|----------------|-------------------------------------------------------------|
| <b>ADAHRS:</b> | Air Data and Attitude Heading Reference System              |
| <b>ADC:</b>    | Air Data Computer                                           |
| <b>ADI:</b>    | Attitude Direction Indicator                                |
| <b>ADS:</b>    | Automatic Dependent Surveillance                            |
| <b>AHRS:</b>   | Attitude Heading Reference System                           |
| <b>AMMD:</b>   | Airport Moving Map Display                                  |
| <b>CDI:</b>    | Course Deviation Indicator                                  |
| <b>CRS:</b>    | Course                                                      |
| <b>EIS:</b>    | Engine Indication System                                    |
| <b>ESP:</b>    | Electronic Stability Protection                             |
| <b>FD:</b>     | Flight Director                                             |
| <b>FLTA:</b>   | Forward-looking Terrain Alerting                            |
| <b>GPSS:</b>   | GPS Steering                                                |
| <b>HDG:</b>    | Heading                                                     |
| <b>HSI:</b>    | Horizontal Situation Indicator                              |
| <b>IFR:</b>    | Instrument Flight Rules                                     |
| <b>IMC:</b>    | Instrument Meteorological Conditions                        |
| <b>LOI:</b>    | Loss of Integrity                                           |
| <b>MFD:</b>    | Multi-Function Display                                      |
| <b>MFI:</b>    | Multi-Function Instrument                                   |
| <b>PED:</b>    | Portable Electronic Device                                  |
| <b>SBAS:</b>   | Space-based Augmentation System                             |
| <b>SVT:</b>    | Synthetic Vision Technology                                 |
| <b>TAWS:</b>   | Terrain Awareness and Warning System (a TSO-C151b function) |
| <b>TIS-A:</b>  | Traffic Information Service (Addressed)                     |
| <b>TIS-B:</b>  | Traffic Information Service (Broadcast)                     |
| <b>VFR:</b>    | Visual Flight Rules                                         |
| <b>VMC:</b>    | Visual Meteorological Conditions                            |
| <b>VNAV:</b>   | Vertical Navigation                                         |

**VS:** Vertical Speed

## 1.2 Applicable Software Version

The following or later software versions must be installed for this AFMS revision to be applicable to the installation:

| Component | Software Version |
|-----------|------------------|
| GI 275    | 3.20             |

## 1.3 System Description

The GI 275 Multifunction Instrument (hereafter referred to as the “GI 275”) is a panel-mounted, multifunction instrument with a single touch display and virtual “Pages” within each instrument that may be configured as individual “instruments”. The GI 275 can be configured as an ADI, HSI, EIS or MFD with multiple hazard awareness pages, depending on the number and type of integrated navigation and hazard sensor sources. The GI 275 can be used as a primary Engine Indication System (EIS) for single and twin-engine aircraft. The ADI and HSI can be installed as stand-alone primary flight instruments as long as there are other equivalent source(s) of primary flight information that are independently powered. The ADI or HSI can also be installed as a backup instrument. Any GI 275 ADI, HSI, or MFD may be configured with an optional internal battery to provide an independent and automatic backup power source.

Individual GI 275s may be grouped or connected as follows to expand and enhance their capabilities and to provide redundancy. Groups of connected GI 275s are hereafter referred to as a “GI 275 system” in this document.

### Attitude Direction Indicator (ADI)



Units configured as an ADI will contain a single page that displays aircraft attitude.

Altitude, airspeed, vertical speed and heading may also be displayed on the ADI page depending on the aircraft configuration.

### Horizontal Situation Indicator (HSI)



Units configured as an HSI will contain two pages; an HSI page and an HSI Map page.

The HSI Page is a conventional HSI with CDI, VDI, heading indication and compass card. There are navigation annunciations and distance/time fields.

The HSI MAP Page includes a top-down view, inset map, hazard awareness overlays (traffic, terrain, topo), along with traditional lateral and vertical navigation cues.

### Multi-Function Display (MFD)



Units configured as an MFD contain multiple installer configurable pages that may include HSI, HSI Map, CDI, Map, Terrain, Traffic, Weather, Radar Altimeter, Stormscope, Transponder, and Engine Indication System (EIS)

### Standby ADI



The HSI and MFD can be configured as a “Standby” instrument to preserve the display of primary flight data in the event the primary ADI fails or the pilot reverts the display either through the rotation of the outer knob counter-clockwise or engages the reversionary switch. An ADI page will be available during both normal operation and when reverted to preserve the display of primary flight data.

A stand-alone ADI may also be considered a Standby ADI since it provides full-time display of primary flight data.



## Engine Indication System (EIS)



Units configured for EIS will always display Engine RPM, Main Tank Fuel Quantity, and Manifold Pressure (if applicable) on the screen.

Five configurable pages are available on the EIS unit:

- Gauges Main: Contains all gauges with red/yellow markings
- Auxiliary EIS: Contains any other engine gauges that have no markings, or pilot selectable data fields
- CHT/EGT: Includes three modes: Monitor Mode, Lean Mode, Normalized Mode
- Fuel
- Summary: Includes three pages: Timers, RPM and Temp Data, Fuel and Lean Data

Available gauges are as follows:

- Engine RPM
- Manifold Pressure
- Oil Pressure
- Oil Temperature
- EGT, Primary EGT
- CHT
- TIT (Single or Dual)
- CDT
- IAT
- CDT-IAT Diff
- Alternator Amps
- Battery Charge/Discharge
- Battery Volts
- Bus Volts
- Fuel Flow
- Fuel Pressure
- Fuel Quantity
- Carb Temp
- Outside Air Temp
- Engine Percent Power

Table 1- GI 275 System Function

| <b>Function</b>     | <b>GI 275 Base<br/>(-00)</b> | <b>GI 275<br/>ADAHRS<br/>(-10/-30)</b> | <b>GI 275<br/>ADAHRS + AP<br/>(-20/-40)</b> |
|---------------------|------------------------------|----------------------------------------|---------------------------------------------|
| Primary ADI         |                              | ✓                                      | ✓                                           |
| MFD/Standby ADI     |                              | ✓                                      | ✓                                           |
| MFD                 | ✓                            | ✓                                      | ✓                                           |
| EIS                 | ✓                            | ✓                                      | ✓                                           |
| HSI                 | ✓*                           | ✓                                      | ✓                                           |
| HSI/Standby ADI     |                              | ✓                                      | ✓                                           |
| Autopilot Interface |                              |                                        | ✓                                           |

\*Requires interface to another GI 275 with an internal ADAHRS configured.

**Table 2- GI 275 Hardware Variant Functionality**

|                           |                              |
|---------------------------|------------------------------|
| GMU 11 and GMU 44B        | Magnetometer Heading Sensors |
| GEA 24 or GEA 110         | Engine Sensors               |
| GTP 59                    | OAT temperature Probe        |
| GSB 15                    | USB Port                     |
| Backup Battery (internal) | Battery Pack                 |
| VFR GPS Antenna           | GPS Antenna                  |

**Table 3- GI 275 System Components**

MFD functions are supported by GPS navigator interfaces and a variety of other optional interfaces such as traffic systems, Stormscope®, and satellite and ADS-B weather sources.

Although intuitive and user friendly, the system requires a reasonable degree of familiarity to become proficient in its use while flying. Pilot workload will be higher for pilots who are not familiar with the GI 275 system in an IFR environment, particularly without an autopilot. Garmin provides a detailed Pilot's Guide for the GI 275. Pilots should take full advantage of this guide to enhance their familiarity with the GI 275 system.

## **1.4 ADAHRS**

The integral ADAHRS, included in the GI 275 -10, -20, -30, and -40 variants, senses aircraft attitude and air data for GI 275 display of primary flight data and can provide attitude and air data for use by other installed systems.

The ADAHRS requires GPS and airspeed inputs for aiding the system. GI 275 includes an optional GMU 11 or GMU 44B magnetometer interface to determine magnetic heading and an OAT probe for measuring outside air temperature.

## **1.5 Standby Instruments and the GI 275 ADI**

GI 275 installations may provide standby attitude, altitude, and airspeed instruments. Several types of standby instruments might be installed, including a standby GI 275 ADI, other ADI, or individual analog instruments.

The GI 275 can be a standalone standby instrument without interfacing to other sensors and only using its internal sensors. In this configuration, the GI 275 is a full-time dedicated ADI.

GI 275 system has a configuration for redundancy which is satisfied by using a GI 275 MFD or HSI that is configured as a standby instrument. This configuration is only possible when the GI 275 is providing reversionary capabilities with multiple sensors interfaced to the GI 275. When configured as a standby instrument with reversionary capabilities, the GI 275 MFD and HSI include an ADI Page which is displayed automatically when faults are detected or when selected by the pilot through knob rotation or a reversionary switch.

Both the GI 275 primary and standby ADIs have their own integral ADAHRS and internal batteries for independence and redundancy.

## **1.6 Backup Battery**

The GI 275 may be configured to include a backup battery to provide emergency power to a GI 275 ADI, HSI or MFD. The backup battery is mounted in an internal, partitioned aluminum chassis within the GI 275 to provide thermal security and automatic backup power when aircraft power is unavailable.

### **NOTE**

Backup battery charging requires the battery temperature between 0°C and 60°C. A system message "Charge Inhibited – unable to charge the battery" will indicate that the battery is no longer charging.

## **1.7 Functions Included in this Installation**

The following section identifies information relevant to this installation. This section is for the purpose of navigating the AFMS and to assist with identification of important system functions included with this installation.

The following units are installed in this aircraft:

- ☒ ADI
- ☐ Standby ADI
- ☒ HSI
- ☐ HSI Standby ADI
- ☐ MFD
- ☐ MFD Standby ADI
- ☐ EIS

### 1.7.1 Heading Operation

- ☒ This installation uses GI 275 as the primary heading source

### 1.7.2 Standby / Primary Instruments

- ☒ This installation does not have separate standby instruments or does not require standby instruments (aircraft limited to VFR).
- ☐ This installation uses the GI 275 as the primary flight display instrument and uses pneumatic instruments, the aircraft's original flight instruments, or a different electronic display as the standby flight display.
- ☐ This installation uses a connected GI 275 system with independent ADHARS and backup batteries for the primary and standby flight instruments. IFR flight must not be initiated unless the systems check in Section 4.1 is completed successfully to verify the following:
  - The backup battery is operational and sufficiently charged. Refer to Section 4.1.
  - Attitude, heading, altitude, and airspeed from AHRS/ADC 1 are operational on the pilot's primary GI 275 ADI with no warnings, cautions, or advisories present.
  - If installed, selecting the Reversion Backup Switch to the "ON" position causes the standby GI 275 to change and lock to the ADI page and displays primary flight information.
- ☐ This installation uses a GI 275 ADHARS and backup batteries for the standby flight instruments to a separate primary flight display. IFR flight must not be initiated unless the systems check in Section 4.1 is completed successfully to verify the following:
  - The GI 275 backup battery is operational and sufficiently charged. Refer to Section 4.1.

- Attitude, heading, altitude, and airspeed from AHRS/ADC 1 are operational on the pilot's primary GI 275 ADI with no warnings, cautions, or advisories present

**WARNING**

Failure to observe these limitations may result in the loss of all attitude or air data or both, resulting in loss of aircraft control during flight in IMC.

