

FLUGHANDBUCH

DV 20

mit ROTAX 912 S

Lufttüchtigkeitsgruppe : Normal
Angewandte Bauvorschrift : JAR-VLA inkl. Amendment VLA/92/1
Werknummer : 20.081
Kennzeichen : OE-CDV
Dok. Nr. : 4.01.20
Ausgabedatum : 17 März 1999

Die im Verzeichnis der Seiten durch "ACG-merk." gekennzeichneten Seiten sind anerkannt durch:

Unterschrift

Behörde

Stempel

Anerkennungsdatum



AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Außenstelle Ost
: A-1300 Wien-Flughafen, Hangar 2
: 15. Juli 1999

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

Vor der Inbetriebnahme durch den Piloten ist das Flughandbuch in seinem vollen Inhalt zur Kenntnis zu nehmen.

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

TEMPORÄRE REVISION

TR-MÄM-20-475

Neuer Feuerlöscher

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-475 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-475 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV 20 - 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 technischen Inhalte in diesem Dokument sind auf Basis der Berechtigung gemäß DOA ref. EASA.21J.052 genehmigt.

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	3	3 - 7a
	4	4 - 5a
	6	6 - 20a

Anweisung

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

Dok. Nr. 4.01.20	TR-MÄM-20-475	09-Aug-2023	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION**TR-MÄM-20-469****Aktualisierung des Start - Check Hinweisschildes**

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-469 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-469 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV 20 - 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 technischen Inhalte in diesem Dokument sind auf Basis der Berechtigung gemäß DOA ref. EASA.21J.052 genehmigt.

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	2	2 - 18a

Anweisung

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

Dok. Nr. 4.01.20	TR-MÄM-20-469	02-Mai-2022	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION

TR-MÄM-20-456

Belüftung

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-456 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-456 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV 20 - 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 technischen Inhalte in diesem Dokument sind auf Basis der Berechtigung gemäß DOA ref. EASA.21J.052 genehmigt.

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	4	4 - 16b

Anweisung

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

Dok. Nr. 4.01.20	TR-MÄM-20-456	30-Sep-2021	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

DV 20 FHB



Temporäre Revision
Änderung der
Temperaturmessung

TEMPORÄRE REVISION FHB-TR-MÄM-20-405

Änderung der Temperaturmessung von Zylinderkopftemperatur auf Kühlwassertemperatur

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-405 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-405 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV20-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 technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden durch die EASA mit der EASA-Zulassungsnummer EASA 10054456 genehmigt.

Dokument No.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.01	1	1 – 7b
	2	2 – 5a, 6a, 9a, 10a, 12a, 12b
	4	4 – 8a
	6	6 – 15a
	7	7 – 5a, 16a
	8	8 – 7a

Anweisung:

- Drucken Sie dieses Dokument auf gelbem Papier aus (einseitig).
- Fügen Sie dieses Deckblatt als erste Seite in das Flughandbuch ein.
- Ordnen Sie die andere Seite vor der zugehörigen Seite des Flughandbuches ein.

Doc. # 4.01.01	AFM-TR-MÄM-20-405	30-Mär-2015	Deckblatt
----------------	-------------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION

TR-MÄM-20-334

Flugleistungsangaben

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-334 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM-20-334 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV-20 Flughandbuches gültig.

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 technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis des Privilegs DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Betroffene Seiten:

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	5	5-11a

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuches ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-MÄM-20-334	11-Nov-2010	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION**TR-MÄM-20-306****Neue Sitzgurte - Schroth**

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-306 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM-20-306 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV-20 Flughandbuches gültig.

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 technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis des Privilegs DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Betroffene Seiten:

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	6	6-17f, 6-17g

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuches ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-MÄM-20-306	30-Jun-2009	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION

TR-MÄM-20-305

Kühlungskit

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-305 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-305 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV 20-100 Flughandbuchs gültig.

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 technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden der EASA mit Nr. EASA.A.A.02157 genehmigt.

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	2	2-16c, 2-16d
	4	4-8a
	8	8-7a

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuchs ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuchs ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-MÄM-20-305	30-Jun-2009	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION

TR-OÄM 20-266

Neue Öldruckanzeige

Diese Temporäre Revision TR-OÄM 20-266 wurde im Zusammenhang mit der Optionalen Änderungsmitteilungen OÄM 20-266 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV-20 Flughandbuches gültig.

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

Die technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	6	6-17f

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuches ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM 20-266	25-Aug-2011	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION

TR-OÄM 20-260

Garmin GNS 430 W

Diese Temporäre Revision TR-OÄM 20-260 wurde im Zusammenhang mit der Optionalen Änderungsmitteilungen OÄM 20-260 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV-20 Flughandbuches gültig.

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

Die technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	6	6-17d

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuches ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM 20-260	30-Aug-2010	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION

TR MÄM 20-259

DV 20 Kühlmitteländerung

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-259 wurde im Zusammenhang mit der Vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-259 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV 20-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 technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis des Privilegs gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Betroffene Seiten:

Dok. Nr.	Rev.	Seite
4.01.01	7	Deckblatt, 1-7a
4.01.20	2	Deckblatt, 2-9a

Anweisung:

- Fügen Sie die Seiten der Temporären Revision vor der originalen Seite des Flughandbuchs ein.
- Fügen Sie dieses Deckblatt als erste Seite in das Flughandbuch ein.

Dok. Nr. 4.01.01 Dok. Nr 4.01.20	TR-MÄM-20-259	29 Mar 2006	Deckblatt
-------------------------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION**TR-MÄM-20-258****Startstrecke**

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-258 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-258 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV20-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 technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis des Privilegs gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

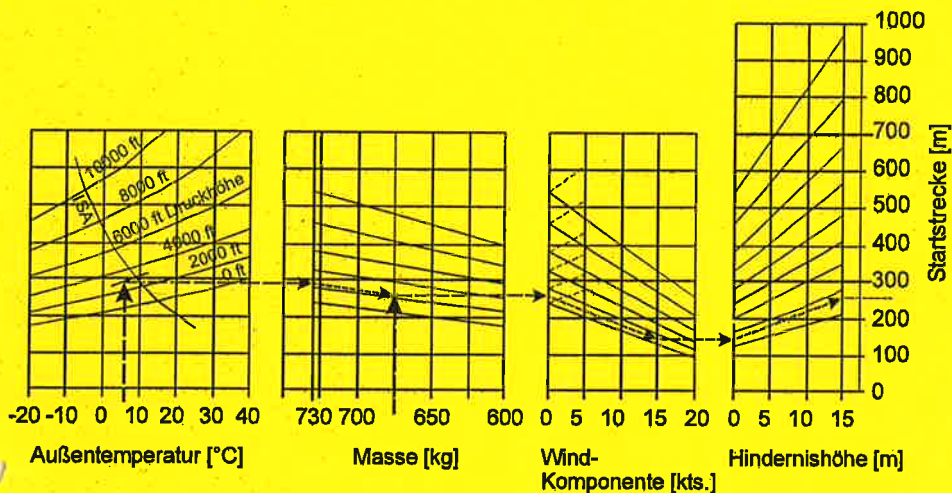
BETROFFENE KAPITEL:

ABSCHNITT 5

LEISTUNGEN

Bild 5.6: Startstrecke

Bild und Beispiel werden ersetzt durch:



Beispiel:

- Drückhöhe: 3000 ft
- Außentemperatur: 6 °C
- Flugmasse: 675 kg
- Wind: 15 kts

Ergebnis:

- Rollstrecke: 150 m
- Startstrecke über 15 m: 270 m

TEMPORÄRE REVISION

TR-MÄM-20-274

ersetzt TR-MÄM-20-257

Einstiegen und Verlassen des Flugzeuges

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-274 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-274 anerkannt und ist solange in Verbindung mit der derzeit genehmigten Revision des DV 20 Flughandbuchs gültig, bis diese temporäre Revision in das Flughandbuch der DV 20 eingearbeitet ist.

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 diesem Dokument enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung DOA No. EASA.21J.052 genehmigt.

Doc. No.	Chapter	Affected Pages
4.01.20	4	4-10a
	7	7-8a

Instruction

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

Dok. Nr. 4.01.20	TR-MÄM-20-274	10-Mär-2008	Cover Page
------------------	---------------	-------------	------------

TEMPORÄRE REVISION**TR-OÄM-20-249****Garmin SL 30 COM/NAV**

Diese Temporäre Revision TR-OÄM-20-249 wurden im Zusammenhang mit der Optionalen Änderungsmitteilung OÄM-20-249 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV 20 Flughandbuches gültig.

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

Die technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis des Privilegs DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Betroffene Seiten:

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	6	6-12a

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuches ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM-20-249	20-Jul-2009	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION

TR-MÄM-20-249

Graspisten

Diese temporäre Revision TR-MÄM-20-249 ist mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-249 genehmigt.

Die angeführten Betriebsgrenzen und Informationen ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene im Flughandbuch.

BETROFFENE KAPITEL:**Bild 5.6: Startstrecke**

Die Anmerkung wird wie folgt berichtigt:

ANMERKUNG

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

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: 25 % Verlängerung der Startrollstrecke;.

Auf nassen, weichen Graspisten mit einer Grashöhe von mehr als 10 cm kann sich die Startrollstrecke um bis zu 40 % verlängern.

Die oben genannten Prozentangaben sind konservativ.
Die gestrichelte Linie im obigen Diagramm-Bereich "Windkomponente" ist bei Rückenwind zu verwenden.

Landestrecken

Die Anmerkung wird wie folgt berichtigt:

ANMERKUNG

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

Für Landungen auf Graspisten mit trockenem, kurzgeschnittenem Gras müssen die nachfolgenden Korrekturen im Vergleich zur Landung auf 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: 25 % Verlängerung der Landerollstrecke.

Auf nassen, weichen Graspisten mit einer Grashöhe von mehr als 10 cm kann sich die Landerollstrecke um bis zu 40 % verlängern.

Die oben genannten Prozentangaben sind konservativ.

TEMPORÄRE REVISION

TR-OÄM-20-248

mt-Governor P-850-12

Diese Temporäre Revision TR-OÄM-20-248 wurde im Zusammenhang mit der Optionalen Änderungsmitteilung OÄM-20-248 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV-20 Flughandbuches gültig.

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 technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis des Privilegs DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Betroffene Seiten:

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	6	6-17d, 6-17e

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuches ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM-20-248	30-Jun-2009	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION

TR-OÄM-20-247

Hauptfahrwerk aus Aluminium

Diese Temporäre Revision TR-OÄM-20-247 wurde im Zusammenhang mit der Optionalen Änderungsmitteilung OÄM-20-247/a anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV-20 Flughandbuches gültig.

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 technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis des Privilegs DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Betroffene Seiten:

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	1	1-11a
	7	7-6a

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuches ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM-20-247	30-Jun-2009	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

TEMPORÄRE REVISION**TR-OÄM-20-244/b****Instrumentenbrett Version D20-3110-00-00****ersetzt TR-OÄM-20-244/a****und****TR-OÄM-20-245/b****Externer Generator****ersetzt TR-OÄM-20-245/a****und****TR-OÄM-20-267/a****Ausrüstung für NVFR****ersetzt TR-OÄM-20-267**

Diese Temporären Revisionen TR-OÄM-20-244/b und TR-OÄM-20-245/b und TR-OÄM-20-267/a wurden im Zusammenhang mit den Optionalen Änderungsmitteilungen OÄM-20-244/e und OÄM-20-245/c und OÄM 20-267/b anerkannt und sind in Verbindung mit der letzten Revision des DV-20 Flughandbuches gültig.

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

Die technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden von der EASA mit Genehmigungsnummer EASA.A.A.02157 oder auf Basis der Berechtigung gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM-20-244b& 20-245b&20-267a	30-Jan-2013	Deckblatt 1
------------------	------------------------------------	-------------	-------------

DV 20 FHB



Temporäre Revision
D20-3110-00-00 &
Externer Generator &
Ausrüstung für NVFR

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
4.01.20	2	2-16b
	3	3-15c, 3-15d
	4	4-4b, 4-16b, 4-17b
	6	6-12d, 6-12e, 6-12f
	7	7-3b, 7-5b, 7-14b, 7-15b
	9	9-3a

Anweisung:

- Drucken Sie die Seiten auf gelbem Papier (einseitig).
- Fügen Sie das Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches ein.
- Fügen Sie die anderen Seiten vor den korrespondierenden Seiten des Flughandbuches ein.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM-20-244b& 20-245b&20-267a	30-Jan-2013	Deckblatt 2
------------------	------------------------------------	-------------	-------------

VORWORT

Wir beglückwünschen Sie zu Ihrer neuen KATANA 100.

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 KATANA 100 vertraut zu machen.

Wir bitten Sie aufrichtig, das vorliegende Flughandbuch sorgfältig zu lesen und den darin enthaltenen Empfehlungen Ihre besondere Aufmerksamkeit zu schenken, damit Sie viel Freude und einen störungsfreien Flugbetrieb mit Ihrem Flugzeug haben können.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				0 - 1

0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuchs, ausgenommen aktualisierte Wägedaten, müssen in der nachstehenden Tabelle erfaßt werden. Berichtigungen der anerkannten Abschnitte bedürfen der Gegenzeichnung durch Austro Control GmbH.