**1.7.3 Placards**

- ☐ This installation has the GI 275 Reversion Backup Switch and the following labels are required:

**On**



**Auto**

- ☐ This installation is limited to VFR and the following placard is required:

**“AIRCRAFT LIMITED TO VFR”**

- ☐ No placards have been removed or modified.
  - ☐ The following placards have been removed or modified:
-

#### 1.7.4 GPS Steering

- ☐ This installation provides GPSS capability to the autopilot through GPSS emulation. All GPSS/HDG mode switching is done via the GI275.
- ☐ This installation provides GPSS capability to the autopilot through GPSS emulation. GPSS/HDG mode switching is done via the external AP HDG DATUM switch.

#### 1.7.5 VNAV

- ☐ This installation is equipped and configured to provide Enhanced Descent Only VNAV display and autopilot coupling.
- ☒ This installation is equipped and configured to provide Enhanced Descent Only VNAV *display only*.
- ☐ This installation *does not* support EDO VNAV display or coupling.

#### 1.7.6 Autopilot Interfaces

The GI 275 installation in this aircraft provides the following autopilot functions (appropriate boxes will be checked):

- ☒ This installation *does not* interface with the autopilot.
- ☐ Course / NAV Selection coupling to the autopilot.
- ☐ Heading Bug steering to the autopilot.
- ☐ Roll Steering emulated via heading mode.
- ☐ Roll Steering capable autopilot.
- ☐ Altitude Pre-Selector integrated with the autopilot.
- ☐ Flight Director display driven from external autopilot or FD computer.
- ☐ GI 275 provides attitude / air data to autopilot.

### 1.7.7 Power Sources

The major components of the GI 275 are protected with resettable circuit breakers available to the pilot. These breakers are labeled as follows (appropriate boxes will be checked):

| Installed                           | Circuit Breaker Label                    | Equipment                                               |
|-------------------------------------|------------------------------------------|---------------------------------------------------------|
| <input checked="" type="checkbox"/> | PFD                                      | Primary ADI                                             |
| <input type="checkbox"/>            | EIS                                      | GI 275 configured for Engine Monitoring – Single Engine |
| <input type="checkbox"/>            | EIS L and EIS R<br>or<br>EIS F and EIS R | GI 275 configured for Engine Monitoring – Multi Engine  |
| <input type="checkbox"/>            | MFD                                      | GI 275 configured as an MFD                             |
| <input type="checkbox"/>            | MFD/STBY ADI                             | GI 275 configured as an MFD with standby ADI            |
| <input type="checkbox"/>            | ATT                                      | GI 275 configured as an Attitude Indicator only         |
| <input checked="" type="checkbox"/> | HSI                                      | GI 275 configured as an HSI                             |
| <input type="checkbox"/>            | HSI/STBY ADI                             | GI 275 configured as an HSI with standby ADI            |
| <input type="checkbox"/>            | ENG SNSR                                 | GEA (24 or 110) Engine/Airframe Unit                    |
| <input type="checkbox"/>            | STBY ADI<br>or<br>STBY INST              | Standby ADI (Stand-alone)                               |
| <input checked="" type="checkbox"/> | USB                                      | GSB 15 USB Interface                                    |
| <input type="checkbox"/>            | CNXT<br>CNXT BATT                        | Wireless Access                                         |

### **1.7.8 Aircraft Audio Interface**

The primary (pilot) ADI is interfaced to the aircraft audio system to provide aural alerts. If multiple ADIs are installed, only the primary ADI is interfaced to the audio system (to prevent duplicate aural alerts).

An MFD may be interfaced to the audio system for terrain alerts or touch clicks, but only if there is no primary ADI installed.

The following aural alerts are configured in this installation:

- ☐ Altitude Alerting
- ☐ Terrain Alerting
- ☐ Decision Height Aural
- ☒ Baro Minimums
- ☐ EIS alerting

#### **NOTE**

If the GI 275 interface to the aircraft audio system fails, no aural alerts will be issued from the GI 275 system.

### **1.7.9 Gasket-style CHT Probe(s) are Installed**

- ☐ This installation uses gasket-style CHT probes that were not previously installed.

See section 7.16.3.1 for details of operation with gasket CHT probes.



## **Section 2. LIMITATIONS**

### **2.1 Heading Operational Area**

If the GI 275 is used as the primary heading source, IFR Operations are prohibited north of 72°N and south of 70°S latitudes. In addition, IFR operations are prohibited in the following four regions:

- 1) North of 65° North latitude between longitude 75° W and 120° W
- 2) North of 70° North latitude between longitude 70° W and 128° W
- 3) North of 70° North latitude between longitude 85° E and 114° E
- 4) South of 55° South latitude between longitude 120° E and 165° E

Loss of heading may occur near the poles.

### **2.2 Magnetic Variation Operational Area**

If the GI 275 is used as the primary heading source, IFR operations are prohibited in areas where the magnetic variation is greater than 99.9 degrees East or West.

### **2.3 Navigation Angle**

The Magnetic/True Navigation Angle (as selected in the MENU → SYSTEM → UNITS Page) must match the navigation angle selected on all interfaced GPS/SBAS navigators.

### **2.4 ADAHRS Normal Operating Mode**

Dispatch into IFR flight is prohibited unless the Primary GI 275 ADAHRS is receiving valid GPS *and* air data.

### **2.5 Aerobatic Maneuvers**

Aerobatic maneuvers are prohibited if the GI 275 is installed and being used as a primary or standby ADI.

### **2.6 Standby and/or Primary Flight Instruments**

QFE altimeter operations are prohibited.

### **2.7 Moving Maps**

The GI 275 Map page must not be used as the primary or sole means of navigation or course guidance.

### **2.8 Terrain Display**

Maneuvers and navigation based solely on the display of terrain, obstacles, or wires on the moving map terrain displays is prohibited.

## **2.9 Datalink Products (SiriusXM, FIS-B, and Stormscope)**

Use of datalink weather information as the sole means for maneuvering in, near, or around areas of hazardous weather is prohibited.

Use of datalink services as the primary means to provide Temporary Flight Restriction (TFR) or Notice to Airmen (NOTAM) information is prohibited.

The use of the Stormscope<sup>®</sup> lightning data on the display for hazardous weather (thunderstorm) penetration is prohibited.

## **2.10 Surface Operations**

Use of the GI275 Map Page as the sole basis for ground maneuvering is prohibited.

## **2.11 Fuel Flow**

Reliance on the fuel flow indication to determine fuel used, fuel remaining, or fuel reserves is prohibited.

## **2.12 Fuel Computer**

The fuel computer functions must not be used as the primary means of determining the quantity of fuel in the tanks.

## **2.13 Database Updates**

In-flight database transfers or updates are prohibited.

## **2.14 VFR GPS**

Use of VFR GPS (VGPS) as primary means of navigation is prohibited in IMC.

## 2.15 Kinds of Operations

Unless placarded as limited to VFR only operations, equipment installed in a certified aircraft is approved for Day and Night / VFR and IFR operations in accordance with 14 Code of Federal Regulations Part 91, Part 121, and Part 135 when appropriately maintained.

The table below lists the minimum fully functional equipment required for operation of the GI 275.

| Equipment                             | Number installed | VFR | IFR |
|---------------------------------------|------------------|-----|-----|
| GI 275 ADI                            | 1                | 1   | 1   |
| GI 275 HSI/MFD as Standby ADI         | 1                | 0   | 1   |
| GMU 11 or 44B Magnetometer            | 1*               | 0   | 1*  |
| GPS/SBAS Navigator or VFR GPS antenna | 1**              | 1   | 1** |
| Non-stabilized Magnetic Compass       | 1                | 1   | 1   |

\* Connected to GI 275 ADI

\*\* Connected to GI 275 ADI or the GI 275 HSI/MFD as a Standby ADI

**Figure 1- Minimum GI 275 Flight Instrument System when installed with a GI 275 Standby ADI**

| Equipment                                             | Number installed | VFR | IFR    |
|-------------------------------------------------------|------------------|-----|--------|
| GI 275 ADI                                            | 1                | 1   | 1      |
| GMU 11 or 44B Magnetometer                            | 1                | 0   | 1      |
| GPS/SBAS Navigator or VFR GPS antenna                 | 1                | 1   | 1      |
| Non-stabilized Magnetic Compass                       | 1                | 1   | 1      |
| Original flight instruments w/ turn rate indicator*   | 0 or 1           | 0   | 0 or 1 |
| Original flight instruments w/ third attitude source* | 0 or 1           | 0   | 0 or 1 |

\* Either the original flight instruments with a turn rate indicator or the original flight instruments with a third attitude source must be installed as standbys for IFR flight.

**Figure 2- Minimum GI 275 Instrument System when installed with non-GI 275, supporting Standby Instruments**

| <b>Equipment</b>                 | <b>Number installed</b> | <b>Req'd</b>    |
|----------------------------------|-------------------------|-----------------|
| GI 275 EIS                       | 1 or 2*                 | 1 or 2*         |
| Engine Adaptor Unit (GEA 24/110) | 1 or 2*                 | 1 or 2*         |
| External EIS Annunciator         | 0, 1, 2, or 4**         | 0, 1, 2, or 4** |

\* One GI 275 EIS and GEA 24/110 are required per engine

\*\* An external annunciator is installed when the GI 275 EIS is outside of the pilot's primary field of view.

**Figure 3- Engine Indication System**

## **2.16 Minimum Flight Crew**

Installation of a GI 275 does not affect a Minimum Flight Crew determination.

## Section 3. EMERGENCY PROCEDURES

|        |                                                         |    |
|--------|---------------------------------------------------------|----|
| 3.1    | EMERGENCY PROCEDURES .....                              | 18 |
| 3.1.1  | <i>Loss of Primary Flight Information</i> .....         | 18 |
| 3.1.2  | <i>Blank Screen</i> .....                               | 18 |
| 3.1.3  | <i>AHRS Failure</i> .....                               | 19 |
| 3.1.4  | <i>ADC Failure</i> .....                                | 20 |
| 3.1.5  | <i>ATTITUDE, ALT, or IAS monitor CAUTION</i> .....      | 21 |
| 3.1.6  | <i>Aircraft Electrical System Failure</i> .....         | 21 |
| 3.1.7  | <i>Operation on Backup Battery (if installed)</i> ..... | 21 |
| 3.1.8  | <i>Display Backup Malfunction</i> .....                 | 22 |
| 3.1.9  | <i>Backup Battery Malfunction</i> .....                 | 22 |
| 3.1.10 | <i>EIS Failure</i> .....                                | 22 |
| 3.1.11 | <i>Terrain Alerts</i> .....                             | 23 |
| 3.2    | ABNORMAL PROCEDURES .....                               | 24 |
| 3.2.1  | <i>Heading Failure</i> .....                            | 24 |
| 3.2.2  | <i>Display Overtemperature</i> .....                    | 25 |
| 3.2.3  | <i>GPS Data Failure</i> .....                           | 25 |
| 3.2.4  | <i>Navigation Data Failure (VOR/LOC/GS)</i> .....       | 26 |
| 3.2.5  | <i>Synthetic Vision Malfunction</i> .....               | 26 |
| 3.2.6  | <i>Electrical Load Shedding</i> .....                   | 26 |
| 3.2.7  | <i>AHRS ALIGN</i> .....                                 | 26 |
| 3.2.8  | <i>EIS Display Parameter Failure</i> .....              | 26 |
| 3.3    | WARNINGS, CAUTIONS, AND ADVISORIES .....                | 27 |
| 3.3.1  | <i>WARNING Annunciations – Red</i> .....                | 27 |
| 3.3.2  | <i>CAUTION Annunciations – Yellow</i> .....             | 28 |
| 3.3.3  | <i>Advisories – White</i> .....                         | 31 |

### **3.1 Emergency Procedures**

#### **3.1.1 Loss of Primary Flight Information**

If the primary GI 275 ADI fails (loss of some or all primary flight information, display is blank, frozen, or unresponsive).

1. Use standby flight instruments for attitude, airspeed, altitude, and heading reference.
2. If GI 275 reversionary capability is available, the standby GI 275 should automatically change to the ADI page and promptly restore primary flight information. If manual reversion is required, rotate the outer knob left or move the Reversion Backup Switch to the "ON" position.
3. Refer directly to the navigation source for navigation information (such as GPS).
4. Seek VFR conditions or land as soon as practical.  
If autopilot is engaged:
5. Verify autopilot mode selections and cross check against standby flight and navigation data. Consider disengaging the autopilot.

#### **3.1.2 Blank Screen**

If the screen is the primary ADI refer to procedure 3.1.1.

1. Increase display lighting brightness with cockpit dimmer if installed.

If the installed equipment in the aircraft includes a GDL 60 Wireless Access unit:

2. Press the screen or rotate either knob at least one click.

If the display returns:

3. Open the CNXT and CNXT BATT circuit breakers.

If the screen is still blank or there is no GDL 60 Wireless Access unit in the aircraft, refer to procedure 3.1.1 for loss of primary flight information if applicable.

### 3.1.3 AHRS Failure

AHRS failure is indicated by the removal of the attitude/heading information and a red X on the GI 275 ADI. Standard rate turn indications will also be removed. A heading failure may also occur as described in Section 3.2.1.

1. Continue flight by reference to the standby ADI  
**or**  
Manually select "ON" on the GI 275 reversionary backup switch  
**or**  
Rotate the outer knob to the left to force reversion to ADI Page.
2. Seek VFR conditions or land as soon as practicable if there are no other reliable AHRS sensors capable of providing accurate data.

If multiple AHRS sources are installed:

3. Select the operative AHRS (i.e., AHRS 1, 2 or 3) using the ADI sensors menu (MENU → SENSORS)
4. Press and hold the back button to return to the ADI page.

#### NOTE

If airborne AHRS alignment is necessary, minimize maneuvering and turbulence during and after the restart process. If maneuvering or turbulence cannot be avoided, carefully cross-check the AHRS for accuracy against other flight instruments until the alignment has completed and becomes stable.

#### CAUTION

In installations with a Garmin cross-comparison for AHRS/ADC sensors, changing the AHRS/ADC sensor source when a white ATTITUDE/IAS/ALT annunciation is displayed on the primary GI 275 ADI will result in the selection of an inoperative sensor source and subsequent loss of information.

#### CAUTION

Manually selecting duplicate AHRS sources for multiple displays reduces the redundancy of the system.

### 3.1.4 ADC Failure

ADC failure is indicated by:

- Red X over the airspeed and altitude tapes
- Yellow X over the digital vertical speed value

If valid GPS data is available, the GI 275 will automatically revert to display GPS-calculated altitude relative to mean sea level. GPS altitude is displayed in magenta, in the same location as normal operation.

1. Use standby Airspeed Indicator and Altimeter
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical if there are no other reliable ADC sensors capable of providing accurate data.

If multiple ADC sources are installed:

3. Select the operative ADC (i.e., ADC 1, 2, or 3) using the ADI Sensors menu (MENU → SENSORS)
4. Press and hold the back button to return to the ADI page.

#### **CAUTION**

In installations with a Garmin cross-comparison for AHRS/ADC sensors, changing the AHRS/ADC sensor source when a white ATTITUDE/IAS/ALT annunciation is displayed on the primary GI 275 ADI will result in the selection of an inoperative sensor source and subsequent loss of information.



### 3.1.5 ATTITUDE, ALT, or IAS monitor CAUTION

If an ATTITUDE, ALT, or IAS miscompare CAUTION is displayed in yellow on the attitude display or airspeed/altitude tape:



1. Cross check flight instruments against all available information to determine which indications are correct
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical

#### NOTE

With loss of redundancy of primary altimetry systems, perform appropriate RVSM contingency procedures for the loss of primary altimetry systems.

### 3.1.6 Aircraft Electrical System Failure

In the event of a total loss of aircraft electrical power, the GI 275 will cease to operate, except for displays which are equipped with an internal backup battery. Refer to procedures for failure of affected equipment and operation on backup battery.

### 3.1.7 Operation on Backup Battery (if installed)

Displays equipped with a backup battery will continue to operate after a loss of aircraft electrical power. EIS displays will not be functional. Operation on battery power is indicated by the presence of a battery icon on the affected display. Green battery indication provides at least 60mins, yellow battery indication provides a range between 59mins and 15mins, and red battery indication provides less than 15mins of battery operation.



1. Seek VFR conditions and land as soon as practical.

### **NOTE**

For protection, backup battery operation is inhibited if the battery temperature drops below -20° C or exceeds 80° C. Battery parameters such as the battery temperature can be viewed in the System Menu.

### **CAUTION**

To conserve power and to preserve the display of primary flight data and direct-to navigation capabilities with the optional VGPS receiver, GI 275 backup battery operation internally load-sheds interfaces, which will disable the normal interface with certified navigators or other hazard awareness systems. Depending on how these were installed and configured to the GI 275, some information from these configured systems will not be available when the GI 275 is operating on its backup battery.

If a yellow icon is present during the Before Takeoff ADI system check, verify the battery's remaining capacity is more than 30 mins if the aircraft's service ceiling is below 25,000ft, or more than 60 mins if the aircraft's service ceiling is above 25,000ft.

1. Refer to the battery status and information found in the battery menu (Menu → Systems → Battery).

#### **3.1.8 Display Backup Malfunction**

Display backup malfunction is indicated by the unit locking on the ADI page. All other configured pages will not be accessible on the standby ADI or HSI.

#### **3.1.9 Backup Battery Malfunction**

A malfunction of the backup battery is indicated by the following indication in the upper left corner of the screen with a system advisory message:



1. Seek VFR conditions or land as soon as practicable.

If this icon is present during the Before Takeoff ADI system check, do not depart into IMC.

#### **3.1.10 EIS Failure**

EIS failure is indicated by the loss of displayed information on the EIS, including a blank, frozen, or unresponsive display of EIS parameters.

1. Position engine controls to ensure operation within engine limitations.

### 3.1.11 Terrain Alerts

| Aural Alert                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Annunciation<br>All Pages | Annunciation<br>Terrain Page                                                                            | Action                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <p>“Terrain,<br/>Terrain<br/>Pull up, Pull<br/>up”<br/>-OR-<br/>“Obstacle,<br/>Obstacle<br/>Pull up, Pull<br/>up”<br/>-OR-<br/>“Wire, Wire<br/>Pull up, Pull<br/>up”<br/>-OR-<br/>“Warning,<br/>Terrain,<br/>Terrain”<br/>-OR-<br/>“Warning,<br/>Obstacle,<br/>Obstacle”<br/>-OR-<br/>“Warning,<br/>Wire, Wire”<br/>-OR-<br/>“Pull up”</p> | <p><b>TER</b></p>         | <p><b>PULL UP</b><br/>-OR-<br/><b>TERRAIN</b><br/>-OR-<br/><b>OBSTACLE</b><br/>-OR-<br/><b>WIRE</b></p> | <p>Disconnect<br/>autopilot and<br/>initiate maximum<br/>performance<br/>climb (maximum<br/>takeoff power and<br/>best angle of<br/>climb airspeed)</p> <p>NOTE: Only the<br/>climb maneuver is<br/>recommended,<br/>unless operating<br/>in VMC or it is<br/>determined, based<br/>on all available<br/>information, that<br/>turning in addition<br/>climbing is the<br/>safest course of<br/>action.</p> |
| <p>“CAUTION,<br/>Terrain”<br/>-OR-<br/>“CAUTION,<br/>Obstacle”<br/>-OR-<br/>“CAUTION,<br/>Wire”</p>                                                                                                                                                                                                                                        | <p><b>TER</b></p>         | <p><b>TERRAIN</b><br/>-OR-<br/><b>OBSTACLE</b><br/>-OR-<br/><b>WIRE</b></p>                             | <p>Take corrective<br/>action until the<br/>alert ceases. Using<br/>all available<br/>information to<br/>determine the<br/>appropriate action,<br/>alter the flight<br/>path away from<br/>the threat by<br/>stopping descent,<br/>climbing, and/or<br/>turning.</p>                                                                                                                                        |
| <p>“Too low,<br/>Terrain”</p>                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |                           | <p><b>TERRAIN</b></p>                                                                                   | <p>Establish climb to<br/>the minimum<br/>altitude for</p>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |

| Aural Alert  | Annunciation<br>All Pages | Annunciation<br>Terrain Page | Action                                   |
|--------------|---------------------------|------------------------------|------------------------------------------|
|              |                           |                              | present<br>position/procedure            |
| "Sink Rate"  |                           | <b>TERRAIN</b>               | Decrease rate of<br>descent              |
| "Don't sink" |                           | <b>TERRAIN</b>               | Establish a<br>positive rate of<br>climb |

## 3.2 Abnormal Procedures

### 3.2.1 Heading Failure

If the GI 275 is configured with a VFR GPS or interfaced to a certified GPS source, the HDG indications will be replaced with track (TRK) indications in magenta in the event of a heading failure. The heading bug and course pointer will continue to function normally, using GPS ground track as a reference instead of magnetic heading.



Figure 4- Bottom of the ADI when HDG failed (with GPS)



Figure 5- Top of the HSI when HDG failed (with GPS)

If there is no GPS in the GI 275 system or if the GPS has failed, the heading failure will be indicated by a red "X" in place of the heading readout on the ADI or HSIs.



Figure 6- Bottom of the ADI when HDG failed (no GPS)



Figure 7- Top of the HSI when HDG failed (no GPS)

If GPS track is not available:

1. Use standby compass for heading reference.

#### NOTE

Without magnetic heading or GPS track, the CDI provides no directional information. Only course deviation information is presented, and the orientation of the CDI is based on the selected course, regardless of aircraft heading. Course deviation indications will behave like a traditional CDI. VOR deviations will be relative to the selected course with a TO/FROM indication. Localizer deviations will not be affected by the selected course, and reverse sensing will occur when tracking inbound on a localizer back course.