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.

Sollten Sie Ihre KATANA 100 gebraucht erworben haben, teilen Sie uns bitte Ihre Adresse mit, damit wir Sie mit den für den sicheren Betrieb des Flugzeuges notwendigen Publikationen versorgen können.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				0 - 2



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	0 - 3

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum
0	0-0	17 Mar 1999	2	2-1	17 Mar 1999
	0-1	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-2	17 Mar 1999
	0-2	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-3	17 Mar 1999
	0-3	12 Nov 2001		ACG-ank. 2-4	17 Mar 1999
	0-4	12 Nov 2001		ACG-ank. 2-5	17 Mar 1999
	0-5	06 Sep 1999		ACG-ank. 2-6	17 Mar 1999
	0-6	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-7	17 Mar 1999
	0-7	12 Nov 2001		ACG-ank. 2-8	06 Sep 1999
1	1-1	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-9	17 Mar 1999
	1-2	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-10	17 Mar 1999
	1-3	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-11	17 Mar 1999
	1-4	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-12	17 Mar 1999
	1-5	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-13	17 Mar 1999
	1-6	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-14	17 Mar 1999
	1-7	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-15	17 Mar 1999
	1-8	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-16	06 Sep 1999
	1-9	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-17	06 Sep 1999
	1-10	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-18	12 Nov 2001
	1-11	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-19	06 Sep 1999
	1-12	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-20	06 Sep 1999

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	0 - 4

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum
3	3-1	17 Mar 1999	4	4-1	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-2	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-2	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-3	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-3	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-4	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-4	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-5	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-5	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-6	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-6	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-7	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-7	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-8	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-8	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-9	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-9	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-10	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-10	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-11	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-11	06 Sep 1999
	ACG-ank. 3-12	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-12	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-13	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-13	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-14	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-14	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-15	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-15	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-16	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-16	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-17	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-17	17 Mar 1999
				ACG-ank. 4-18	17 Mar 1999
				ACG-ank. 4-19	17 Mar 1999

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		0 - 5

Ab- schnitt	Seite	Datum	Ab- schnitt	Seite	Datum
5	5-1	17 Mar 1999	6	6-1	17 Mar 1999
	5-2	17 Mar 1999		6-2	17 Mar 1999
	ACG-ank. 5-3	17 Mar 1999		6-3	17 Mar 1999
	5-4	17 Mar 1999		6-4	17 Mar 1999
	5-5	17 Mar 1999		6-5	17 Mar 1999
	5-6	17 Mar 1999		6-6	17 Mar 1999
	ACG-ank. 5-7	17 Mar 1999		6-7	17 Mar 1999
	5-8	17 Mar 1999		6-8	17 Mar 1999
	ACG-ank. 5-9	17 Mar 1999		6-9	17 Mar 1999
	5-10	17 Mar 1999		6-10	17 Mar 1999
	ACG-ank. 5-11	17 Mar 1999		6-11	17 Mar 1999
	5-12	17 Mar 1999		6-12	17 Mar 1999
	5-13	17 Mar 1999		6-13	17 Mar 1999
	5-14	17 Mar 1999		6-14	17 Mar 1999
	5-15	17 Mar 1999		6-15	17 Mar 1999
	ACG-ank. 5-16	17 Mar 1999		6-16	17 Mar 1999
				6-17	17 Mar 1999
				6-18	17 Mar 1999
				6-19	17 Mar 1999
				6-20	17 Mar 1999

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				0 - 6

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum
7	7-1	17 Mar 1999	9	9-1	17 Mar 1999
	7-2	17 Mar 1999		9-2	17 Mar 1999
	7-3	17 Mar 1999		9-3	17 Mar 1999
	7-4	17 Mar 1999			
	7-5	17 Mar 1999			
	7-6	17 Mar 1999			
	7-7	17 Mar 1999			
	7-8	12 Nov 2001			
	7-9	17 Mar 1999			
	7-10	17 Mar 1999			
	7-11	17 Mar 1999			
	7-12	17 Mar 1999			
	7-13	17 Mar 1999			
	7-14	17 Mar 1999			
	7-15	17 Mar 1999			
	7-16	17 Mar 1999			
	7-17	17 Mar 1999			
8	8-1	17 Mar 1999			
	8-2	17 Mar 1999			
	8-3	17 Mar 1999			
	8-4	17 Mar 1999			
	8-5	17 Mar 1999			
	8-6	17 Mar 1999			
	8-7	17 Mar 1999			

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	0 - 7

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

ALLGEMEINES

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 1

BETRIEBSGRENZEN

(ein anerkannter Abschnitt) 2

NOTVERFAHREN

(ein anerkannter Abschnitt) 3

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

(ein anerkannter Abschnitt) 4

LEISTUNGEN

(ein in Teilen anerkannter Abschnitt) 5

BELADEPLAN UND SCHWERPUNKTLAGE / AUSTRÜSTUNGSLISTE

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 6

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 7

HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 8

ERGÄNZUNGEN

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 9

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				0 - 8

ABSCHNITT 1

ALLGEMEINES

	Seite
1.1 EINFÜHRUNG	1-2
1.2 ZULASSUNGSBASIS	1-2
1.3 HINWEISSTELLEN	1-3
1.4 ABKÜRZUNGEN / ERKLÄRUNGEN	
1.4.1 ABKÜRZUNGEN	1-4
1.4.2 PHYSIKALISCHE EINHEITEN	1-5
1.4.3 BEGRIFFSERKLÄRUNGEN	1-6
1.5 BESCHREIBUNG UND TECHNISCHE DATEN	1-10
1.6 DREISEITENANSICHT	1-12

Dok. Nr. 4.01.20	Ausgabe 17 Mar 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 1 - 1
---------------------	------------------------	----------	-------	-------	----------------

1.1 EINFÜHRUNG

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

Das Handbuch enthält zunächst alle Daten, die dem Piloten aufgrund der Bauvorschrift JAR-VLA zur Verfügung stehen müssen. Es enthält darüber hinaus jedoch eine Reihe weiterer Daten und Betriebshinweise, die aus Herstellersicht für den Piloten von Nutzen sein können.

Das Flughandbuch ist der aktuellen Version des Kundenflugzeugs angepaßt. Spezielle, auf Kundenwunsch in das Flugzeug eingebaute Ausrüstungen (COM, NAV, etc.) sind jedoch allgemein im Handbuch nicht berücksichtigt. Für den Betrieb dieser Ausrüstungen ist die Betriebsanleitung des jeweiligen Geräteherstellers zu beachten. Die zulässige Ausrüstung ist der Ausrüstungsliste (Abschnitt 6.5) zu entnehmen.

1.2 ZULASSUNGSBASIS

Das Basismuster DV 20 wurde vom Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZ, jetziges ACG) nach den Joint Aviation Requirements JAR-VLA, Very Light Aeroplanes, Ausgabe 26. April 1990, mustergeprüft. (Musterzulassungsschein Nr. FZ 1/93).

Die durchgeführte große Änderung wurde vom ACG auf Basis JAR-VLA, Ausgabe 26. April 1990, gem. CRI A-1 zugelassen.

Lufttüchtigkeitsgruppe: Normal

Lärmzulässigkeitsbasis: ZLZV 738/1993 § 14 (1) (für Österreich)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 2

1.3 HINWEISSTELLEN

Die für die Flugsicherheit oder Handhabung des Luftfahrzeuges besonders bedeutsamen Handbuchaussagen 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.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 3

1.4 AKÜRZUNGEN / ERKLÄRUNGEN

1.4.1 ABKÜRZUNGEN

ACG	Austro Control GmbH (ehemals Bundesamt für Zivilluftfahrt, BAZ), Österreichische Zivilluftfahrtbehörde
ACL	Warnlicht vor Zusammenstoß (Anti Collision Light)
BE	Bezugsebene (für Schwerpunktrechnungen)
CAS	Berichtigte Fluggeschwindigkeit (Calibrated Airspeed, Erklärung siehe 1.4.3)
CfK	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
GfK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
GS	Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed, Erklärung siehe 1.4.3)
IAS	Angezeigte Fluggeschwindigkeit (Indicated Airspeed, Erklärung siehe 1.4.3)
ISA	Internationale Standardatmosphäre
KCAS	Berichtigte Fluggeschwindigkeit, angegeben in Knoten
KIAS	Angezeigte Fluggeschwindigkeit, angegeben in Knoten
OAT	Outside Air Temperature (Außentemperatur)
TAS	Wahre Fluggeschwindigkeit (True Airspeed, Erklärung siehe 1.4.3)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 4

1.4.2 PHYSIKALISCHE EINHEITEN

Größe	SI-Einheiten	US-Einheiten	Umrechnungen
Länge	[mm] Millimeter [m] Meter	[in.] inches (Zoll) [ft.] feet (Fuß)	[mm] / 25,4 = [in.] [m] / 0,3048 = [ft.]
Geschwindigkeit	[km/h] Kilometer pro Stunde [m/s] Meter pro Sekunde	[kts.] knots (Knoten) [mph] miles per hour (Meilen pro Stunde) [fpm] feet per minute (Fuß pro Minute)	[km/h] / 1,852 = [kts.] [km/h] / 1,609 = [mph] [m/s] * 196,85 = [fpm]
Drehzahl	[UPM] Umdrehungen pro Minute	[RPM] revolutions per minute (Umdrehungen pro Minute)	[UPM] = [RPM]
Masse	[kg] Kilogramm	[lbs.] pounds (Pfund)	[kg] * 2,2046 = [lbs.]
Kraft, Gewicht	[N] Newton	[lbs.] pounds (Pfund)	[N] * 0,2248 = [lbs.]
Druck	[hPa] Hectopascal [mbar] Millibar [bar] bar	[inHg] inches mercury column (inch Quecksilbersäule) [psi] pounds per square inch (Pfund pro Quadratzoll)	[hPa] = [mbar] [hPa] / 33,86 = [inHg] [bar] * 14,504 = [psi]
Temperatur	[°C] Grad Celsius	[°F] degrees Fahrenheit (Grad Fahrenheit)	[°C]*1,8+32 = [°F] ([°F] - 32)/1,8 = [°C]
elektrische Stromstärke	[A] Ampère		-
Ladungsmenge (Batteriekapazität)	[Ah] Ampèrestunden		-
elektrische Spannung	[V] Volt		-

Dok. Nr. 4.01.20	Ausgabe 17 Mar 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 1 - 5
---------------------	------------------------	----------	-------	-------	----------------

1.4.3 BEGRIFFSERKLÄRUNGEN

a) Geschwindigkeiten

Angezeigte Geschwindigkeit (IAS = Indicated Airspeed):

Jene am Fahrtmesser abgelesene Geschwindigkeit ohne jede Fehlerkorrektur.

Berichtigte Fluggeschwindigkeit (CAS = Calibrated Airspeed):

Die um Einbau- und Instrumentenfehler berichtigte angezeigte Geschwindigkeit.

CAS ist gleich TAS bei Standard-Atmosphärenbedingungen in Meereshöhe.

Wahre Eigengeschwindigkeit (TAS = True Airspeed):

Die um Instrumenten- und System-, sowie Höhen- und Temperaturfehler korrigierte angezeigte Geschwindigkeit.

Geschwindigkeit über Grund (GS = Ground Speed):

Geschwindigkeit des Flugzeuges relativ zum Boden.

b) Meteorologische Bezeichnungen

Internationale Standardatmosphäre (ISA):

Genomter Zustand der Luft, der zur Vereinheitlichung der angegebenen Flughöhen dient und Vergleiche ermöglicht. Luft wird als ideales, trockenes Gas angesehen wird. Die Temperatur in Meereshöhe beträgt 15° Celsius, der Luftdruck in Meereshöhe beträgt 1013,25 hPa, der Temperaturgradient bis zu der Höhe, in der die Temperatur -56,5°C erreicht, ist -0,0065 °C/m und darüber 0°C/m.

Angezeigte Druckhöhe:

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 6

Druckhöhe:

Höhe, gemessen vom Standarddruck in MSL (1013,25 hPa) mit einem barometrischen Höhenmesser. Druckhöhe ist angezeigte Druckhöhe, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler. In diesem Handbuch werden Höhenmesser-Instrumentenfehler als Null betrachtet.

Flugplatzdruck:

Aktueller Atmosphärendruck in Flugplatzhöhe.

Wind:

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

c) Triebwerk**Startleistung:**

Höchstzulässige Motorleistung für den Start.

Max. Dauerleistung:

Höchstzulässige Motorleistung, die während des Fluges ununterbrochen angewandt wird.

d) Flugleistungen und Flugplanung**Demonstrierte Seitenwindgeschwindigkeit:**

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 7

Dienstgipfelhöhe:

Jene im Steigflug erreichbare Höhe, bei der die Steiggeschwindigkeit 0,5 m/s beträgt.

Startrollstrecke:

Strecke vom Punkt des Losrollens bis zum Punkt des Abhebens.