### **3.2.2 Display Overtemperature**

If the display is in an overheating condition, the system will alert the pilot with a system message. The system message will read "Display Overtemperature"

1. Prepare for loss of the affected display.

### **3.2.3 GPS Data Failure**

GPS data failure may be indicated by any or all of the following:

- Loss of GPS course deviation information on HSI
  - Yellow "LOI" text on the ADI
  - Yellow "DR" text on the moving map
  - Yellow "NO GPS POSITION" text on the moving map
  - Loss of waypoint bearing/distance information
1. Select alternate GPS source, if available, by pressing "CDI" button on ADI.
    - If the VFR GPS is configured in the system, while cycling the CDI button the VGPS will become a selectable source. This is limited to Direct-to capability, if configured.

If alternate GPS source is not available:

2. Select alternate navigation source (VOR or LOC, if available) or refer directly to external navigation data.
3. Seek VFR conditions as soon as practical.

### 3.2.4 Navigation Data Failure (VOR/LOC/GS)

Navigation data failure may be indicated by any or all of the following:

- Loss of course deviation information on ADI
  - Loss of glideslope/glidepath information on ADI
  - Loss of bearing pointer on HSI
1. Select alternate navigation source or refer directly to external navigation data.

### 3.2.5 Synthetic Vision Malfunction

If the synthetic vision depiction is known or suspected to be inaccurate or malfunctioning:

1. Turn off synthetic terrain using the Menu → Options → Terrain SVT menu on the ADI.

### 3.2.6 Electrical Load Shedding

The following equipment is considered non-essential. If it becomes necessary to reduce electrical load (for example, during loss of generators or alternators), power to these units may be removed in the order listed.

1. MFD circuit breaker(s) [if installed and not configured as standby ADI] – PULL

#### **NOTE**

Any non-required displays on the co-pilot side may also be powered off.

### 3.2.7 AHRS ALIGN

If an “AHRS ALIGN / Keep Wings Level” annunciation is displayed on the attitude indicator in flight, limit aircraft operation to:

- $\pm 10^\circ$  bank
- $\pm 5^\circ$  pitch
- 200 KTAS or less

#### **CAUTION**

Exceeding these values may delay or prevent AHRS alignment.

### 3.2.8 EIS Display Parameter Failure

Indicated by individual parameters having a red or yellow X drawn through the gauge and data removed (see EIS failure procedure for loss of entire EIS function).

1. Monitor remaining parameters and set engine controls to operate within limitations.

### 3.3 WARNINGS, CAUTIONS, and Advisories

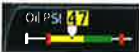
The following tables show the color and significance of the warning, caution, and advisory messages which may appear on the GI 275 displays.

| <b>3.3.1 WARNING Annunciations – Red</b>                                                                    |                                                                                    |                                                                                                                                          |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <i>Annunciation</i>                                                                                         | <i>Pilot Action</i>                                                                | <i>Cause</i>                                                                                                                             |
| HDG Fail<br>               | Use Standby Magnetic Compass or GPS track information                              | Display system is not receiving valid heading input from the ADAHRS or AHRS; accompanied by a red X through the digital heading display. |
| Red X<br>                  | Reference the data source or alternate equipment.                                  | A red X through any display field, indicates that display field is not receiving data or is corrupted.                                   |
| Red EIS Alert Triangle<br> | Observe the warning indication on the EIS display and take appropriate action.     | One or more engine parameters have exceeded a warning threshold.                                                                         |
| Red Engine Parameter<br>   | Take appropriate action to correct condition causing engine parameter exceedance   | The engine parameter has exceeded the warning threshold.                                                                                 |
| Terrain warning<br>      | Take appropriate action to maneuver the aircraft away from the conflicting terrain | Terrain warning due to aircraft proximity to surrounding terrain                                                                         |

### 3.3.2 CAUTION Annunciations – Yellow

| <i>Annunciation</i>                                                                                                      | <i>Pilot Action</i>                                                                                                                                                                               | <i>Cause</i>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| AHRS ALIGN –<br>Keep Wings<br>Level<br> | Limit aircraft<br>attitude to $\pm 10^\circ$ bank<br>and $\pm 5^\circ$ pitch as<br>AHRS Aligns - OK<br>to taxi.                                                                                   | Attitude and Heading Reference<br>System is aligning. AHRS may not<br>align with excessive pitch/bank<br>angles.                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |
| LOI<br>                                 | Loss of Integrity<br>Monitoring                                                                                                                                                                   | GPS integrity is insufficient for the<br>current phase of flight.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |
| No GPS Position<br>                     | Use alternate<br>information for<br>positional and<br>situational<br>awareness                                                                                                                    | GPS data is unavailable.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |
| Yellow X<br>                            | Reference the data<br>source or alternate<br>equipment.                                                                                                                                           | A yellow X through any display<br>field, indicates that display field is<br>not receiving data or is corrupted.                                                                                                                                                                                                                                                                                                            |
| ATTITUDE<br>                            | Fly aircraft<br>manually and<br>crosscheck attitude<br>indication with<br>standby attitude<br>indicator and other<br>sources of attitude<br>information<br>(airspeed, heading,<br>altitude, etc.) | The ADI attitude monitors have<br>detected an AHRS malfunction or an<br>error between AHRS sources (if<br>multiple sources installed).<br>Autopilot may disconnect if AHRS<br>is being used to drive the autopilot.<br><br>If more than two sensors are<br>installed, only the sensor that<br>miscompares from the others will<br>annunciate. Autopilot may<br>disconnect if AHRS is being used to<br>drive the autopilot. |
| ALT and/or IAS<br>(text on ADI)<br>   | Cross-check the<br>flagged information<br>against other sources<br>to identify erroneous<br>information.                                                                                          | Differences detected between<br>displayed airspeed and/or altitude<br>(multiple ADC installations only).<br><br>If more than two sensors are<br>installed, only the sensor that<br>miscompares from the others will<br>annunciate.                                                                                                                                                                                         |



|                                                                                                                |                                                                                                                                                 |                                                                                                                                                                                                                   |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| AHRS 1/2/3<br><b>AHRS 1</b>                                                                                    | Confirm intended AHRS source selection                                                                                                          | The ADI is using the cross-side AHRS sensor and AHRS monitor is indicating a miscompare or no-compare (multiple ADI and AHRS installations only).                                                                 |
| ADC 1/2/3<br><b>ADC 1</b>                                                                                      | Confirm intended ADC source selection                                                                                                           | The ADI is using the cross-side ADC sensor and ADC monitor is indicating a miscompare or no-compare (multiple ADI and ADC installations only).                                                                    |
| Yellow EIS Alert Triangle<br> | Observe the caution indication on the EIS display and take appropriate action.                                                                  | One or more engine parameters have exceeded a caution threshold.                                                                                                                                                  |
| Yellow EIS Parameter<br>      | Take appropriate action to correct condition causing engine parameter exceedance.                                                               | The engine parameter has exceeded the caution threshold.                                                                                                                                                          |
| Traffic Caution<br><b>TFC</b>                                                                                  | Visually acquire the traffic to see and avoid.                                                                                                  | The interfaced traffic system has determined that nearby traffic may be a threat to the aircraft.                                                                                                                 |
| Terrain Caution<br><b>TER</b>                                                                                  | Take appropriate action to maneuver the aircraft away from the conflicting terrain                                                              | Terrain caution due to aircraft proximity to surrounding terrain                                                                                                                                                  |
| TAWS N/A, TAWS FAIL<br><b>TER</b>                                                                              | Use vigilance, terrain depiction and TAWS alerting are no longer provided.                                                                      | External system that is providing TAWS alerting has failed, or the GI 275 cannot communicate with the system.                                                                                                     |
| Battery Fault<br>           | Observe the fault condition on the GI 275 by entering the system messages for further details. Seek VFR flight conditions or land as practical. | The Internal battery has detected an issue which may not allow the battery to charge or discharge properly. Such as "Charge Inhibited - unable to charge the battery" or the battery rundown test is out of date. |

|                                                                                                   |                                                                          |                                                                                                             |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| GPSS Invalid<br> | Set an active GPS leg to engage GPSS mode or select HDG as the function. | GPSS mode invalid, wings level command sent to autopilot, no active GPS leg, GPS not selected on HSI/ADI 1. |
| GLIDE<br>        | Smart Glide is active on the GTN.                                        | Reference the GTN Xi AFMS for Smart Glide details and pilot actions.                                        |

### 3.3.3 Advisories – White

| <i>Annunciation</i>                                                                                                                            | <i>Pilot Action</i>                                                                                                                                   | <i>Cause</i>                                                                                                |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ATTITUDE, ALT, or IAS<br>(text on ADI)<br>                    | View advisory messages to inhibit the annunciation.<br><br>Be aware that the other (unselected) AHRS/ADC source is not available                      | Another (unselected) AHRS/ADC source is unavailable.                                                        |
| AHRS 1/2/3/STBY<br>                                           | Confirm intended AHRS source selection                                                                                                                | The ADI is using the cross-side AHRS sensor (multiple ADI and ADC installations only).                      |
| ADC 1/2/3/STBY<br>                                            | Confirm intended ADC source selection                                                                                                                 | The ADI is using the cross-side ADC sensor (multiple ADI and ADC installations only).                       |
| Messages Icon<br>                                             | View and consider advisory messages. Refer to the GI 275 Pilot Guide for appropriate pilot or service action.                                         | Typically, these indicate system or database status, or data communication issues within the GI 275 System. |
| Terrain Inhibited<br>                                         | Use vigilance, traffic system will not provide alerting.                                                                                              | Terrain is inhibited or a terrain test is in progress                                                       |
| External Navigator Message Icon<br>                         | View and consider advisory messages on interfaced navigator. Refer to Pilot Guide for the external navigator for appropriate pilot of service action. | Typically, these indicate system or database status.                                                        |
| Electronic Stability Protection Disabled (GFC 500 only)<br> | Be aware that ESP is disabled on the interfaced GFC 500 autopilot.                                                                                    | The GFC 500 ESP function has been disabled.                                                                 |

## Section 4. NORMAL PROCEDURES

|       |                                                         |    |
|-------|---------------------------------------------------------|----|
| 4.1.1 | ADI System Check .....                                  | 33 |
| 4.2   | AUTOPILOT OPERATION.....                                | 34 |
| 4.2.1 | Autopilot Disconnect Test (Non-Garmin Autopilots) ..... | 34 |
| 4.2.2 | Autopilot NAV / APR mode coupling .....                 | 34 |
| 4.2.3 | GPSS Emulation .....                                    | 34 |
| 4.3   | EIS OPERATION .....                                     | 35 |

#### **4.1 Before Takeoff**

1. Review displays for any abnormal warning, caution, or advisory indications.
2. Perform a visual inspection of the fuel tank or other method such as a dipstick, sight gauge, or drip gauge to verify that the fuel quantity indication provided by the GI 275 is accurate.
3. If equipped with a TAWS/Terrain warning system, ensure that the terrain alert audio test can be heard clearly (a system test audio clip is played during the startup self-test).
4. Push to test any installed external annunciators to ensure proper function.
5. Verify that the MAG/TRUE navigation angle selection on the GI 275 and any interfaced navigators match.
6. Verify all engine indications are functional on the EIS display and there are no red or yellow X's on any of the engine gauges.

##### **4.1.1 ADI System Check**

1. For IFR aircraft, verify that no yellow or red battery icon is displayed on the primary or standby ADI. If either of these icons are present, refer to section 3.1.7 and 3.1.9.
2. Verify that attitude, heading, altitude, and airspeed are displayed normally on the ADI (no warnings, cautions, or advisories related to these functions).
3. If installed, select the Reversion Backup Switch to the "ON" position
  - a. Verify that the ADI information is displayed on the backup display
  - b. Ensure that attitude, heading, altitude, and airspeed are displayed normally on the standby ADI (no warnings, cautions, or advisories related to these functions)
  - c. Select the Reversion Backup Switch to the "AUTO" position and verify that other configured pages are once again selectable.

## 4.2 Autopilot Operation

Refer to Section 1.7.6 for the applicable autopilot interface capability and installation details.

### 4.2.1 Autopilot Disconnect Test (Non-Garmin Autopilots)

1. While on the ground, engage the autopilot.
2. In the ADI Menu → Options, press the AP DISC button and verify that the autopilot disconnects.

#### **CAUTION**

Do not use the autopilot if the AP DISC button fails to disengage the autopilot normally.

### 4.2.2 Autopilot NAV / APR mode coupling

To couple the autopilot NAV / APR mode:

1. Select the desired navigation source on the Pilot's ADI (NAV Options Menu) or the CDI button.
2. Select the desired NAV / APR mode on the autopilot.

#### **NOTE**

The autopilot will use the source that is displayed on the Pilot's ADI or HSI.

### 4.2.3 GPSS Emulation

If enabled, to use GPSS:

1. Select the desired GPS navigation source on the Pilot's ADI.
2. Enable GPSS emulation on the ADI using the AP REF button in the Menu → Options → NAV Options → HDG Options menu (or with the optional AP HDG DATUM external switch).
3. Engage the autopilot in HDG mode.

#### **NOTE**

When GPSS emulation is enabled, the GI 275 ADI's heading bug function will be disabled. This is indicated by a hollowed-out heading bug, and the ADI/HSI heading button will display "GPSS" near the crossed-out heading bug. The "GPSS" text will be white when GPSS commands are available, and it will be yellow when there is no GPSS command available.

*The following images show GPSS mode active, but no signals are sent.*



*The following images show GPSS mode active and sending signals.*



#### NOTE

The GPSS commands to the autopilot are based on the GPS source displayed on the pilot's side ADI (typically the primary ADI or ADI #1).

### **4.3 EIS Operation**

Periodically review the engine indications on the Main EIS page if the GI 275 is displaying any other EIS page.

## **Section 5. PERFORMANCE**

No change.

## **Section 6. WEIGHT AND BALANCE**

See current weight and balance data.



## Section 7. SYSTEM DESCRIPTION

A detailed GI 275 Pilot's Guide is available through the Garmin website or your Garmin dealer.

If a GSB 15 is installed it provides a USB port for loading software and databases. This can also power portable electronic devices but does not provide any data connection to the GI 275 for those devices.

Wireless connectivity is provided for ground database updates. Database updates cannot be performed in-flight. Additionally, the GI 275 supports a Bluetooth connection to personal electronic devices running Garmin Pilot for the supplemental display of traffic, attitude and GPS position. This connection will work in-flight however the personal electronic device must be paired with GI 275 while on the ground.

The following colors are used consistently within the GI 275 system:

| Color   | Functions                                                                      |
|---------|--------------------------------------------------------------------------------|
| Red     | Warning conditions<br>Operating Limits                                         |
| Yellow  | Caution conditions<br>Conditional operating ranges                             |
| Green   | Safe operating conditions<br>Normal operating ranges<br>VOR/Localizer Data     |
| White   | Scales and Markings<br>Current data and values, status<br>EIS pilot set alerts |
| Magenta | GPS Data<br>Active flight plan legs                                            |
| Cyan    | Pilot-selectable references                                                    |

### 7.1 Controls Overview

A dual concentric knob with a center push-button provides the primary means with which to navigate between screens and access menus and functions of the GI 275. The outer knob will always change from Page-to-Page on GI 275s that have multiple pages. A display touch is required in most cases to select the display field of a Page that will be changed by inner knob rotation or press. The inner knob changes the value of the selected field. For primary, stand-alone

ADIs the outer knob does not provide any control since there is no other page available for selection. When the outer knob is rotated, a momentary display of knob function is provided at the top of each page.

To access the Menu, press and hold the inner knob. To access the Menu via touchscreen, swipe up from the bottom of the GI 275 display.

## **7.2 Display Brightness**

Display brightness is controlled automatically based on input to a bezel-mounted photocell. The brightness level can be manually adjusted using controls in the Menu → Backlight selection. Optionally, brightness can be controlled using the aircraft's cockpit lighting dimmer control.

## **7.3 System Power Sources**

The GI 275 primarily depends on aircraft power to function. The GI 275 system is directly connected to the aircraft's main or essential bus and energized when the aircraft master switch is turned on. Other systems, like the navigation equipment, weather datalink, and autopilot are typically located on the avionics bus and may not be functional when this bus is powered off.

## **7.4 System Status**

The GI 275 status can be viewed via the Menu → System → Info menu. This includes the serial number and system ID of the unit, the software version loaded on the unit, and the AHRS and ADC software versions.

An External LRUs list displays information and status of various units that are interfaced to the GI 275 system. This list only includes LRUs that can report status information, which is typically limited to other Garmin LRUs. Software versions, serial numbers, and LRU status is typically provided. A green checkmark indicates normal online status, and a red X indicates offline or failed status. Some LRUs, like the GDL 69, GSR 56, and GTX 345, provide a button to see more detailed information about the status of that unit.

## 7.5 Databases

The GI 275 utilizes databases to provide some system functions.

Database status information is available to the pilot at system startup on the MFD splash screen and during normal operations on the Menu → System → Databases (or DB) menu. Controls are provided for manually initiating a database update. EIS units only use a Nav database. System time (as received from an interfaced GPS navigator or the internal VFR GPS) is used to determine if a database is within its effective period. Databases are displayed in yellow if they are expired, not yet effective, or if the current date/time is unknown. Databases are displayed in white if they are within their effective date range. All database status information is depicted in white on the System Status page.

Databases can be updated using the USB port, by syncing with other compatible units, or using database concierge through a PED. Databases are stored internally on the GI 275s.

The terrain and basemap databases are updated periodically and do not expire.

The Garmin or Jeppesen navigation database contains data associated with navigation including airports, navigation aids, airways, airspace, and other data. This database is updated on a 28-day cycle.

The obstacle database contains data for obstacles and wires that pose a potential hazard to aircraft. Obstacles 200 feet and higher are included in the obstacle database. Wires which have been identified as a hazard to fixed wing aircraft are included in the database. Coverage of the obstacle database includes the United States and Europe. Wire coverage is limited to the United States. This database is updated on a 56-day cycle.

### **CAUTION**

Not all obstacles or wires are included in the databases.

The Garmin SafeTaxi™ database contains airport diagrams for selected airports. This database is updated on a 56-day cycle.

The magnetic variation model contains data about variations in the earth's magnetic field based on location. This database is included with the navigation database and is updated on a five-year cycle.

## 7.6 Crew Profiles

The crew profile function is provided for all units to allow the retention of pilot-selectable configurations and settings. If the aircraft is operated by multiple pilots, each pilot can recall their individual settings for use. These profiles include settings from all displays in the system.

If an MFD is installed, the splash screen provides the option for the pilot to select a crew profile upon power up. Otherwise, the crew profile can be set in the System → Crew Profile Menu. If no selection is made, the GI 275 will

default to the last crew profile used. Only one profile may be selected as active at a time. New profiles are created with the settings currently in use.

## **7.7 Integrated Standby System**

Standby instruments (attitude, altitude, airspeed) may be provided by a second GI 275 display. The GI 275 can be a standby to itself, consisting of two GI 275 displays installed adjacent to each other, with one display configured as the ADI and the second display configured as either an HSI or an MFD.

The standby ADI needs to be of the -10, -20, -30, or -40 type with its own integral ADAHRS. An optional Reversion Backup Switch may be installed which will force the standby ADI into the display backup mode of operation when moved to the "ON" position.

A backup battery will provide power to the ADI, MFD, HSI, or standby ADI in the event of aircraft power failure. This configuration will provide the following functionality:

- If the ADI fails or communication with the primary ADI is lost, the MFD with a standby ADI or standby HSI will automatically display its backup primary flight information (attitude, altitude, airspeed).
- Two GI 275 -10 variants monitor and compare their independent attitude, altitude, and airspeed data. If either GI 275 detects a difference between any of the parameters (attitude, altitude, or airspeed), the MFD or HSI will automatically revert to display the standby ADI to restore primary flight information. Yellow miscompare annunciations will appear to indicate the discrepancy.

## 7.8 GPS Approach Mode Annunciations

When interfaced with a certified GPS navigator and the GPS navigator is the selected source, the GI 275 HSI and HSI Map display the current GPS operational mode. The GI 275 abbreviates the approach modes as defined in the table below.

| Description                                                    | Annunciation |
|----------------------------------------------------------------|--------------|
| Lateral Navigation                                             | LNAV         |
| Localizer Performance with Vertical Guidance                   | LPV          |
| Localizer Performance without Vertical Guidance                | LP           |
| Localizer performance approach with advisory vertical guidance | LP+V         |
| Lateral and vertical navigation approach                       | L/VNAV       |
| Lateral navigation approach with advisory vertical guidance    | LNAV+V       |

## 7.9 VFR GPS

A Garmin GI 275 may be interfaced with its own optional VFR GPS antenna. In the event that the certified GPS navigation information becomes unavailable, the GI 275 VFR GPS (VGPS) provides 2D GPS position information and Direct To navigation capability. Aside from selecting VGPS as the CDI source and then selecting a Direct To waypoint, airport, or navigational aid within the GI 275 Direct To Menu, there is no pilot action required to enable or use the VFR GPS. When VGPS data is in use, "VGPS" is annunciated as the selected navigation source.

Synthetic Vision and Terrain alerting functionality is available with the VGPS.

## **7.10 Messages**

Messages are available on all installed GI 275s. A Message annunciation flashes in the upper left corner of each display to notify the pilot when a new advisory is available. The pilot may select Messages in the Menu to display a list of active Messages.

Not all Messages are common to all interfaced GI 275s, meaning unit specific issues will not be shown on all the other GI 275s.

## **7.11 System Settings**

The Menu → System → Setup page provides pilot controls for click volume, time format, and local time offset. Controls are provided to set the nearest airport criteria so that airports not usable by the aircraft type do not appear in waypoint searches.

Units of Measure for temperature, barometric pressure, and nav angle are pilot controllable via the Menu → System → Units page. These units are propagated throughout the GI 275 system. Adjustments to temperature units will not affect EIS temperature gauges.

The units and markings on the ADI are not user configurable. They match the units as specified in the aircraft's FAA approved Airplane Flight Manual and standby instruments.

If pilot-selected navigation angle settings differ on the navigator and the GI 275, the display aspects will be inaccurate.

## **7.12 System Data Logging**

The GI 275 system incorporates a data logging feature that can record parameters related to the aircraft's primary flight instruments, engine indications, and aircraft configuration. Recorded data is stored in internal memory and can be exported via a USB drive.