Startstrecke:

Strecke vom Punkt des Losrollens bis zu jenem Punkt, über dem 15 m (50 ft.) Höhe erreicht werden.

e) Masse und Schwerpunktlage**Bezugsebene:**

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

Hebelarm:

Die horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Teiles.

Moment:

Das Produkt aus der Masse eines Teiles und dessen Hebelarm.

Schwerpunkt:

auch: Massenmittelpunkt. Gedachter Punkt, in dem für Berechnungen die Masse des Flugzeugs konzentriert ist. Sein Abstand von der Bezugsebene wird ermittelt, in dem man das Gesamtmoment durch die Gesamtmasse dividiert.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 8

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 kann.

Ausfliegbarer Kraftstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Nicht ausfliegbarer Kraftstoff:

Jene im Tank verbleibende Kraftstoffmenge, die nicht für die Flugplanung zur Verfügung steht. Sie ist nach den Zulassungsbestimmungen der Behörde ermittelt worden.

Leermasse:

Masse des Flugzeuges, einschließlich nicht ausfliegbarem Kraftstoff, allen Betriebsstoffen und maximaler Ölmenge.

Zuladung:

Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse (also: Besatzung, Gepäck und ausfliegbarer Kraftstoff).

Max. Abflugmasse:

Höchstzulässige Masse für die Durchführung des Starts.

Nichttragende Teile:

Rumpf, Seitenruder, Höhenleitwerk und Zuladung

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 9

1.5 BESCHREIBUNG UND TECHNISCHE DATEN

Das Flugzeug DV 20 ist ein zweisitziges Motorflugzeug in Faserverbundbauweise, konstruiert nach der Bauvorschrift JAR-VLA inkl. Amendment VLA/92/1, Lufttüchtigkeitsgruppe Normal.

Es ist als Tiefdecker mit T-Leitwerk, nebeneinanderliegenden Sitzen, Dreibeinfahrwerk sowie Landeklappen konzipiert.

Als Antrieb dient der Motor Rotax 912 S3 in Verbindung mit einem hydraulischen Zweiblatt-Verstellpropeller der Firma Hoffmann.

Gesamtabmessungen

Spannweite ohne ACL	10,78 m
Spannweite mit ACL	10,84 m
Länge	7,28 m
Höhe	1,76 m

Tragwerk

Flügelprofil	Wortmann FX 63-137/20 HOAC
Flügelfläche	11,6 m ²
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)	1,09 m
Flügelstreckung	10,0
V-Stellung	4°
Pfeilung Nase	1°

Querruder

Fläche	0,658 m ²
--------	----------------------

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 10

Betroffene Kapitel:**1.5 BESCHREIBUNG UND TECHNISCHE DATEN*****Folgendes wird ergänzt:*****Fahrwerk**

Hauptrad

380*150/15*6.00-5

I

mit Hauptfahrwerk aus Aluminium: 5.00-5, 6 ply

FlügelklappenFläche 1,236 m²HöhenleitwerkFläche 1,692 m²Ruderfläche 0,441 m²

Einstellwinkel 2°

SeitenleitwerkFläche 1,134 m²Ruderfläche 0,426 m²Fahrwerk

Spurweite 1,90 m

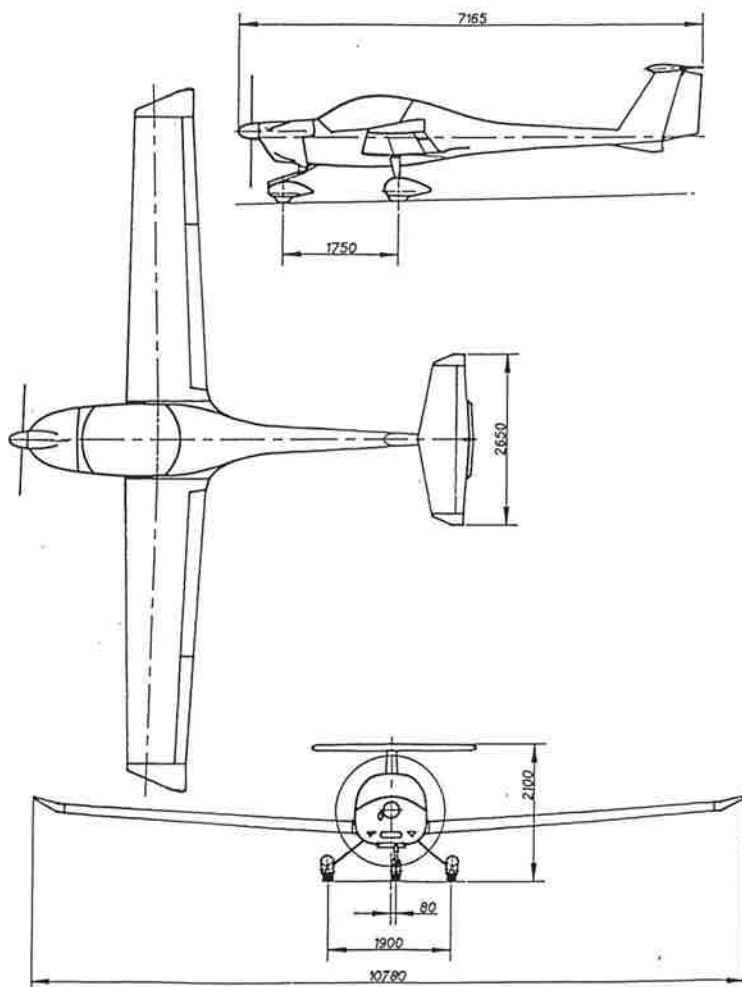
Radstand 1,75 m

Bugrad 300*100/4.00-4; ab Werk-Nr. 20121: 5.00-4

Hauptgrad 380*150/15*6.00-5

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 11

1.6 DREISEITENANSICHT



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				1 - 12

[absichtlich freigelassen]

ABSCHNITT 2

BETRIEBSGRENZEN

	Seite
2.1 EINFÜHRUNG	2-2
2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT	2-3
2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN	2-4
2.4 TRIEBWERK	
2.4.1 MOTOR	2-5
2.4.2 SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL	2-7
2.4.3 PROPELLER	2-10
2.5 MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE	2-11
2.6 SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNG	2-11
2.7 MASSE (GEWICHT)	2-12
2.8 SCHWERPUNKT	2-12
2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER	2-13
2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE	2-14
2.11 BETRIEBSHÖHE	2-14
2.12 FLUGBESATZUNG	2-14
2.13 BETRIEBSARTEN	2-15
2.14 KRAFTSTOFF	2-16
2.15 WEITERE BETRIEBSGRENZEN	2-16
2.16 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN	2-17

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 1

2.1 EINFÜHRUNG

Abschnitt 2 des Flughandbuches beinhaltet die Betriebsgrenzen, Instrumentenmarkierungen und Hinweisschilder, die für den sicheren Betrieb des Flugzeuges, seines Motors, der Standardsysteme und der Standardausrüstung erforderlich sind. Die in diesem Abschnitt und in Abschnitt 9 angegebenen Betriebsgrenzen sind von Austro Control GmbH (ACG) anerkannt.

WARNUNG

Sämtliche Betriebswerte müssen im Flugbetrieb innerhalb der angegebenen zulässigen Grenzen liegen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 2

2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT

ANMERKUNG

Bei den angegebenen Fluggeschwindigkeiten handelt es sich um IAS.

Fluggeschwindigkeitsgrenzen

Die Fluggeschwindigkeitsgrenzen und ihre Bedeutung für den Betrieb sind nachfolgend angeführt:

Symbol	Geschwindigkeit	IAS		Bemerkung
		kts	km/h	
V_A	Manövergeschwindigkeit	104	193	Oberhalb dieser Geschwindigkeit dürfen keine vollen oder abrupten Ruderausschläge ausgeführt werden, weil die Struktur des Flugzeugs dabei überlastet werden könnte.
V_{FE}	zulässige Höchstgeschw. mit ausgefahrenen Klappen	81	150	Diese Geschwindigkeit darf mit ausgefahrenen Klappen nicht überschritten werden.
V_{NO}	zulässige Höchstgeschw. im Reiseflug	117	217	Diese Geschwindigkeit darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit äußerster Vorsicht überschritten werden.
V_{NE}	zulässige Höchstgeschw. bei ruhigem Wetter	161	298	Diese Geschwindigkeit darf in keiner Betriebsart überschritten werden und der Ruderausschlag darf nicht mehr als 1/3 betragen.

Überziehgeschwindigkeiten: siehe Kapitel 5.3

Geschwindigkeit des besten Steigens: siehe Kapitel 4.4.8

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 3

2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN

Die folgende Tabelle gibt die Fahrtmessermarkierungen und die Bedeutung der verwendeten Farben an:

Markierung	IAS		Bedeutung
	kts	km/h	
Weißer Bogen	38-81	70-150	Betriebsbereich für ausgefahrene Klappen
Grüner Bogen	43-117	80-217	Normaler Betriebsbereich
Gelber Bogen	117-161	217-298	Vorsichtsbereich - "Nur bei ruhiger Luft": In diesem Bereich darf bei starker Turbulenz nicht geflogen und Manöver dürfen nur mit Vorsicht durchgeführt werden.
Roter Radialstrich	161	298	Zulässige Höchst-geschwindigkeit für alle Betriebsarten (V_{NE})

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 4

2.4. TRIEBWERKSGRENZWERTE*Der Punkt g) wird geändert:*

g) Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde:

Kühlwassertemperatur

Maximum

: 120 °C

Wenn MÄM 20-405 NICHT umgesetzt wurde:

Zylinderkopftemperatur

Maximum

: 150 °C

WICHTIGER HINWEIS

Bei höherer Kühlwasser- oder Öltemperatur beim Abstellen ist ein kurzer Kühllauf erforderlich, um durch Nachheizen nach dem Abstellen Dampfblasenbildung im Zylinderkopf zu vermeiden.

2.4 TRIEBWERK

2.4.1 MOTOR

Motorhersteller: Bombardier Rotax
Motor: 912 S3

ANMERKUNG

Der Motor treibt den Propeller über ein Untersetzungsgetriebe mit dem Verhältnis 2,43:1 an. Der Drehzahlmesser zeigt die Propellerdrehzahlen an. Deshalb sind in diesem Handbuch, im Gegensatz zum Motorhandbuch, alle Drehzahlen als Propellerdrehzahlen angegeben.

Motorbetriebsgrenzen

Startleistung (5 min): 73,5 kW / 100 PS
Max. zul. Startdrehzahl: 2385 RPM

Max. Dauerleistung: 69 kW / 94 PS
Max. zul. Dauerdrehzahl: 2260 RPM

Leertaufdrehzahl: 600 - 800 RPM

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 5

2.5. MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE

Der Punkt ‚Zylinderkopftemperaturanzeiger‘ wird geändert:

Instrument	Roter Radialstrich	Grüner Bogen	Gelber Bogen	Roter Radialstrich
	Mindestgrenze	Normaler Betriebsbereich	Warnbereich	Höchstgrenze
Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde: Kühlwassertemperatur- anzeiger	-	-	-	120 °C
Wenn MÄM 20-405 NICHT umgesetzt wurde: Zylinderkopf- temperatur- anzeiger	-	-	-	150 °C

Zylinderkopftemperatur

Maximum: 135 °C

Außentemperatur beim Anlassen

Maximum: 50 °C

Minimum: -25 °C

Bei Außentemperaturen unter -25 °C ist der Motor vorzuwärmen.

Kraftstoffspezifikationen

siehe Kapitel: 2.14

WICHTIGER HINWEIS

Bei höherer Zylinderkopf- oder Öltemperatur beim Abstellen ist ein kurzer Kühllauf erforderlich, um durch Nachheizen nach dem Abstellen Dampfblasenbildung im Zylinderkopf zu vermeiden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 6

2.4.2 SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL

a) Schmierstoff

Marken Motorrad-Motorenöle mit Getriebezusätzen.

WICHTIGER HINWEIS

Es darf kein Flugmotorenöl verwendet werden!

Ölspezifikation

- Nur nach dem API System mit "SF" oder "SG" bezeichnete Öle verwenden!
- Da auch die hochbelasteten Getriebezahnräder geschmiert werden müssen, sind Hochleistungs-Motorradschmieröle mit besonderer Getriebschmierkapazität erforderlich.
- Wegen der eingebauten Reibungskupplung sind Öle mit "friction modifier" -Zusätzen ungeeignet, da diese Rutschen im Normalbetrieb verursachen können.
- Hochleistungs- 4-Takt-Motorradöle erfüllen die gestellten Anforderungen. Diese Öle sind üblicherweise keine additivierten Mineralöle, sondern teil- oder vollsynthetisch hergestellt.
- Im Allgemeinen sind Dieselmotorenöle wegen nicht ausreichender Hochtemperatureigenschaften und Kupplungsrutschen ungeeignet.