## **7.13 Primary ADI**

ADI functions are selected by touching the desired adjustable field on the display. Once selected, the inner knob changes the value (Altitude, IAS, Baro, or Heading). An inner knob press will sync the altitude, IAS, or heading to the current value. Baro sync toggles the ADI in and out of standard altimeter setting (29.92"hg and labeled "STD"). The selectable field defaults to Baro when the knob is idle for a period of time. The default timeout is 10 seconds and may be changed in the Menu.

When interfaced to a Garmin G500/600 TXi, the GI 275 will sync barometer (if Baro Sync is enabled), selected heading, selected altitude, and selected airspeed bugs with the TXi. It is required that BARO SYNC be enabled when using VNAV functionality as the GTN will only use the pilot-side BARO unless there is a failure.

### 7.13.1 Primary Flight Data

The ADI can display the following parameters depending on the unit configuration; attitude, heading, airspeed, barometric altitude, Mach number, and vertical speed data. Airspeed and altitude displays include a six second trend indicator.

Airspeed trend indication bars are only visible when the speed trend is greater than 5 knots for over 6 seconds.

Pilot selectable bugs may be configured for airspeed, altitude, and heading.

The GI 275 requires at least one GPS source to ensure the integrity of the AHRS.

When dual GI 275 -10, -20, -30, and -40 variants are installed and configured, the pilot is provided with AHRS/ADC source selection controls via the ADI Menu → Options → Sensors menu.

The default ADC and AHRS source on power up is ADC 1 and AHRS 1 for the pilot side ADI and ADC 2 and AHRS 2 for the co-pilot or standby ADI and if a third sensor is installed, it is configured as the standby.

Selection of the non-default sensor source will cause a “ADC [Sensor Number]” or “AHRS [Sensor Number]”, respectively, to be displayed with black text on a white background. If there is an AHRS or ADC miscompare or no-compare while on the off-side sensor “ADC [Sensor Number]” or “AHRS [Sensor Number]” will be displayed with black text on a yellow background.

When dual GI 275 -10, -20, -30, and -40 variants are installed and configured, software monitors provide detection of sensor miscompares. If a monitor detects a difference between sources exceeding the allowable limit, a visual attitude, altitude, heading, or airspeed miscompare annunciation will be shown on the ADI.

Miscompares are annunciated using black text on a yellow background as follows: airspeed miscompare is “IAS” shown near the airspeed pointer, barometric altitude miscompare is “ALT” near the barometric altitude pointer, the near the digital heading readout, and attitude miscompare is “ATTITUDE” on the attitude indicator. The ADI inhibits the “IAS”, “ALT”, and “ATTITUDE” annunciations in dual GI 275 ADI installations when both ADIs are displaying the same sensor source.

A no compare monitor is used to determine when data between GI 275s cannot be compared. No compares are annunciated the same as miscompares, except for the black text on a white background.

### 7.13.2 Attitude

The attitude display has a blue over brown presentation and may be configured in either a Fixed or Sky Pointer orientation by the installer. The ADI can also display Synthetic Vision data (SVT), available as an option.

Standard rate turn marks are provided on the roll scale for bank angles less than 30 degrees when the GI 275 ADI is configured with an OAT sensor.

The Sky Pointer orientation will automatically declutter the IAS and Altitude selectable fields when bank angles exceed 45°. Red chevrons, which indicate the direction to level pitch to assist recovery, are displayed at a nose up angle of 40° or 50°, and nose down angle of 20° or 30°, depending on configuration.

Slip/skid information is shown using a white trapezoid below the roll angle indicator.

### 7.13.3 Synthetic Vision Technology

SVT may optionally be provided to assist the pilot in maintaining situational awareness with terrain, obstacles, and airborne traffic.

SVT controls are provided via Menu → Options → Terrain/SVT. Synthetic terrain, horizon headings, and airport signs can be enabled or disabled from this menu.

SVT provides additional information on the ADI:

- **Synthetic Terrain:** an artificial, database-derived, three-dimensional view of the terrain ahead of the aircraft within a field of view of approximately 25 degrees left and 25 degrees right of the aircraft heading.
- **Obstacles:** obstacles such as towers, including buildings over 200 AGL that are within the depicted synthetic terrain field of view. Powerlines are not depicted in synthetic vision.
- **Flight Path Marker (FPM):** an indication of the current lateral and vertical path of the aircraft. The FPM is always displayed when SVT is enabled. The FPM will be dashed when it hits the vertical or lateral display limit.
- **Traffic:** a display on the ADI indicating the position of other aircraft detected by an interfaced traffic system.
- **Horizon Line:** a white line indicating the true horizon is always displayed on the SVT display.
- **Horizon Headings:** Headings may be overlayed just above the horizon line on the ADI.
- **Airport Signs:** pilot-selectable “signposts” displayed on the synthetic terrain display indicating the position of nearby airports that are in the navigation database.
- **Runway Highlight:** a highlighted presentation of the location and orientation of the runway(s) at the destination airport.



The synthetic terrain display is intended to aid the pilot awareness of the terrain and obstacles ahead of the airplane. It may not provide either the accuracy or fidelity, or both, on which to solely base decisions and plan maneuvers to avoid terrain or obstacles. The synthetic vision elements are not intended to be used for primary aircraft control in place of the primary flight instruments.

#### **7.13.4 Airspeed**

If configured, the airspeed tape on the left side of the ADI displays red/white striping to indicate the maximum allowable airspeed ( $V_{NE}/V_{MO}$ ). This maximum allowable airspeed display is configured to indicate the appropriate maximum allowable airspeed for the airplane.

The airspeed tape displays a red low-speed awareness band at the lower range of the airspeed tape. This low-speed awareness band is displayed at airspeed values below  $V_{SO}$ . It does not indicate an actual or calculated stall speed and does not adjust with variations in aircraft weight or other factors.

All other airspeed tape indications are configured to indicate the type design limitations. The airspeed tape does not adjust these additional markings for variations with aircraft weight, altitude, or other factors.

Airspeed references ("V speeds") are shown on the airspeed tape when enabled for display by the pilot via Menu → Options → Airspeeds.

When configured, Indicated Mach Number will be displayed adjacent to the airspeed tape.

#### **7.13.5 Barometric Altitude and Vertical Speed**

If configured, barometric altitude is displayed on a tape on the right side of the display. The vertical speed is displayed via an inset window adjacent to the altitude numerical value. The Baro setting may be adjusted by touching the field and rotating the inner knob or simply rotating the knob when the active field reverts to the Baro field home state. Altitude, airspeed, and heading bugs may be configured and synchronized across all GI 275 ADIs and configured G500 TXi displays. The Altitude bug may be removed by adjusting the value to -1,000 ft.

If a GTN is interfaced to provide Vertical Navigation (VNAV) functionality, then barometric altitude is required. Baro sync should be enabled on GI 275 units. VNAV uses the pilot-side baro setting unless that GI 275 fails, in which case the co-pilot side baro setting will be used (if installed).

#### **7.13.6 Navigation**

Navigation information is presented on the ADI using an optional lateral deviation indicator (LDI) above the heading display and a VDI to the left of the altitude readout. For MFD installations, the CDI/VDI are shown on CDI, HSI, and HSI map pages. Additionally, the CDI/VDI are displayed on the HSI and

HSI map page on HSI installations. Bearing Pointers may be displayed on the HSI Page.

Navigation information can be cycled through up to four independent sources in normal operation by pressing the “CDI” button at the bottom of the HSI, HSI Map, or CDI pages, or on a GTN Xi. The navigation source can also be changed using the NAV Option Menu on the ADI (Menu → Options) or a configured GTN 750/650 Xi. VGPS will be displayed as an additional navigation source if all certified navigators fail or will be the only navigation source in installations without a certified GPS source. The selected navigation source is shown on the left side of the HSI or LDI. CDI source selection can be synchronized across multiple GI 275 and G500 TXi’s if enabled by the pilot.

The GI 275 can sync both the havo setting and the CDI source selection to a TXi display (if the GI275 is acting as a standby) and to the co-pilot side displays on the aircraft.

If configured, these syncing options are available in a pilot-accessible menu. Turning off Standby SYNC will decouple the GI 275 from a primary TXi display, if the GI275 is configured as the standby.

### **7.13.7 HSI**

The course pointer and deviation indicator are shown as a single, solid line for GPS 1 and VLOC 1, and as an outline with no fill for GPS 2 and VLOC 2. GPS and VLOC sources are further differentiated with color.

The selected course is displayed above and to the right of the HSI. The selected course is set via touchscreen keyboard entry or dual-concentric knob.

In addition, the HSI can display two simultaneous bearing pointers sourced from GPS or VHF NAV.

The bearing pointer display and navigation source are pilot controlled under the Menu → HSI Options → Bearing sub menus.

The HSI Map includes an integral moving map within the HSI depiction. HSI map data is a subset of the data on the MFD map page. Traffic, terrain, obstacle, topographic, and weather overlays are also available for the HSI map. Flight plan, runways, TAWS FLTAs, and TFRs are always displayed. Overlays are controlled on the Menu → HSI Options → HSI Map Options → Map Options menu.

### **7.13.8 Lateral Deviation Indicator (LDI)**

A Lateral Deviation Indicator (LDI) is displayed on the ADI above the heading display when selected in the Menu. This LDI shows course deviation, navigation source, and VLOC station identifier or GPS phase of flight. The LDI uses the same color convention as the HSI .

The LDI incorporates automatic reverse sensing correction into the deviation display. When the difference between the heading and the selected course is greater than 107°, the LDI will enable reverse sensing correction. Reverse sensing correction inverts the course deviation needle and to/from indicator so that they correctly indicate the direction of the course and waypoint. The course deviation needle will be deflected in the direction of the desired course, and the to/from indicator will point in the direction of the waypoint (similar to how the HSI depiction inverts with heading changes).

Message, waypoint, phase of flight, LOI, and DR annunciations from a GTN or GNS interfaced to the GI 275 are annunciated on the LDI.

### **7.13.9 Vertical Deviation Indication (VDI)**

Vertical guidance is shown by a vertical deviation indicator (VDI) adjacent to the altitude tape. The VDI displays glideslope (GS) information from an ILS source, glidepath (GP) information for a GPS approach, or barometric VNAV guidance from a GTN navigator.

#### **7.13.10 Minimum Altitude Display and Alerting**

When enabled by the pilot, an altitude minimums bug will be displayed in cyan on the altitude tape. If a radar altimeter is installed, the pilot can select between barometric or radar-altitude minimums. If installed with a G500 TXi, the minimums set on the TXi will crossfill to the GI 275.

Altitude minimums are accessed under the Menu → Options → Minimums sub menu.

Both visual and aural altitude minimums alerts are provided. During a descent to minimums, the minimums bug will change from cyan to white when the aircraft descends to within 100 ft of minimums. An aural “Minimums, Minimums” alert will be triggered when the aircraft’s altitude descends through minimums and the minimums bug will change to yellow. As the aircraft altitude climbs back above minimums, the minimums bug will change to white 50 ft above minimums and cyan 150 ft above minimums. Alerting is rearmed once the aircraft is 150 ft or more above the minimums altitude.