WICHTIGER HINWEIS

Bei Betrieb mit AVGAS 100 LL sind folgende Wartungsarbeiten
spätestens alle 50 Betriebsstunden notwendig:

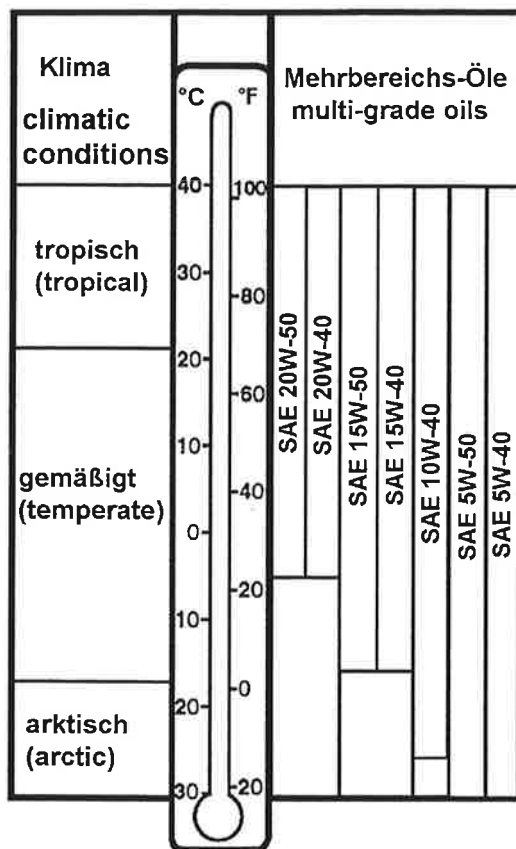
- Ölfilter wechseln
- Öl wechseln
- Ölstandskontrolle

weitere ist zu beachten:

- Vermeidung von anhaltender Vergaservorwärmung
- Vermeidung von längerem Leerlaufbetrieb

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 7

Die Viskosität ist laut nachstehender Tabelle den klimatischen Bedingungen anzupassen.
 | Einbereichsöle sind zu vermeiden.



Dok. Nr. 4.01.20	Ausgabe 17 Mar 1999	Rev. Nr. 1	Datum 06 Sep 1999	Bezug	Seite 2 - 8
---------------------	------------------------	---------------	----------------------	-------	----------------

Betroffene Kapitel:**Kühlmittel****Kühlmittelinhalt:**

Minimum : 2,4 l

Maximum : 2,5 l

Behälterinhalt:

Minimum : 0,1 l

Maximum : 0,2 l

ANMERKUNG

Der Kühlmittelstand des Behälters wird über Markierungen am Meßstab angezeigt. Erhebliches Überfüllen des Kühlmittelbehälters kann zum Überlaufen desselben im Betrieb führen.

Bei völlig leerem Kühlmittelbehälter ist auch der Kühlmittelstand im Verteilergfaß auf dem Motor zu überprüfen.

WICHTIGER HINWEIS

Qualitativ minderwertige Kühlflüssigkeit kann zu Ablagerungen im Kühlsystem und damit zu einer Verschlechterung der Kühlung führen.

"EVANS NPG+" oder ein gleichwertiges Kühlmittel muß unverdünnt und ohne Zusätze verwendet werden.

WICHTIGER HINWEIS

Bei Verwendung von NPG+ darf dem Kühlsystem **keinesfalls** Wasser oder wasserhaltiges Kühlmittel beigemengt werden!

WICHTIGER HINWEIS

Den Angaben des Kühlmittelherstellers ist unbedingt Folge zu leisten!

Dok. Nr. 4.01.01	TR-MÄM-20-259	29 Mar 2006	1-7a
Dok. Nr. 4.01.20			2-9a

1.9. SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL

Der folgende Punkt wird hinzugefügt:

Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde:

Kühlmittel

Es ist ein auf Ethylen-Glykol basierendes Frostschutzmittel wie z.B.: BASF Glysantin Protect Plus/G48
In mit 50% Wasser verdünnter Form zu verwenden.

WICHTIGER HINWEIS

Das Kühlmittel soll mit einem geringen Silikat-Anteil und ohne Nitrit
sein. Die Herstellerinformation des jeweiligen Kühlmittelherstellers
bezüglich Mischungsverhältnis etc. ist zu beachten.

Öldruck

Minimum:	0,8 bar
Maximum:	7,0 bar (Beim Kaltstart kurzzeitig zulässig)
Normal:	2,0 bis 5,0 bar

Öltemperatur

Minimum:	50 °C
Maximum:	130 °C
Günstigste Betriebstemperatur:	ca. 90 - 110 °C

Ölinhalt

Minimum:	2,0 l
Maximum:	3,0 l

b) Kühlmittel

Es ist ausschließlich "GLYSANTIN" der Firma BASF verdünnt mit ca 40% bis 50% Wasser zu verwenden. Bei Dampfblasenbildung nach dem Abstellen kann der Frostschutzanteil graduell erhöht werden. Bei Außentemperaturen unter -15°C ist eine Mischung von 20% Wasser zu 80% Frostschutzmittel zu verwenden; damit wird ein besonders niedriger Gefrierpunkt erzielt.

WICHTIGER HINWEIS

Qualitativ minderwertige Kühlflüssigkeit kann zu Ablagerungen im Kühlsystem und damit zu einer Verschlechterung der Kühlung führen.

Kühlmittelinhalt

Minimum:	2,4 l
Maximum:	2,5 l

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 9

Behälterinhalt Vorratsbehälter (Überlaufgefäß gem ROTAX)

Minimum: 0,1 l

Maximum: 0,2 l

2.4.3 PROPELLER

Propellerhersteller Hoffmann

Propellerbezeichnung HO-V352F/170FQ oder HO-V352F/C170FQ

Propellerdurchmesser 1,70 m

Propellerblattwinkel (0,75R) 15°-35°

Propellerdrehzahlgrenzen

Start (max. 5 min): 2385 RPM

Max. Dauerdrehzahl: 2260 RPM

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 10

2.5 MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE

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

Instrument	Roter Radialstrich	Grüner Bogen	Gelber Bogen	Roter Radialstrich
	Mindestgrenze	normaler Betriebsbereich	Warnbereich	Höchstgrenze
Drehzahl- messer		600-2263 RPM	2263-2385 RPM	2385 RPM
Öltemperatur- anzeige	50 °C	50-130 °C		130 °C
Zylinderkopf- temperatur- anzeige				135 °C
Öldruck- anzeige	0,8 bar	2,0 - 5 bar	0,8 - 2,0 bar 5 - 7 bar	7 bar
Kraftstoffmengen- anzeige				
Ansaugdruck- anzeiger				

2.6 SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNGEN

Keine

Dok. Nr. 4.01.20	Ausgabe 17 Mar 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 2 - 11
---------------------	------------------------	----------	-------	-------	-----------------

2.7 MASSE (GEWICHT)

Höchstzulässige Startmasse:	730 kg
Höchstzulässige Landemasse:	730 kg
Leermasse:	Siehe Abschnitt 6
Höchstzuladung im Gepäckraum:	20 kg (Nur mit Gepäcknetz)
Höchstzuladung (inkl. Kraftstoff):	s. Wägebericht (S. 6-4 f)
Höchstzuladung im Sitz:	110 kg
Flächenbelastung bei höchster Startmasse:	62,80 kg / m ²
Leistungsbelastung bei höchstzul. Startmasse:	9,91 kg / kW bzw. 7,30 kg / PS

WARNUNG

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

2.8 SCHWERPUNKT

Die Bezugsebene (BE) für die Schwerpunktangaben steht senkrecht auf die Mittelachse der Rumpfröhre. Ihre Position in Längsrichtung ist so definiert, daß sie die Flügelvorderkante an der Wurzelrippe berührt. Verfahren zur horizontalen Ausrichtung sowie Angaben über die zulässige Leermassenschwerpunktlage finden sich im Abschnitt 6.

Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage:	250 mm hinter BE
Hinterste Flugmassenschwerpunktlage:	390 mm hinter BE

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 12

WARNUNG

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

Das Verfahren zur Feststellung der Schwerpunktlage wird in Abschnitt 6 angegeben.

2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER

Das Flugzeug ist nach JAR-VLA Normalkategorie zugelassen.
Zugelassene Flugmanöver:

- a) Alle normalen Flugmanöver
- b) Überziehen (ausgenommen dynamisches Überziehen)
- c) Lazy Eights, Eintrittsgeschwindigkeit: 116 kts (215 km/h)
Chandelles, Eintrittsgeschwindigkeit: 116 kts (215 km/h)
Steilkurven mit einer Querneigung von nicht mehr als 60°

ANMERKUNG

Kunstflug sowie Flugmanöver mit mehr als 60° Schräglage sind nicht gestattet.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 13

2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE

Tabelle der strukturellen Höchstlastvielfachen:

g	bei v_A	bei v_{NE}	mit voll ausgefahrenen Klappen
Positiv	4,4	4,4	2,0
Negativ	2,2	2,2	0

WARNUNG

Ein Überschreiten der Höchstlastvielfachen führt zu einer Überlastung des Flugzeuges. Gleichzeitige Vollausschläge von mehr als einem Steuerorgan können auch bei Geschwindigkeiten unterhalb der Manövergeschwindigkeit zu einer Überlastung der Struktur führen.

2.11 BETRIEBSHÖHE

Das Flugzeug hat eine maximale nachgewiesene Betriebshöhe von 4000m.

2.12 FLUGBESATZUNG

Einsitzig darf das Flugzeug nur vom linken Sitz aus betrieben werden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 14

2.13. BETRIEBSARTEN

Mindestausrüstung, Triebwerksinstrumente:

Der Punkt ‚Zylinderkopftemperaturanzeiger‘ wird geändert:

Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde:

Kühlwassertemperaturanzeiger

Wenn MÄM 20-405 NICHT umgesetzt wurde:

Zylinderkopftemperaturanzeiger

2.13 BETRIEBSARTEN

Zugelassen sind Flüge nach Sichtflugregeln VFR bei Tag.

Mindestausrüstung, Flug- und Navigationsinstrumente:

- Fahrtmesser
- Höhenmesser
- Magnetkompass

Mindestausrüstung, Triebwerksinstrumente:

- Tankanzeiger
- Öldruckanzeiger
- Öltemperaturanzeiger
- Tachometer
- Zylinderkopftemperaturanzeiger
- Kraftstoffdruckwarbleuchte
- Ansaugdruckanzeiger
- Unterspannungswarbleuchte
- Generatorwarbleuchte
- Low Volt-Warbleuchte

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 15

2.14 KRAFTSTOFF

Kraftstoffinhalt

Gesamtfüllmenge	79 l
Ausfliegbar	77 l

Kraftstoffspezifikation

a) AVGAS 100LL

b) Tankstellenkraftstoff

min 95 Oktan ROZ,

EN 228 Super

EN 228 Super Plus

MOGAS gemäß BAZ-Erlaß Zl. 6412-11/16-83

2.15 WEITERE BETRIEBSGRENZEN

Landescheinwerfer und Positionslichter

Landescheinwerfer und Positionslichter (soweit vorhanden) dürfen nur 10 % der Motorlaufzeit eingeschaltet sein, da sonst die Ladung der Batterie nicht gewährleistet ist.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 16

2.15. HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

Im Flugzeug sind folgende Hinweisschilder angebracht:

(b) rechtes Instrumentenbrett

Das folgende Hinweisschild wird hinzugefügt:

Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde:

Kühlwasser
max. 120°C

Der folgende Absatz wird hinzugefügt:

Das folgende Hinweisschild ist am Winter Shield montiert:

REMOVE AT OUTSIDE
TEMPERATURES ON
GROUND ABOVE 0°C
(32°F)

Das folgende Hinweisschild ist am Cowling Baffle montiert:

INSTALL AT OUTSIDE
TEMPERATURES ON
GROUND ABOVE 0°C
(32°F)

Das folgende Hinweisschild wird am Instrumentenbrett montiert:

Bei einer Bodentemperatur über 0°C muss das Cowling Baffle
installiert und das Winter Shield entfernt werden – siehe FHB

Folgender Absatz wird hinzugefügt:

2.16 WEITERE BETRIEBSARTEN

Motorkühlung

Das Winter Shield muss bei Bodenaussentemperaturen unter 0°C installiert werden.

Das Cowling Baffle muss bei Bodenaussentemperaturen unter 0°C entfernt werden.

Betroffene Kapitel:

I

2.15 WEITERE BETRIEBSGRENZEN

Folgender Text wird hinzugefügt:

I Motorkühlung

- I Das Winter Shield muß bei Bodenaussentemperaturen unter 0°C installiert werden.
- I Das Cowling Baffle muß bei Bodenaussentemperaturen unter 0°C demontiert werden.

2.16 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

Das folgende Hinweisschild ist am Winter Shield montiert:

REMOVE AT OUTSIDE
TEMPERATURES ON
GROUND ABOVE 0°C
(32°F)

Das folgende Hinweisschild ist am Cowling Baffle montiert:

INSTALL AT OUTSIDE
TEMPERATURES ON
GROUND ABOVE 0°C
(32°F)

Das folgende Hinweisschild wird am Instrumentenbrett montiert:

Bei einer Bodentemperatur über 0°C muss das Cowling Baffle
installiert und das Winter Shield entfernt werden - siehe FHB

Betroffene Kapitel:**2.15 WEITERE BETRIEBSGRENZEN**

Der Abschnitt "Landescheinwerfer und Positionslichter" wird wie folgt geändert:

Landescheinwerfer und Positionslichter

Wenn die OÄM 20-245 (externer Generator) nicht installiert ist, dürfen die Landescheinwerfer und Positionslichter (soweit vorhanden) nur 10% der Motorlaufzeit eingeschaltet sein, da sonst die Ladung der Batterie nicht gewährleistet ist.

2.16 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

Im Flugzeug sind folgende Hinweisschilder angebracht:

(a) linkes Instrumentenbrett:

Manövergeschwindigkeit: $v_A = 104\text{kts.}$

Dieses Flugzeug ist eingestuft als Leichtflugzeug und nur für Tag-Sichtflug ohne Vereisungsbedingungen zugelassen. Alle Kunstflugmanöver, einschließlich beabsichtigtem Trudeln, sind verboten. Weitere Betriebsgrenzen sind dem Flughandbuch zu entnehmen.

Rauchen
verboten

(b) rechtes Instrumentenbrett:

Cyl. max.
135 °C

Öl max.
130 °C

Öldruck

ausfliegbar
77 l

auf den Instrumenten

Fuel
Quantity

Oil Press.

Engine
Start

NAV

COM

GPS

XPDR

Gener.
Contr.

Gener.

Battery
Main CB

neben den Sicherungen

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 17

2.16 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

Die Abbildung wird wie folgt geändert:

START - CHECK

1. Beladeplan beachtet
2. Hauptbolzen gesichert
3. Brandhahn AUF
4. Kraftstoffvorrat kontrolliert
5. Elektr. Kraftstoffpumpe EIN
6. Haube verriegelt
7. Richtig angeschnallt
8. Propellercheck
9. Magnetencheck
10. Flügelklappen T/O
11. Ruder freigängig
12. Trimmung kontrolliert
13. Parkbremse gelöst

START-CHECK

1. Beladeplan beachtet
2. Hauptbolzen gesichert
3. Brandhahn AUF
4. Kraftstoffvorrat kontrolliert
5. Haube verriegelt
6. Richtig angeschnallt
7. Propellercheck
8. Magnetencheck
9. Flügelklappen T/O
10. Ruder freigängig
11. Trimmung kontrolliert
12. Parkbremse gelöst

LO / V

▲ über der Unterspannungs-
vorwarnleuchte

← am Instrumentenbrett oder auf der
Mittelkonsole über den Leistungshebeln

(c) mittleres Instrumentenbrett:

ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	QDM	OFF
Battery	Avionics	Fuel	Position	ACL	Landing	IC	QDR	Flaps
Gener.	Fuel Pres.	Pump	Lights		Light	Att. Gyro	Dir. Gyro	Turn Ind.

an den Schaltern und Sicherungsautomaten



UP

T/O

LDG

Flaps

am Landeklappen-Steuergerät

CHECK vor dem Start:
HAUBE BEIDSEITIG VERRIEGELT

in der Nähe des Zündschlosses

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	2 - 18

(d) unter dem mittleren Instrumentenbrett:

Kabinen-
heizung
ziehen - EIN

Choke
ziehen - EIN

Parkbremse
ziehen

(e) auf der Mittelkonsole an den Leistungshebeln (Throttle-Quadrant):

AUS Vergaservorwärmung EIN

Vollgas

Prop.

Leerlauf

(f) am Trimmknopf:

Kopflastig

Trimmung

Schwanzlastig

(g) an den Bremsflüssigkeitsbehältern an den Pedalen des Copiloten:

Hydraulic
Fluid 4

(h) am Brandhahn (an der Seite des Mitteltunnels im linken Fußraum):

Brandhahn AUF

ZU

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 19

(i) an den Lüftungsdüsen links und rechts an der Bordwand:

Lüftung

(k) im Gepäckraum:

Gepäck, max. 20 kg,
nur mit Gepäcknetz

(l) an der ELT-Halterung:

ELT
ON - OFF - AUTO

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 20

ABSCHNITT 3

NOTVERFAHREN

	Seite
3.1 EINFÜHRUNG	3-2
3.2 TRIEBWERKSSTÖRUNGEN	
3.2.1 Triebwerksstörung am Boden	3-3
3.2.2 Triebwerksstörung während des Start	3-3
3.2.3 Triebwerksstörung im Flug	3-4
3.3 WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKS IM FLUG	
3.3.1 Wiederanlassen des Triebwerks mit Propeller Windmilling	3-5
3.3.2 Wiederanlassen des Triebwerks bei stehendem Propeller	3-6
3.4 BRAND	
3.4.1 Brand am Boden	3-7
3.4.2 Brand während des Starts	3-7
3.4.3 Brand im Flug	3-8
3.5 GLEITFLUG	3-10
3.6 NOTLANDUNGEN	
3.6.1 Vorsorgliche Landung	3-10
3.6.2 Landung mit defekten Reifen am Hauptfahrwerk	3-12
3.6.3 Landung mit defekten Radbremsen	3-12
3.6.4 Notlandung mit stehendem Triebwerk	3-12
3.7 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS	3-13
3.8 ANDERE NOTFÄLLE	
3.8.1 Vereisung	3-14
3.8.2 Störung im elektrischen System	3-15
3.8.3 Störung im Avionik-System	3-17

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 1

3.1 EINFÜHRUNG

Der vorliegende Abschnitt beinhaltet Checklisten sowie die Beschreibung der empfohlenen Verfahren bei eventuell eintretenden Notfällen. Motorsausfall oder andere flugzeugbedingte Notfälle sind höchst 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.

Bestimmte Flugeschwindigkeiten für Notfälle:

Anlaß	IAS	
	kt/s	km/h
Triebwerksausfall nach dem Abheben (Flügelklappen in Startstellung)	59	110
Gleitflugeschwindigkeit für besten Gleitwinkel (Klappen in Startstellung)		
bei einer Flugmasse von: 730 kg	70	130
bei einer Flugmasse von: 600 kg	64	118
Vorsorgliche Landung (mit Triebwerksleistung, Flügelklappen in Landstellung)	54	100
Notlandung mit Triebwerksstillstand (Flügelklappen nach Bedarf)	59	110

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 2

3.2 TRIEBWERKSSTÖRUNGEN

3.2.1 TRIEBWERKSSTÖRUNG AM BODEN

- | | |
|-------------|-------------|
| 1. Gashebel | LEERLAUF |
| 2. Bremsen | nach Bedarf |

3.2.2 TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS

1. TRIEBWERKSLEISTUNG NICHT AUSREICHEND

- | | |
|--------------------------------|-------------------|
| 1. Geschwindigkeit | 59 kts / 110 km/h |
| 2. Gashebel | vorne |
| 3. Vergaservorwärmung | AUS (vorne) |
| 4. Choke | AUS (gedrückt) |
| 5. Brandhahn | OFFEN |
| 6. Zündschalter | BOTH |
| 7. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 8. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |

WARNUNG

Läßt sich die Störung nicht sofort beheben und gibt der Motor keine brauchbare Leistung mehr ab, so ist unter einer Höhe von 300 ft über Grund eine Geradauslandung durchzuführen.

Vor dem Aufsetzen:

- | | |
|-----------------------------|-----|
| 9. Brandhahn | ZU |
| 10. Zündschalter (Zündung) | OFF |
| 11. Batterie-/Hauptschalter | AUS |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 3

II. TRIEBWERK STEHT

Notlandung entsprechend Punkt 3.6.4 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM TRIEBWERK durchführen.

3.2.3 TRIEBWERKSSTÖRUNG IM FLUGI. RAUH LAUFENDES TRIEBWERK:

- | | |
|--------------------------------|--|
| 1. Vergaservorwärmung | EIN (hinten) |
| 2. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 3. Magneten | prüfen, BOTH |
| 4. Gashebel | Stellung beibehalten |
| 5. Keine Verbesserung | Leistung auf minimal erforderliche reduzieren,
sobald wie möglich landen. |

II. ABFALL DES ÖLDRUCKES

1. Öltemperatur prüfen
- 2.a Wenn Öldruck unter grünen Bereich abfällt und Öltemperatur normal:
 - Landung auf nächstgelegenen Flugplatz
- 2.b Wenn Öldruck unter grünem Bereich mit ansteigender Öltemperatur:
 - Motorleistung auf minimal erforderliche reduzieren
 - sobald wie möglich landen
 - dabei permanent auf Motorausfall und Notlandung vorbereitet sein

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 4

III. ABFALL DES KRAFTSTOFFDRUCKES

1. Elektrische Kraftstoffpumpe einschalten
2. Wenn Kraftstoffdruckwamleuchte nicht erlischt:
 - sobald wie möglich landen
 - permanent auf Motorausfall und Notlandung vorbereitet sein.

3.3 WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKS IM FLUG

3.3.1 WIEDERANLASSEN DES TRIEBWERKS MIT PROPELLER WINDMILLING

Solange eine Geschwindigkeit (IAS) von 54 kts. / 62 mph / 100 km/h nicht unterschritten wird, dreht sich der Propeller im Windmilling weiter.

- | | |
|--------------------------------|-------------------|
| 1. Geschwindigkeit (IAS) | 70 kts / 130 km/h |
| 2. Flügelklappen | Startstellung |
| 3. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 4. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 5. Zündschalter | BOTH |
| 6. Brandhahn | OFFEN |
| 7. Gashebel | 2 cm nach vorn |

Wenn Triebwerk innerhalb von 10 Sekunden nicht anspringt:

Kaltstart:

- | | |
|------------------|---------------|
| 8. Gashebel | Leerlauf |
| 9. Choke | EIN (gezogen) |
| 10. Zündschalter | START |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 5

3.3.2 WIEDERANLASSEN DES TRIEBWERKS BEI STEHENDEM PROPELLER

- | | |
|--------------------------------|----------------|
| 1. Elektrische Verbraucher | AUS |
| 2. Hauptschalter | EIN |
| 3. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 4. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 5. Gashebel | |
| Kaltstart | Leerlauf |
| warmer Motor | 2 cm nach vorn |
| 6. Choke | |
| Kaltstart | EIN (gezogen) |
| warmer Motor | AUS (gedrückt) |
| 7. Zündschalter | START |

ANMERKUNG

Durch Andrücken des Flugzeugs auf ca. 200 km/h kann der Motor ebenfalls gestartet werden. Ein Höhenbedarf von ca. 1000 ft. / 300 m muß dabei einkalkuliert werden.

Nach erfolgreichem Anlassen:

- | | |
|-----------------------------|-----------------|
| 8. Öldruck | prüfen |
| 9. Choke | AUS (gedrückt) |
| 10. Elektrische Verbraucher | nach Bedarf EIN |
| 11. Öltemperatur | prüfen |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 6

ABSCHNITT 3 - NOTVERFAHREN

3.4 BRAND

Folgende Anmerkung wird hinzugefügt:

ANMERKUNG

Der Feuerlöscher befindet sich in der Gepäckablage hinter dem Sitz des Kopiloten.

Um den Feuerlöscher aus der Halterung zu lösen, öffnen Sie das Halteband und ziehen Sie den Feuerlöscher heraus.

3.4 BRAND

3.4.1 BRAND AM BODEN

1. TRIEBWERKSBRAND BEIM ANLASSEN AM BODEN

- | | |
|------------------------------|---------|
| 1. Brandhahn | ZU |
| 2. Gashebel | VOLLGAS |
| 3. Batterie-/Hauptschalter | AUS |
| 4. Zündschalter | OFF |
| 5. Flugzeug sofort verlassen | |

II. ELEKTRISCHER BRAND MIT RAUCHENTWICKLUNG AM BODEN

- | | |
|----------------------------|-----|
| 1. Batterie-/Hauptschalter | AUS |
|----------------------------|-----|

Wenn Triebwerk läuft:

- | | |
|-----------------|-------------------------|
| 2. Gashebel | LEERLAUF |
| 3. Zündschalter | OFF |
| 4. Kabinenhaube | öffnen |
| 5. Feuerlöscher | einsetzen - nach Bedarf |

3.4.2 BRAND WÄHREND DES STARTS

a.) wenn Startabbruch noch möglich ist:

- | | |
|--|--|
| 1. Gashebel | LEERLAUF |
| 2. Bremsen | einsetzen - so stark wie möglich - Flugzeug zum Stillstand bringen |
| 3. Nach dem Anhalten - weiter verfahren entsprechend Punkt 3.4.1 Brand am Boden. | |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 7

b.) wenn Startabbruch nicht mehr möglich ist:

1. Geeignetes Notlandefeld wählen
2. Geschwindigkeit (IAS) 59 kts. / 110 km/h
3. Flügelklappen T/O
4. Brandhahn ZU
5. Gashebel VOLLGAS
6. Elektrische Kraftstoffpumpe AUS
7. Kabinenheizung AUS
8. Batterie-/Hauptschalter AUS
9. Notlandung durchführen

3.4.3 BRAND IM FLUG

I. TRIEBWERKSBRAND IM FLUG

1. Geschwindigkeit (IAS) 70 kts / 130 km/h
2. Flügelklappen T/O
3. Brandhahn ZU
4. Gashebel VOLLGAS
5. Elektrische Kraftstoffpumpe AUS
6. Kabinenheizung AUS
7. Batterie-/Hauptschalter AUS
8. Notlandung durchführen

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 8

II. ELEKTRISCHER BRAND MIT RAUCHENTWICKLUNG IM FLUG

1. Batterie-/Hauptschalter AUS
2. Kabinenheizung AUS
3. Kabinenbelüftung AUF
4. Feuerlöscher erst dann einsetzen, wenn Rauchentwicklung nicht geringer wird

WICHTIGER HINWEIS

Bei Benützung des Feuerlöschers ist die Kabine zu belüften!