#### **7.13.11 Navigation Data for Autopilots**

The GI 275 can provide course and heading data to the autopilot based on the data selected for display on the HSI. For aircraft equipped with multiple GPS/NAV systems, the HSI can act as a selection hub for the autopilot’s NAV mode. Alternatively, the NAV mode can be selected using the NAV Options menu on the ADI. The GI 275 may also provide GPS Steering (GPSS) data.

Not all autopilot systems are approved for providing vertical guidance on GPS-based approaches; consult the AFMS for the autopilot and/or GPS system.

If the installation has pilot and copilot HSIs, control of navigation course, heading, or altitude data affecting the autopilot from the co-pilot side can only be made if the systems are synchronized with each other.

If the autopilot can receive GPSS Roll Steering, the data is transmitted via a digital communications bus from the GI 275 to the autopilot. The HSI receives this data from the GPS. In dual GPS installations, the HSI sends Roll Steering information from the selected GPS source.

When enabled by the installer for autopilots that do not support GPSS roll steering, GPSS allows a configured legacy autopilot to fly GPS curved plan legs (e.g., arcs, procedure turns, etc.) as well as straight legs.

For autopilots which are not GPSS Roll Steering capable, the GI 275 can convert GPSS turn commands into a heading error signal for the autopilot. When the autopilot is operated in HDG mode and GPSS is selected as the GI 275's heading source, the autopilot will fly the turn commands from the GPS navigator selected on the GI 275, allowing a configured legacy autopilot to fly GPS curved plan legs (e.g., arcs, procedure turns, etc.) as well as straight legs.

If an autopilot is interfaced to the GI 275 which supports GPS steering (GPSS), a menu selection is provided in the ADI (Menu → Options → NAV Options → HDG to change the autopilot heading reference between GPSS and selected heading. Additionally, an external AP HDG DATUM switch may be installed to allow external switching between HDG mode and GPSS mode. When GPSS is selected, the heading bug will become hollow and the selected heading display will annunciate "GPSS" with an icon of a crossed out heading bug. The heading bug may still be adjusted by the pilot as a visual reference without affecting GPSS or its steering commands to the autopilot.

If the GPSS data is invalid (for example, if there is no active GPS leg) or the selected HSI source on HSI / ADI 1 is not GPS, the annunciated GPSS text will be yellow and a wings level command will be sent to the autopilot.

GPSS commands are not available when the CDI source is a VOR or LOC.

### 7.13.12 Flight Director Display

If autopilot flight director commands are interfaced to the GI 275, they will be presented as a single cue flight director on the ADI. Control of the flight director is accomplished via the autopilot/flight director controller. The flight director type may be changed between Single and Dual Cue styles through the GI 275 Main menu. (Menu → ADI Options → FD Format)

The GI 275 limits the distance the flight director pitch commands may deviate from the Aircraft Reference Symbol. If the pitch command provided by the autopilot flight director is greater than the position allowed by the GI 275, the command bars will be displayed at the maximum offset position allowed by the GI 275. As the aircraft pitch changes to satisfy the command bars, the bars will continue to be displayed at the maximum offset from the Aircraft Reference Symbol until the aircraft pitch deviation is within the command display limit.

### 7.13.13 Attitude and Rate Data Sources for Autopilots

Attitude-based autopilots may be interfaced to the GI 275 ADI, -20/-40 variant. If the GI 275 system is providing attitude to the autopilot, it will be noted in Section 1.7.6 above. Otherwise, the autopilot is receiving attitude or rate information from the standby or a remote gyro and the autopilot attitude input is independent of the attitude displayed on the GI 275 ADI.

It is recommended that pilots thoroughly familiarize themselves with the autopilot system and how it is interfaced with the GI 275 and other installed avionics to enhance operational efficiency and troubleshooting. Refer to the autopilot flight manual for more specific information.

### 7.13.14 Miscellaneous field

On the ADI, HSI, and HSI map page, the user can configure a Misc. Field to display some data in this location. The following data points can be displayed, as available:

- TAS: True airspeed
- GS: Ground speed
- OAT: Outside air temperature.
- TAT: Total air temperature.
- ISA: Temperature delta from the International Standard Air Temperature (ISA).
- Wind: Wind speed/direction
  - 3 different formats:
    - Headwind/crosswind component
    - Deg/Speed readout
    - Single vector
- G-meter: Current aircraft G loading.

### Note

When operating with ice accumulation on the temperature probe, the displayed air temperature may be in error by as much as 4°C.

## **7.14 MFD**

On all MFD pages, the *nose* of the ownship symbol represents the actual location of your aircraft.

### **7.14.1 Map Page**

A 2D moving map function is provided on the MFD. The appearance and determination of data displayed on the moving map is controlled by pilot selections made in the Menu. The Menu provides on/off controls for map overlays, a map detail selector, and a map setup button which accesses additional map controls.

The map range can be altered by “pinch zooming” the touchscreen or rotating the inner knob when the Range field is active. The range scale of the map is indicated by a range ring, centered on the ownship, with the current selected range shown at the 9 o’clock position on the ring. In addition to range adjustment, a panning function is provided to allow the position of the map to be centered on a location other than that of the ownship. The Panning mode is entered by dragging a single finger on the display and exited by touching the BACK softkey. The map orientation is continuously displayed in the top left corner of the Map Page.

The active flight plan of an interfaced navigator is shown in magenta on the Map. Traffic, Terrain, Weather, Land, and Aviation data can be selected for overlay on the Map as well.

The zoomed-in Map page does not comply with the FAA requirements and is not certified as an airport moving map display (AMMD).

### **7.14.2 Traffic Display**

The MFD can display traffic data from interfaced traffic systems. Sources of traffic data include TIS-A, TAS/TCAS, and ADS-B TIS-B. The information from these systems is displayed on and may be controlled within the GI 275 MFD’s Traffic Page.

### NOTE

Traffic data availability depends on the services provided in the local region/country as well as the interfaced equipment.

The Traffic Page displays traffic according to selected range, relative to the aircraft ownship. It also shows the traffic system status and allows ADS targets to be selected for more information. Traffic controls and options are contained within the Traffic Page Menu, depending on the interfaced traffic system type. A

display altitude filter is also provided via Menu selection. Filtering of targets based on relative altitude is accomplished by the display and affects the traffic displayed on the Traffic, HSI Map, and Map Pages. When interfaced to a TIS-A traffic system, altitude filtering is not available.

The *center* of the traffic target icon serves as the reported location for the target aircraft.

Additional functions are provided on the dedicated traffic page when an ADS-B traffic system is interfaced, including the depiction of motion vectors.

Absolute motion vectors are white and show the reported track of the traffic target referenced to the ground. An absolute motion vector pointed towards your ownship symbol *does not* necessarily mean the traffic target is getting closer to your aircraft.

Relative motion vectors are green and depict the motion of the traffic target relative to the ownship. The direction the traffic target is pointed may vary greatly from the motion vector and a target may be getting closer to your aircraft independent of the direction the target is pointed. A green relative motion vector pointed towards the ownship indicates that the traffic target *is* converging with your aircraft.

For ADS-B traffic systems - if while on ground without valid magnetic heading and the aircraft stops the traffic page orientation will change from TRACK UP to LATCHED. In this mode the display remains oriented to the last valid track until a new valid track is obtained.

Traffic can be displayed on the moving map as an overlay. Additional filtering based on traffic type (all, advisories, alerts) can be selected using the Menu Traffic selection. For TIS-A traffic selection of the advisories and alerts will result in display of alerted targets only.

Traffic page units are always in nautical miles and feet. If systems units for altitude are selected to meters, then an annunciation is provided on the traffic page indicating that traffic altitudes are depicted in feet and the traffic overlay icon for the map includes a "FT" indication.

If a traffic alert occurs and the MFD is not selected to the dedicated traffic page, then a traffic "popup window" is provided which depicts the traffic and provides controls to either go to the dedicated traffic page or close the popup window. All other pages on an ADI, HSI or MFD will display a yellow TFC annunciator in the upper right corner of the screen when alerts are present.

### **7.15 Terrain Awareness and Alerting**

The following terrain awareness and alerting functions may be provided by the GI 275 system: Terrain Proximity, Terrain FLTA, or TAWS-B. If the GI 275 system is interfaced to a GNS or GTN navigator equipped with TAWS-B, then the GI 275 will display TAWS-B parameters provided by the GNS or GTN. The

Terrain or TAWS function provided by the GI 275 system is indicated by a text box on the bottom of the Terrain Page.

Terrain Proximity function is a 2D depiction of terrain, obstacle, and powerlines with no alerting. A dedicated terrain page is provided on the MFD on which the relative height of terrain, obstacles, and powerlines are depicted using color to convey the height of the obstruction relative to aircraft altitude based on database data. Obstacle and wires are displayed on the terrain page at certain zoom scales. Obstacle data is displayed at zoom settings of 10nm or less and wire data is displayed at zoom settings of 5nm or less. The Terrain Proximity function is present on the system regardless of other higher level terrain functions that may be selected.

If SVT is enabled in the GI 275 system, then the Terrain - FLTA function is provided. Forward Looking Terrain Alerts and Reduced Terrain Clearance Alerts are provided for terrain, obstacles, and wires.

If the GI 275 is interfaced to a GNS or GTN with TAWS-B enabled, then TAWS alerts are only displayed from the GPS/TAWS navigator interfaced as GPS 1 and are displayed regardless of the CDI 1-2 setting.

Visual indications are provided for terrain, obstacle, and wire alerts as follows:

- For all GI 275 configurations which provide alerts and all configurations where the GI 275 is interfaced to GNS or GTN with TAWS-B enabled:
  - An annunciator located in the upper right corner of all configured pages on ADI, HSI and MFD units provides text annunciations of alert conditions.
- For all GI 275 configurations which provide alerts and all configurations where the GI 275 is interfaced to a GTN with TAWS-B enabled:
  - If a terrain alert occurs and the MFD is not selected to the dedicated terrain page, then a terrain “popup window” is provided, which depicts the obstruction generating the alert with controls provided to either go to the dedicated terrain page, inhibit the terrain alert, or close the popup window. On a primary ADI GI 275, if a terrain alert occurs, an annunciation will illuminate in the top right corner of the display.
  - The terrain page and map page, if the terrain overlay is enabled, will depict the area or obstruction causing the alert as an area of color corresponding to the alert severity and encircling the obstruction.
  - If Synthetic Vision depiction is turned on, an area corresponding to the alert area on the map/terrain page is shaded in the corresponding color for terrain alerts. Obstacle alerts will cause the relevant obstacle to be depicted in the



alert color in SVT. Powerline alerts do not have a corresponding indication in SVT.

- In Dual ADI installations, GI 275 generated alert audio is only provided by the Pilot side GDU. If the Pilot side GDU becomes inoperative, the Co-Pilot side GDU visual annunciations may still function, but the aural alerts will not be heard.

Controls are provided for terrain, obstacle, and wire alerts as follows:

- For all GI 275 configurations in which the GI 275 system provides alerts:
  - Controls are provided in the Terrain Page menu. A “Terrain Inhibit” button inhibits terrain, obstacle, and powerline alerts when pressed. An annunciation is provided on all configured pages to indicate that alerts are inhibited. A “Terrain Test” button initiates a self-test sequence which results in aural and visual self-test annunciations.