Falls das Feuer erloschen ist, und elektrischer Strom für die Fortsetzung des Flugs benötigt wird:

5. Avionikhauptschalter AUS
6. Elektrische Verbraucher AUS
7. Batterie-/Hauptschalter EIN
8. Avionikhauptschalter EIN
9. Funkgerät EIN
10. Sobald wie möglich landen

III. KABINENBRAND IM FLUG

1. Batterie-/Hauptschalter AUS
2. Kabinenbelüftung AUF
3. Kabinenheizung AUS
4. Feuerlöscher einsetzen
5. Sobald wie möglich landen

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 9

3.5 GLEITFLUG

1. Flügelklappen T/O
2. Geschwindigkeit (IAS)
 - bei 730 kg: 70 kts / 130 km/h
 - bei 600 kg: 64 kts / 118 km/h
3. Gleitzahl: 14,
d.h. bei 1000 ft. /305 m über Grund beträgt die Gleitstrecke bei Windstille 4,3 km.

ANMERKUNG

Die Gleitstrecke aus 1000 ft. Höhe verlängert sich für je 10 kts.
Rückenwind um 0,6 km. Die Gleitstrecke aus 1000 ft. Höhe verkürzt
sich für je 10 kts. Gegenwind um 0,7 km.

3.6 NOTLANDUNGEN

3.6.1 VORSORGLICHE LANDUNG

ANMERKUNG

Eine derartige Landung wäre als Außenlandung nur dann
erforderlich, wenn der begründete Verdacht besteht, daß durch
Mängel am Flugzeug oder dessen Systemen vor Erreichen des
Zielflugplatzes infolge Betriebsstörungen oder aus Wettergründen
eine Gefährdung für Flugzeug und Insassen nicht ausgeschlossen
werden kann.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 10

1. Geeignetes Landefeld suchen, dabei besonders auf Windrichtung und Hindernisse im Anflugsektor achten.
2. Sinkflug einleiten
3. Gashebel nach Bedarf
4. Trimmung nach Bedarf
5. Flügelklappen nach Bedarf, dabei zulässige Geschwindigkeit beachten
6. Ausgewähltes Landefeld in niedriger Höhe nicht unter 350 ft. / 100 m über Grund überfliegen, um eventuelle Hindernisse erkennen zu können (Leitungen, Weidezäune, Gräben, etc.)

Endanflug

7. Gashebel nach Bedarf
8. Propellerverstellhebel voll vorne
9. Vergaservorwärmung EIN
10. Elektrische Kraftstoffpumpe EIN
11. Flügelklappen LANDING
12. Geschwindigkeit 59 kts / 110 km/h

Aufsetzen

- mit Mindestgeschwindigkeit, dabei das Bugrad so lange wie möglich über dem Boden halten

Nach dem Aufsetzen:

13. Brandhahn ZU
14. Zündschalter OFF
15. Batterie-/Hauptschalter AUS

ANMERKUNG

Wenn keine ebene Landefläche gefunden wird, ist eine Landung hangaufwärts nach Möglichkeit vorzuziehen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 11

3.6.2 LANDUNG MIT EINEM DEFEKTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK

1. Endanflug mit Flügelklappen in Landestellung
2. Das Flugzeug an der dem defekten Reifen gegenüberliegenden Begrenzung der Landebahn aufsetzen, um Richtungsänderungen, die während des Ausrollens durch den defekten Reifen zu erwarten sind, innerhalb der Landebahn korrigieren zu können.
3. Landung mit leicht in die Richtung des unbeschädigten Reifens hängender Fläche. Nach dem Aufsetzen ist das Bugrad so rasch wie möglich an den Boden zu bringen, wodurch eine bessere Steuerbarkeit während des Ausrollens gewährleistet ist.
4. Zur Entlastung des schadhaften Reifens ist während des Ausrollens ein voller Querruderausschlag in Richtung des unbeschädigten Reifens zu geben.

3.6.3 LANDUNG MIT DEFEKTEN RADBREMSEN

Im allgemeinen ist es zu empfehlen, auf Gras zu landen, um die Landerollstrecke aufgrund des höheren Widerstands auf Gras zu verkürzen.

Nach dem Aufsetzen:

- | | |
|----------------------------|-----|
| 1. Zündschalter | OFF |
| 2. Batterie-/Hauptschalter | AUS |

3.6.4 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM TRIEBWERK

- | | |
|----------------------------|-------------------|
| 1. Flügelklappen | nach Bedarf |
| 2. Geschwindigkeit (IAS) | 59 kts / 110 km/h |
| 3. Brandhahn | ZU |
| 4. Zündschalter | OFF |
| 5. Batterie-/Hauptschalter | AUS |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 12

3.7 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS

1. Gashebel	LEERLAUF
2. Seitenruder	Vollausschlag gegen Trudelrichtung
3. Steuerknüppel	neutral
4. Seitenruder	neutral
5. Flügelklappen	UP
6. Höhenruder	vorsichtig ziehen

Flugzeug aus dem Bahnneigungsflug in die Normalfluglage bringen. Dabei höchstzulässige Fluggeschwindigkeit v_{NE} nicht überschreiten.

ANMERKUNG

Unbeabsichtigtes Trudeln ist aufgrund der sehr guten Langsamflug- und Stabilitätseigenschaften des Flugzeuges sowohl im Steig-, Reise- und Sinkflug als auch im Kurvenflug nicht zu erwarten, wenn die Mindestfluggeschwindigkeit nicht unterschritten wird und die Flugmassenschwerpunktlage innerhalb der zulässigen Grenzwerte liegt. Beabsichtigtes Trudeln ist mit diesem Flugzeug nicht zulässig.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 13

3.8 ANDERE NOTFÄLLE

3.8.1 VEREISUNG

UNBEABSICHTIGTES EINFLEGEN IN EINE VEREISUNGSZONE

1. Vereisungsgebiet verlassen (durch Ändern der Flughöhe oder Umkehren, um Zonen mit höheren Außenlufttemperaturen zu erreichen.
2. Durch fortgesetztes Bewegen aller Ruder deren Gängigkeit erhalten
3. Kabinenheizung EIN
4. Drehzahl erhöhen, um Eisansatz an den Propellerblättern zu vermeiden (höchstzulässige Drehzahl beachten !)
5. Vergaservorwärmung EIN

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz an der Flügelvorderkante erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 14

3.8.2. STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

Der Abschnitt "II. UNTERSpannungSHINWEISLEUCHTE LO/V - LAMPE" wird wie folgt geändert:

II. UNTERSpannungSHINWEISLEUCHTE, LO/V - LAMPE (ODER LOW VOLTS-WARNLAMPE)

Diese Kontrolllampe leuchtet bei einer Unterschreitung der Bordspannung (13,75 V) bei 12,50 V auf.

Wenn die OÄM 20-244 (Instrumentenbrett Version D20-3110-00-00) oder OÄM 20-267 (Ausrüstung für NVFR) und OÄM 20-245 (externer Generator) installiert sind, leuchtet die Kontrolllampe bei einer Unterschreitung der Bordspannung (etwa 14 V) bei 12,75 V auf.

Die möglichen Gründe sind:

- Störung in der Stromversorgung
- zu niedrige Drehzahl
- zu viele Verbraucher

a) LO/V- LAMPE oder LOW VOLTS- Warnlampe leuchtet am Boden

- | | | |
|----|---|------------------------|
| 1. | Drehzahl | 1200 RPM |
| 2. | Landescheinwerfer | ausschalten |
| 3. | Positionslichter | ausschalten |
| 4. | Ampèremeter | prüfen |
| 5. | Wenn die LO/V- Lampe oder die LOW VOLTS-
Warnlampe weiterleuchtet und
Ampèremeter (-) = links | Flugvorhaben abbrechen |

b) LO/V- LAMPE oder LOW VOLTS- Warnlampe leuchtet während des Fluges:

- | | | |
|----|---|-----|
| 1. | Landescheinwerfer prüfen | aus |
| 2. | Ampèremeter prüfen:
Wenn die LO/V-LAMPE oder die LOW VOLTS-
Warnlampe weiterleuchtet und Ampèremeter
(-) = links:
Verfahren 3.8.2 I. Generatorfehler befolgen | |

c) LO/V-LAMPE oder LOW VOLTS- Warnlampe leuchtet während der Landung:

Nach der Landung

entsprechend a) verfahren

3.8.2 STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

I. GENERATORWARNLEUCHTE LEUCHTET AUF BEI LAUFENDEM TRIEBWERK

1. Amperemeter prüfen

wenn Zeiger links vom 0-Punkt (-):

- alle Verbraucher, die nicht für eine sichere Durchführung des Fluges benötigt werden, ausschalten.
- auf nächstgelegenen Flugplatz landen.

ANMERKUNG

Bei mittlerem Batterieladezustand kann mit einer Versorgung von Funkgerät und Ausfahren der Landeklappen für mindestens eine Stunde gerechnet werden.

II. UNTERSpannungSHINWEISLEUCHTE, LO/V - LAMPE

Diese Kontrolllampe leuchtet bei einer Unterschreitung der Bord-spannung (13,75 V) bei 12,50 V auf.

Die möglichen Gründe sind:

- Störung in der Stromversorgung
- zu niedrige Drehzahl
- zu viele Verbraucher

a.) Lo/V-Lampe leuchtet am Boden

Drehzahl	1200 RPM
Landescheinwerfer	ausschalten
Positionslichter	ausschalten
Amperemeter	prüfen

Wenn Lo/V-Leuchte weiterleuchtet und Amperemeter (-) = links

Flugvorhaben abbrechen

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 15

b.) Lo/V-Leuchte leuchtet während des Fluges

Landescheinwerfer prüfen aus

Amperemeter prüfen:

Wenn Lo/V-Leuchte weiterleuchtet und Amperemeter (-) = links

-Verfahren 3.8.2 I. Generatorfehler befolgen

c.) Lo/V-Leuchte leuchtet während der Landung

-nach der Landung entsprechend a.) verfahren

III. FLÜGELKLAPPENANTRIEB

Fehler in Positionsanzeige oder Funktion:

- Positionskontrolle der Flügelklappen per Sichtprüfung
- Geschwindigkeit im weißen Bereich
- Alle Klappenschalterstellungen durchtesten, da die beiden Klappenendstellungen sehr ausfallsicher sind

Je nach verfügbarer Klappenstellung, geändertes Landeanflugverfahren

a) Nur UP verfügbar:

Anfluggeschwindigkeit um 5 kts erhöhen,
Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel

b) Nur T/O verfügbar:

normale Anfluggeschwindigkeit, Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel

c) Nur LDG verfügbar:

normale Landung

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 16

IV. ANLASSER

Anlasser klinkt nach dem Anlassen des Motors nicht aus:

- | | |
|-----------------|----------|
| 1. Gashebel | Leerlauf |
| 2. Zündschalter | OFF |

jegliches Flugvorhaben abbrechen!

3.8.3 STÖRUNG IM AVIONIK-SYSTEMI. KEIN FUNKEMPFANG BEI BETRIEBSBEREITEM GERÄT:

prüfen, ob die Sprechaste verhängt ist - Lautsprecher prüfen (Squelch kurz deaktivieren)

wenn vorhanden:

Headsets verwenden

II. SENDEN BEI BETRIEBSBEREITEM GERÄT NICHT MÖGLICH:

- eingestellte Frequenz überprüfen,
- Mikrophon überprüfen, falls vorhanden anderes Mikrophon verwenden (Headset)

Sollte die Störung nicht beseitigt werden können:

- ggf. den Transponder auf "COM FAILURE" Code einstellen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 17

ABSCHNITT 4

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

	Seite
4.1 EINFÜHRUNG	4-2
4.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	4-2
4.3 [BEWUSST FREIGELASSEN.]	4-3
4.4 NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE	
4.4.1 Vorflugkontrolle	4-4
I. Innenkontrolle	4-4
II. Außenkontrolle	4-6
4.4.2 Vor dem Anlassen des Triebwerks	4-10
4.4.3 Anlassen des Triebwerks	4-11
4.4.4 Vor dem Rollen	4-12
4.4.5 Rollen	4-12
4.4.6 Vor dem Start	4-13
4.4.7 Start	4-14
4.4.8 Steigflug	4-15
4.4.9 Reiseflug	4-16
4.4.10 Sinkflug	4-17
4.4.11 Landeanflug	4-17
4.4.12 Durchstarten	4-18
4.4.13 Nach der Landung	4-18
4.4.14 Abstellen des Motors	4-19
4.4.15 Nachflugkontrolle	4-19
4.4.16 Flug im Regen	4-19

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 1

4.1 EINFÜHRUNG

Abschnitt 4 beinhaltet Checklisten und beschreibt erweiterte Verfahrensschritte für den normalen Betrieb des Luftfahrzeuges. Normalverfahren und, soweit erforderlich, ergänzende Informationen in Verbindung mit der Verwendung von Zusatzausrüstung, werden im Abschnitt 9 beschrieben.

4.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Sofern nicht anders angegeben, gelten die nachfolgenden Geschwindigkeitswerte für die höchstzulässige Start- und Landemasse, sie können aber auch bei geringeren Flugmassen angewandt werden.

	IAS	
	kts	km/h
START		
Steigfluggeschwindigkeit bei normalem Start bis 15 m Hindernis	58	108
Geschwindigkeit für bestes Steigen in Meereshöhe v_y (Flügelklappen T/O)	65	120
Geschwindigkeit für besten Steigwinkel in Meereshöhe v_x (Flügelklappen T/O)	58	108

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 2

	IAS	
	kts	km/h
LANDUNG		
Anfluggeschwindigkeit für normale Landung Flügelklappen Landestellung	59	110
Mindestgeschwindigkeit beim Durchstarten Flügelklappen Start- oder Landestellung	51	95
Höchste nachgewiesene Seitenwindgeschwindigkeit bei Start und Landung	15	27
REISEFLUG		
Höchstzulässige Geschwindigkeit bei Turbulenz v_{NO}	117	217
Höchstzulässige Geschwindigkeit für volle Ruderausschläge v_A	104	193
Höchstzulässige Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Flügelklappen v_{FE}	81	150

4.3

BEWUSST FREIGELASSEN

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 3

HK 36 R, HK 36 T-Series
DV 20, DV 22
DA 40-V1
FHB / AFM



TR-MSB20-043
TR-MSB36-080
TR-MSB40-001-V1

Diese Seite ist auf gelbem Papier in Kapitel 4 bei der Vorflugkontrolle einzuheften.

WICHTIGER HINWEIS

Der Propeller darf maximal 360° gegen die normale Drehrichtung gedreht werden. Andernfalls können umfangreiche Wartungsarbeiten notwendig werden.

Insert this page on yellow paper in Chapter 4 under the preflight inspection paragraph.

CAUTION

The propeller must not be turned more than 360° against the normal direction of rotation. Otherwise, extensive maintenance work may become necessary.

TR-MSB20-043
TR-MSB36-080
TR-MSB40-001-V1

2002-12-20

Seite 1 von 1
Page 1 of 1

4.4 NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE

4.4.1 VORFLUGKONTROLLE

I. INNENKONTROLLE

- | | |
|---------------------------------------|---|
| a) Flugzeugpapiere | prüfen |
| b) Checkliste | vorhanden |
| c) Parkbremse | setzen |
| d) Zündschlüssel | abgezogen |
| e) Kabinenhaube | sauber, unbeschädigt |
| f) Sicherungen | gedrückt |
| g) Batterie-/Hauptschalter | EIN |
| h) Kontrolleuchte für Kühlmittelstand | Kontrollampe leuchtet für ca. 3 Sek. auf
und erlischt, wenn der Kühlmittelstand
im Verteilerbehälter in Ordnung ist |

ANMERKUNG

Wenn die Kontrollampe für den Kühlmittelstand nicht erlischt, ist Kühlmittel im Verteilerbehälter (mittig auf dem Motor) nachzufüllen. Dazu ist die obere Cowling abzunehmen.

WARNUNG

Der Druckverschluß des Verteilerbehälters muß über eine Raste verschlossen werden. Sicheren Sitz kontrollieren!

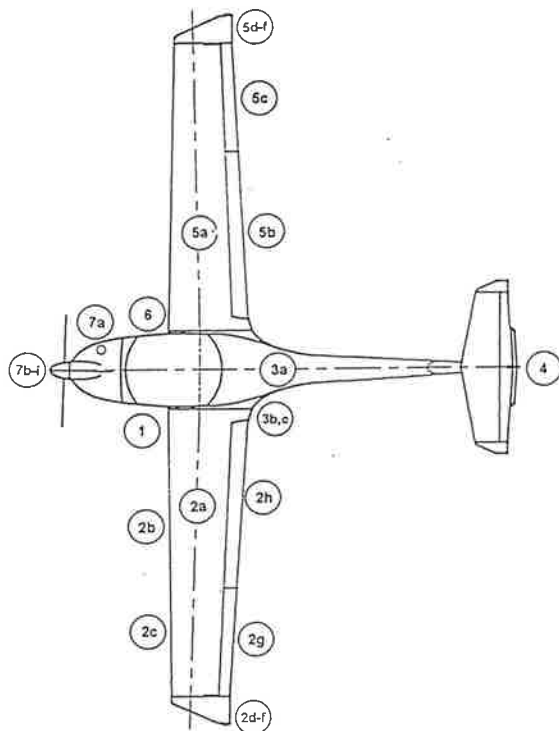
- | | |
|----------------------------|-------------|
| i) Kraftstoffmenge | ausreichend |
| j) Batterie-/Hauptschalter | AUS |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 4

- | | |
|---------------------------|---------------------------------|
| k) Gashebel | Leerlauf |
| l) Propellerverstellhebel | ganz vorne |
| m) Vergaservorwärmung | AUS (vorne) |
| n) Fremdkörperkontrolle | durchgeführt |
| o) Notsender (ELT) | betriebsbereit |
| p) Hauptbolzen | gesichert |
| q) Gepäck | verstaut, Gepäcknetz eingehängt |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 5

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.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 5

1. Linkes Hauptfahrwerk

- | | |
|--------------------------|--------------|
| a) Fahrwerksbügel | Sichtprüfung |
| b) Radverkleidung | Sichtprüfung |
| c) Reifendruck (2,3 bar) | überprüfen |
| d) Reifen, Rad, Bremse | Sichtprüfung |
| e) Rutschmarken | Sichtprüfung |

2. Linke Tragfläche

- | | |
|-------------------------------|----------------------------|
| a) Gesamte Flügelfläche | Sichtprüfung |
| b) Überziehwarnung | prüfen (an Bohrung saugen) |
| c) Pitot-Statiksonde | sauber, Bohrungen offen |
| d) Randbogen, Massenausgleich | Sichtprüfung |
| e) Positionslicht | Sichtprüfung |
| f) Verankerung | kontrollieren, gelöst |
| g) Querruder | Sichtprüfung |
| h) Flügelklappe | Sichtprüfung |

3. Rumpfröhre

- | | |
|------------------|------------------------------|
| a) Schale | Sichtprüfung |
| b) Tankbelüftung | kontrollieren |
| c) Tankdrain | entwässern |
| d) Tankfüllstand | mit Tauchheber kontrollieren |

4. Leitwerke

- | | |
|-----------------------------|-----------------------|
| a) Flossen und Ruder | Sichtprüfung |
| b) Verankerung an der Finne | kontrollieren, gelöst |
| c) Trimmruder | Sichtprüfung |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 7

4.4 NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE**4.4.1 VORFLUGKONTROLLE****II. AUSSENKONTROLLE SICHTPRÜFUNG****7. Rumpfvorderteil*****Folgendes wird hinzugefügt:***

b1) Außentemperatur am Boden prüfen, das Winter Shield oder das Cowling Baffle entsprechend der Temperatur installieren / entfernen. Auf korrekte Montage prüfen.

4.4 NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE

4.4.1 VORFLUGKONTROLLE

II. AUSSENKONTROLLE SICHTPRÜFUNG

7. Rumpfvorderteil

Folgendes wird hinzugefügt:

- | b(1) Aussentemperatur am Boden prüfen, das Winter Shield oder das Cowling Baffle
- | entsprechend der Temperatur installieren / entfernen. Auf korrekte Montage prüfen.

5. Rechte Tragfläche

- | | |
|-------------------------------|-----------------------|
| a) Gesamte Flügelfläche | Sichtprüfung |
| b) Flügelklappe | Sichtprüfung |
| c) Querruder | Sichtprüfung |
| d) Verankerung | kontrollieren, gelöst |
| e) Randbogen, Massenausgleich | Sichtprüfung |
| f) Positionslicht | Sichtprüfung |

6. Rechtes Hauptfahrwerk

- | | |
|--------------------------|--------------|
| a) Fahrwerksbügel | Sichtprüfung |
| b) Radverkleidung | Sichtprüfung |
| c) Reifendruck (2,3 bar) | überprüfen |
| d) Reifen, Rad, Bremse | Sichtprüfung |
| e) Rutschmarken | Sichtprüfung |

7. Rumpfvorderteil

- | | |
|--------------|-----------------------------|
| a) - Ölstand | mittels Peilstab überprüfen |
|--------------|-----------------------------|

ANMERKUNG

Merkbarer Verbrauch von Öl und Kühlmittel tritt normalerweise nicht auf. Nachfüllen ist daher erst bei Unterschreiten des Minimum-Standes notwendig und sinnvoll.

- Kühlmittelstand im Vorratsbehälter zwischen Peilstabmarken, gegebenenfalls Kühlmittel nachfüllen

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 8

- | | |
|--------------------------|---------------------------|
| b) Cowling | Sichtprüfung |
| c) Lufteinlässe (sechs) | frei |
| d) Propeller | Sichtprüfung |
| | Bodenfreiheit mind. 25 cm |
| e) Spinner | Sichtprüfung |
| f) Bugfahrwerk | Sichtprüfung |
| g) Reifen und Rad | Sichtprüfung |
| h) Radverkleidung | Sichtprüfung |
| i) Reifendruck (1,8 bar) | überprüfen |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 9

4.4 NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE

4.4.2 VOR DEM ANLASSEN DES TRIEBWERKES

Punkt 4 wird wie folgt geändert:

4. Kabinenhaube Geschlossen und verriegelt

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Anlassen des Motors muss die Kabinenhaube geschlossen und verriegelt sein. Die Verriegelungshebel müssen ganz nach vorne umgelegt werden.

Nach dem Anlassen des Motors muss die Kabinenhaube geschlossen und verriegelt sein und bleiben, bis der Motor wieder abgestellt ist.

Bei laufendem Motor ist es den Piloten und den Passagieren verboten, das Flugzeug zu besteigen oder zu verlassen.

4.4.2 VOR DEM ANLASSEN DES TRIEBWERKS

1. Vorflugkontrolle	durchgeführt
2. Pedale	eingestellt und verriegelt
3. Anschnallgurte	anlegen und schließen
4. Kabinenhaube	geschlossen und verriegelt
5. Parkbremse	setzen
6. Steuerung	freigängig
7. Brandhahn	OFFEN
8. Trimmung	NEUTRAL
9. Gashebel	freigängig, Leerlauf
10. Propellerverstellhebel	freigängig, ganz vorne
11. Vergaservorwärmung	freigängig, AUS (vorne)
12. Hebelreibung, Throttle Quadrant	eingestellt
13. Avionikhauptschalter	AUS
14. Batterie-/Hauptschalter	EIN
15. Generatorwarbleuchte	leuchtet
16. Unterspannungshinweisleuchte	leuchtet
17. Kraftstoffdruckwarbleuchte	leuchtet

ANMERKUNG

Kraftstoffdruckwarbleuchte kann unter Umständen erst nach ca. 10 min Motorstillstand / Ausschalten der elektrischen Kraftstoffpumpe ansprechen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 10

4.4.3 ANLASSEN DES TRIEBWERKS

- | | |
|--------------------------------|---------------------------|
| 1. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN (Pumpgeräusch hörbar) |
| 2. Kraftstoffdruckwarbleuchte | AUS |
| 3. Gashebel | |
| - Kaltstart | Leerlauf |
| - warmer Motor | ca. 2 cm nach vorne |
| 4. Choke | |
| - Kaltstart | EIN (gezogen) |
| - warmer Motor | AUS (gedrückt) |

WARNUNG

In der Propellergefahrenezone dürfen sich keine Personen aufhalten!

- | | |
|-----------------|--|
| 5. Zündschalter | drehen bis START |
| 6. Gashebel | max. 1500 RPM |
| 7. Öldruck | grüner Bereich spätestens nach 10 Sekunden |

WICHTIGER HINWEIS

Bei Öldruck unter 0,8 bar Motor nach 10 Sekunden sofort abstellen!

- | | |
|---------------------------------|--|
| 8. Generatorwarbleuchte | AUS |
| 9. Unterspannungshinweisleuchte | AUS |
| 10. Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |
| 11. Kraftstoffdruckwarbleuchte | darf nach nicht angehen (10 Sek. warten) |
| 12. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		4 - 11

4.4.4 VOR DEM ROLLEN

- | | |
|--------------------------------------|---|
| 1. Elektrische Verbraucher | EIN nach Bedarf |
| 2. Triebwerksüberwachungsinstrumente | überprüfen |
| 3. Flügelklappen | voll aus- und einfahren (Anzeige- und Sichtkontrolle) |
| 4. Avionikhauptschalter | EIN |
| 5. Fluginstrumente und Avionik | einstellen |
| 6. Parkbremse | lösen |

WICHTIGER HINWEIS

Den Motor bis zu einer Öltemperatur von mindestens 50 °C mit 1000 bis 1400 RPM warmlaufen lassen (auch beim Rollen möglich).