### **7.15.1 Weather Data**

The MFD can display weather data from interfaced datalink systems. Sources of weather data include the Garmin “GDL 69(A)” and “GDL 69(A) SXM” Sirius XM receivers and Garmin ADS-B transceivers. If one of these optional weather datalink receivers is installed, the pilot will be able to access graphical and text weather products using the MFD. Datalink weather products use color and/or timestamps to indicate the recency with which the data was received.

Selected weather products from each receiver can be overlaid on the map page as well as the enhanced HSI map while all received products can be displayed on the dedicated weather pages. The products available on the map page and HSI are different for each weather receiver. The map page and HSI provide controls to select the desired weather receiver; only one weather receiver can be selected at a time.

Text and graphical datalink weather associated with a facility can only be viewed when a database which includes that facility is installed.

The MFD can optionally display data from Stormscope® lightning detection systems. Stormscope data can be depicted on the map page, dedicated Stormscope page, and HSI map. For detailed information about the capabilities and limitations of the Stormscope system, refer to the documentation provided with that system.

### **7.15.2 Waypoint Information**

The MFD provides pages that display information about the different waypoint types. These pages can be accessed by touching one of the supported waypoint types on the map and then pressing the provided Waypoint Info button.

## 7.16 Engine Indication System

Engine gauges are optionally provided for single and twin engine aircraft with four and six-cylinder reciprocating engines.

The following indications are provided in all EIS installations:

- Tachometer
- Manifold Pressure (If required)
- Oil Pressure
- Oil Temperature
- Cylinder Head Temperature (CHT)
- Exhaust Gas Temperature (EGT)

Other engine gauges may be provided by either the EIS display or previously installed indicators in their original locations. The following gauges may be provided on the GI 275 EIS display:

- Fuel Flow
- Fuel Pressure
- Electrical gauges (Amps / Volts)
- Main and Auxiliary Fuel Quantity
- Carburetor Air Temperature (CAT)
- Turbine Inlet Temperature (TIT)
- Inlet Air Temperature (IAT)
- Compressor Discharge Temperature (CDT)
- IAT/CDT Differential
- Outside Air Temperature (OAT)
- Engine Percent Power

Additional functions provided by the EIS system include a fuel computer, hour meters, and pilot-selectable engine advisories.

The layout of EIS gauges is dependent on the GI 275 display type and number of engines. The determination of which data is presented in which slot is set by the installer in configuration mode based on data in the STC which specifies the data located in each position. The markings on the EIS gauges are the same as those markings provided by the previously installed gauges and depict the operating ranges and limitations provided in the Airplane Flight Manual and Type Certificate Datasheet.

Some previously installed aircraft gauges include non-required markings such as advisory marks for certain altitude and power combinations. EIS gauges will include all markings required to comply with operating limitations associated with that gauge. Markings not required by regulation and which do not convey limitations or operating ranges are provided to the pilot by means of a placard.

EIS gauges include display characteristics to attract the pilot's attention when outside normal operating ranges. Gauge alerting behavior in caution or warning ranges is suppressed when the engine is OFF and the aircraft is on the ground.

All gauges will highlight the digital readout in yellow or red when entering a non-safe range and cause the colorized CAUTION or WARNING annunciator to flash at the top-left of the EIS screens.

#### **7.16.1 Tachometer**

For aircraft in which a starting vibrator is installed the RPM indication is not accurate during engine cranking.

For aircraft equipped with P lead sensors to measure engine RPM, the RPM indication may momentarily fluctuate when selecting operation on a single magneto.

#### **7.16.2 Carburetor Air Temperature**

The Carburetor Air Temperature gauge (if installed) is marked with a blue arc from -15 to 5 °C which indicates a range of temperatures where carburetor icing is likely to occur. Operation in this temperature range should be avoided in conditions where carburetor icing is possible (humid air or visible moisture).

#### **7.16.3 CHT/EGT**

CHT and EGT are displayed on a graph or as a single EGT/CHT strip gauge on the Main page and the CHT/EGT page. On the CHT/EGT page, each cylinder will numerically display its respective CHT below the indicated bar, and respective EGT above the indicated bar. On the Main page, the selected or hottest CHT/EGT is displayed above the graph. On the CHT/EGT monitor page, the hottest CHT/EGT and TIT values are in reverse video for easy reference. The CHT/EGT graphs will show the temperature bars of the graph at the bottom, even when temperatures are below the minimum indicating range.

##### **7.16.3.1 Gasket-style CHT probes**

If the box is checked in section 1.7.9, CHT can read 50-100 degrees F higher than the bayonet-style probes used by most aircraft and engine manufacturers.

#### **7.16.4 Primary EGT and TIT**

Primary EGT (if installed) will be displayed by a bar gauge on the right side of the CHT/EGT graph, with the Primary EGT value displayed above.

TIT (if installed) will be displayed by a bar gauge on the right side of the CHT/EGT graph, with the TIT value displayed.

This is unavailable when configured as a single EGT/CHT.

### 7.16.5 Mixture Leaning

When interfaced with a fuel flow sensor, the GI 275 EIS provides two different lean assist methods, rich of peak or lean of peak.

Lean assist mode is initiated by navigating to the CHT/EGT page and turning the inner knob to activate Lean mode. As the mixture is leaned, Lean mode automatically detects the first and last EGT (or TIT if installed and configured) peak and indicates peak by using a bar above the EGT indicator for the cylinder.

If fuel flow indication is not installed, then the system will only provide “Rich of Peak”.

**Rich of peak** leaning detects and indicates the first engine cylinder to peak during the leaning process. Once the first peak in EGT is detected, the temperature differential from the recorded maximum EGT of the first cylinder to peak is displayed and the pilot can enrich the mixture to reach the proper operating temperature from peak using that value.

**Lean of peak** leaning detects and indicates the last engine cylinder to peak during the leaning process. Once the last cylinder peak EGT is detected, the system will display the temperature differential from the recorded maximum EGT of the last cylinder to peak and the pilot can continue to lean the mixture to reach the proper operating temperature from peak using that value.

#### NOTE

The Lean Assist is meant to aid the pilot in detecting the peak temperatures. Smooth leaning technique is required for the system to be able to accurately detect the peak temperature.

Caution should be used to ensure that, during the leaning procedure, the engine is not leaned beyond the engine or aircraft limitations and that the engine continues to operate smoothly after setting the mixture. Should any engine roughness occur during leaning, consult the aircraft POH or AFM for appropriate leaning of the engine.

The Lean Assist functions are calculated using the relationship between fuel flow and EGTs (or TIT). If a false EGT peak is observed and does not automatically reset, disable the Lean Assist function, reset throttle and mixture controls, and reattempt.

It is recommended to set the aircraft power settings for cruise flight and to let the engine temperatures settle prior to beginning the lean find process.

### **7.16.6 Fuel Quantity**

Usable fuel may be displayed on the EIS display. Main fuel quantities and aux/tip fuel quantities are grouped together at the bottom of the display.

Previously installed aircraft low fuel quantity annunciators will be deactivated as part of the fuel quantity installation in some aircraft. In this case, the low fuel annunciators will be placarded as deactivated, and a red or yellow arc must be added to the fuel quantity gauge to indicate the fuel level that corresponds to the low fuel annunciation.

The aircraft fuel quantity gauge(s), or visual inspection of the fuel tanks are the primary means of determining fuel quantity.

#### **NOTE**

Do not use the unverified fuel quantity indication provided by the GI 275 as the sole means of complying with the requirements of CFR 14 91.103, 91.151, or 91.167.

### **7.16.7 Fuel Computer**

A Fuel Computer/Totalizer is provided on the Fuel page. The fuel computer function provides computation and display of estimated fuel remaining, endurance, and fuel used. When interfaced with a GPS source, the fuel computer also provides range and efficiency. The fuel computer calculates these values using the engine fuel flow sensor, ground speed, flight plan, and estimated fuel remaining. Estimated fuel remaining is independent of the measured fuel quantity shown on the fuel quantity gauges.

Fuel flow values may be in error by as much as 15% if the K factor calibration is improperly set.

#### **CAUTION**

The pilot must ensure that the initial estimated fuel quantity value is accurate. The fuel computer calculates the remaining fuel based on the initial fuel value entered by the pilot. The estimated fuel remaining is derived by the fuel computer by subtracting the measured fuel flow from the initial fuel entry. Fuel quantity indications shown on the fuel gauges may not provide the accuracy required for determination of estimated fuel remaining values. "Fuel Est" and "Act Used" buttons are available to aid the pilot in entering the initial estimated fuel.

#### **CAUTION**

The fuel computer functions must not be used as the primary means of determining the quantity of fuel in the tanks. The aircraft fuel quantity gauge(s) or visual inspection of the fuel tanks are the primary means of determining fuel quantity.

### 7.16.8 Engine Advisories

Engine advisories can be configured by the pilot from the Menu → [EIS] Main Opts to provide supplemental advisory notifications when a pilot-configured threshold has been exceeded. These thresholds are determined solely by the pilot and do not affect the EIS Page presentation, EIS operating ranges, or gauge alerting thresholds.

The following parameters may be configured by the pilot to provide advisories: High CHT, Low Oil TEMP, High Oil TEMP, CHT Cooling Rate, EGT DIFF, Low Endurance, Low EST Fuel Remaining, Low Bus Voltage, High Bus Voltage, Low Voltage, High Battery Voltage, and High TIT.

### 7.16.9 Engine and Airframe Timers

The Timers can be accessed from the Summary page.

| Timer Label | Timer Function                                                                                                                                                                                                                     |
|-------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| FLIGHT      | Flight timer increments in tenths of an hour whenever the aircraft is in an airborne state. This can be triggered via a weight on wheels switch, GPS ground speed, airspeed, or engine RPM depending on the aircraft installation. |
| HOBBS       | Similar to an analog HOBBS meter that increments in tenths of an hour whenever one engine is registering >5 PSI of engine oil pressure                                                                                             |
| TACH        | Similar to analog tachometers such that the timer increments in tenths of an hour based on the current engine RPM compared to the cruise power setting for that engine as determined by the installer.                             |

On multi-engine aircraft, the TACH hour meter for each engine will start incrementing when the respective engine is running, and those TACH timers are tracked separately from one another. The HOBBS hour meter will start incrementing when either engine is running, and the HOBBS timer is synchronized for both engines.

### 7.17 Wireless Functions

The GI 275 has a wireless transceiver to provide data to personal electronic devices (PEDs) and includes a Bluetooth and Wi-Fi transceiver.

Data such as traffic, datalink weather, entertainment audio information, and attitude information is sent from the GI 275 to the PED. Limitations regarding database operations are found in Section 2.13.

Garmin provides a list of tested and compatible devices that can be used with the Connex platform. Connection to the GI 275 may be possible with devices other than those on the supported device list, but Bluetooth® and/or Wi-Fi stability and wireless data integrity cannot be guaranteed.

For details about the Garmin supported devices and apps for use with the Flight Stream product line, please visit: [http://garmin.com/connex/supported\\_devices](http://garmin.com/connex/supported_devices)

### **7.18 Transponder Control**

The GI 275 can be interfaced to a Garmin GTX 345 series transponder for the control and display of the transponder squawk code, mode of operation, and additional transponder functions.