4.4.5 ROLLEN

- | | |
|--------------------------------|--------|
| 1. Bremsen | prüfen |
| 2. Richtungssteuerung | prüfen |
| 3. Fluginstrumente und Avionik | prüfen |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 12

4.4.6 VOR DEM START

- | | |
|--------------------------------------|--|
| 1. Parkbremse | setzen |
| 2. Anschnallgurte | angelegt |
| 3. Kabinenhaube | geschlossen und verriegelt |
| 4. Brandhahn | prüfen, OFFEN |
| 5. Triebwerksüberwachungsinstrumente | im grünen Bereich |
| 6. Kraftstoffvorratsanzeige | überprüfen |
| 7. Flügelklappen | T/O |
| 8. Trimmung | MITTE |
| 9. Ruder | freigängig |
| 10. Gashebel | 1600 RPM |
| 11. Propellerverstellhebel | 3 x voll ziehen, (Drehzahlabfall: 100 - 200 RPM) |
| 12. Zündschalter | LEFT-RIGHT-BOTH:
- Max. Drehzahlabfall: 150 RPM
- Max. Differenz: 50 RPM |
| 13. Vergaservorwärmung | prüfen, AUS |
| 14. Gashebel | Vollgas, 2300 RPM $\pm$ 80 RPM |
| 15. Parkbremse | lösen |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 13

4.4.7 START

- | | |
|--------------------------------|---------------------------------|
| 1. Elektrische Kraftstoffpumpe | prüfen, EIN |
| 2. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 3. Gashebel | Vollgas (2300 RPM $\pm$ 80 RPM) |
| 4. Höhenruder - beim Anrollen | neutral |
| 5. Richtung halten | durch Seitenruder |

ANMERKUNG

Bei Seitenwind kann die Seitensteuerung durch die Fußspitzenbremsen unterstützt werden. Dabei ist zu beachten, daß das Steuern mit den Fußspitzenbremsen die Startrollstrecke verlängert.

Geschwindigkeiten (IAS):

- | | |
|-----------------------------|-------------------|
| 6. Bugrad abheben | 51 kts / 95 km/h |
| 7. Steigfluggeschwindigkeit | 65 kts / 120 km/h |

WICHTIGER HINWEIS

Zum Erzielen einer möglichst kurzen Startstrecke über ein 50 ft.

Hindernis:	Abhebegeschwindigkeit	57 kts/ 105 km/h
	Steigfluggeschwindigkeit	58 kts / 108 km/h

- | | |
|--------------------------------|---------------------------------------|
| 8. Propellerverstellhebel | 2260 RPM (ab einer sicheren Flughöhe) |
| 9. Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 14

ANMERKUNG

Aus Lärmgründen sollte die Drehzahl auf 2260 RPM reduziert werden, sobald eine sichere Flughöhe erreicht ist.

4.4.8 STEIGFLUG

- | | |
|--------------------------------------|-------------------|
| 1. Propellerverstellhebel | 2260 RPM |
| 2. Gashebel | Vollgas |
| 3. Triebwerksüberwachungsinstrumente | im grünen Bereich |
| 4. Flügelklappen | T/O (UP) |
| 5. Fluggeschwindigkeit v | 65 kts / 120 km/h |

ANMERKUNG

Die v_y reduziert sich mit zunehmender Höhe.

Flaps:	T/O		(UP)	
	kts	km/h	kts	km/h
0 - 4000 ft	65	120	70	130
4000 - 7000 ft	63	117	67	125
7000 - 10000 ft	62	115		
10000 ft	59	110		

- | | |
|-------------|-------------|
| 6. Trimmung | nach Bedarf |
|-------------|-------------|

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 15

DV 20 FHB



Temporäre Revision
D20-3110-00-00 &
Externer Generator &
Ausrüstung für NVFR

4.4.9. REISEFLUG

Der WICHTIGE HINWEIS wird wie folgt geändert:

WICHTIGER HINWEIS

Wenn OÄM 20-245 (externer Generator) nicht installiert ist,
dürfen die Positionslichter höchstens 50 % der Flugzeit
eingeschaltet werden.

Dok. Nr. 4.01.20

TR-OÄM-20-244b&
20-245b&20-267a

30-Jan-2013

Seite 4 - 16a

4.4.9 REISEFLUG

Folgende ANMERKUNG wird nach dem WICHTIGEN HINWEIS hinzugefügt:

ANMERKUNG

Während des Fluges unterhalb der Anfluggeschwindigkeit von 110 km/h (59 kts) wird empfohlen, die Haubenfenster geschlossen zu halten und das Cockpit bei Bedarf über die Belüftungsdüsen zu belüften.

4.4.9 REISEFLUG

- | | |
|---------------------------|---------------|
| 1. Flügelklappen | UP |
| 2. Gashebel | nach Bedarf |
| 3. Propellerverstellhebel | 1700-2260 RPM |

ANMERKUNG

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

- | | |
|-------------|-------------|
| 4. Trimmung | nach Bedarf |
|-------------|-------------|

WICHTIGER HINWEIS

Positionslichter max. 50 % der Flugzeit eingeschaltet lassen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 16

4.4.11. LANDEANFLUG

Der WICHTIGE HINWEIS wird wie folgt geändert:

WICHTIGER HINWEIS

Wenn OÄM 20-245 (externer Generator) nicht installiert ist, dürfen die Landescheinwerfer höchstens 10 % der Flugzeit, längstens jedoch 5 min eingeschaltet werden.

4.4.10 SINKFLUG

- | | |
|---------------------------|---------------|
| 1. Höhenmesser | einstellen |
| 2. Gashebel | nach Bedarf |
| 3. Propellerverstellhebel | 1700-2260 RPM |
| 4. Vergaservorwärmung | nach Bedarf |

WICHTIGER HINWEIS

zur Erzielung eines raschen Abstieges:

- | | |
|--------------------------|--------------------|
| - Propellerverstellhebel | 2260 RPM |
| - Gashebel | Leerlauf |
| - Vergaservorwärmung | EIN (hinten) |
| - Flügelklappe | UP |
| - Geschwindigkeit | 117 kts / 217 km/h |

4.4.11 LANDEANFLUG

- | | |
|--------------------------------|-----------------------|
| 1. Geschwindigkeit | max.81 kts / 150 km/h |
| 2. Flügelklappen | T/O |
| 3. Trimmung | nach Bedarf |
| 4. Gashebel | nach Bedarf |
| 5. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 6. Vergaservorwärmung | EIN |
| 7. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 8. Flügelklappen | LANDING |
| 9. Anfluggeschwindigkeit | 60 kts / 110 km/h |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 17

WICHTIGER HINWEIS

Landescheinwerfer max. 10 % der Flugzeit, längstens jedoch 5 min eingeschalten lassen.

ANMERKUNG

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

4.4.12 DURCHSTARTEN

- | | |
|---------------------------|-------------------|
| 1. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 2. Gashebel | Vollgas |
| 3. Vergaservorwärmung | AUS |
| 4. Flügelklappen | T/O |
| 5. Fluggeschwindigkeit | 58 kts / 108 km/h |

4.4.13 NACH DER LANDUNG

- | | |
|-----------------------|----------|
| 1. Gashebel | Leerlauf |
| 2. Flügelklappen | UP |
| 3. Vergaservorwärmung | AUS |
| 4. Landescheinwerfer | AUS |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 18

4.4.14 ABSTELLEN DES MOTORS

- | | |
|--------------------------------|----------|
| 1. Gashebel | Leerlauf |
| 2. Parkbremse | setzen |
| 3. Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |
| 4. Avionikhauptschalter | AUS |
| 5. Zündschalter | OFF |
| 6. Batterie-/Hauptschalter | AUS |

ANMERKUNG

Bei Nachzündungen des Motors bei heißen Wetterlagen und Verwendung von MOGAS die Zündung wieder einschalten, den Choke ziehen und nach ca. 3 Sekunden Zündung erneut ausschalten.

4.4.15 NACHFLUGKONTROLLE

- | | |
|--------|---------------------|
| 1. ELT | Prüfen ob aktiviert |
|--------|---------------------|

4.4.16 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.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 19

ABSCHNITT 5

LEISTUNGEN

	Seite
5.1 EINFÜHRUNG	5-2
5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME	5-3
5.3 LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME	5-3
Bild 5.1: Fahrtmesserkorrektur	5-3
Bild 5.2: Tabelle zur Leistungseinstellung	5-4
Bild 5.3: Druckhöhe - Dichtehöhe	5-6
Bild 5.4: Überziegeschwindigkeiten	5-7
Bild 5.5: Windkomponenten	5-8
Bild 5.6: Startstrecke	5-9
Bild 5.7: Steigleistung/Betriebshöhe	5-11
Bild 5.9: Reiseflug (wahre Fluggeschwindigkeit)	5-13
Bild 5.10: Maximale Flugdauer	5-14
Bild 5.11: Steigleistung beim Durchstarten	5-15
Landestrecken	5-16

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 1

5.1 EINFÜHRUNG

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

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

Es ist zu beachten, daß die Leistungsangaben in den Diagrammen für Reichweite und Flugdauer eine Kraftstoffreserve von 30 Minuten für die jeweils angegebene Reiseleistung einschließen. Die Werte für den Kraftstoffdurchfluß im Reiseflug basieren auf der Einstellung von Propellerdrehzahl und Ansaugdruck. Einige unbestimmbare Variablen wie der Betriebszustand des Triebwerks oder Turbulenz können Änderungen der Reichweite und Flugdauer bewirken. Deshalb ist es wichtig, bei der Berechnung der für den jeweiligen Flug erforderlichen Kraftstoffmenge alle verfügbaren Informationen auszuwerten.

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 2

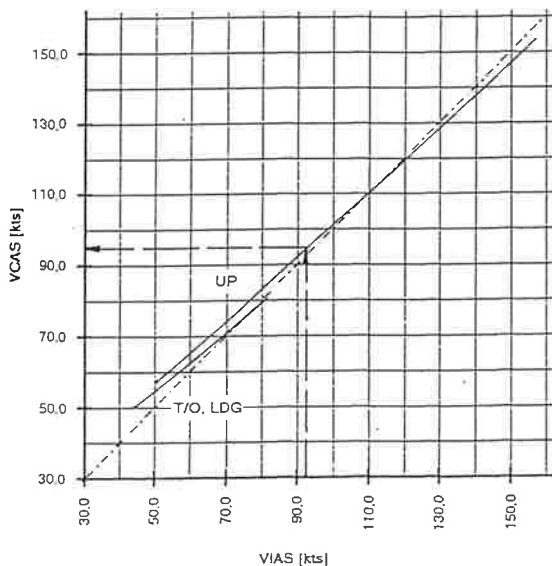
5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

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 der Leistungswerte für den geplanten Flug mit der erforderlichen Genauigkeit bestimmt werden können.

5.3. LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

Bild 5.1: Fahrtmesserkorrektur



Beispiel: IAS = 93 kts. entspricht CAS = 95 kts.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 3

Bild 5.2: Tabelle zur Leistungseinstellung

Druckhöhe		Stand. Temp.	Motorleistung in % der maximalen Dauerleistung								
			55%			65%			75%		
			RPM	MP	FF	RPM	MP	FF	RPM	MP	FF
[ft.]	[m]	[°C]	*100	inHg	l/h	*100	inHg	l/h	*100	inHg	l/h
0	0	15	19	24,7	13,6	20	25,7	15,6	21	27,0	18,0
2000	600	11	19	24,0	14,4	20	24,7	16,0	22	25,7	18,4
4000	1200	7	19	23,3	15,6	21	23,3	16,8	22,6	24,3	19,6
6000	1800	3	20	22,0	16,8	22	22,7	19,6	22,6	23,3	23,2
8000	2400	-1	21	21,0	18,0	22	21,7	21,2	22,6	22,0 ^x	23,6 ^x
10000	3000	-5	22	19,7	19,2	22,6	20,3 ^x	22,4 ^x			
12000	3600	-8	22,6	18,0 ^x	20,4 ^x						

Druckhöhe		Stand. Temp.	Motorleistung in % der maximalen Dauerleistung								
			85%			95%			105%		
			RPM	MP	FF	RPM	MP	FF	RPM	MP	FF
[ft.]	[m]	[°C]	*100	inHg	l/h	*100	inHg	l/h	*100	inHg	l/h
0	0	15	22,6	27,7	22,0	22,6	28,3	26,0	23,8	29,7 ^x	30,0 ^x
2000	600	11	22,6	26,7	22,4	22,6	27,7 ^x	26,8 ^x			
4000	1200	7	22,6	25,7 ^x	25,2 ^x						

Mit ^x gekennzeichnete Wertangaben dienen zur Ermittlung von Zwischenwerten; Werte können in dieser Flughöhe eventuell nicht mehr vollständig erreicht werden.

Korrektur der Tabelle bei Abweichung von der Standardtemperatur:

- Bei ISA +15°C verringern sich die Leistungswerte um etwa 5% der maximalen Dauerleistung. Die Verbrauchswerte verringern sich um etwa 3%.
- Bei ISA -15°C erhöhen sich die Leistungswerte um etwa 5% der maximalen Dauerleistung. Die Verbrauchswerte erhöhen sich um etwa 3%.

BITTE ANMERKUNG AUF NÄCHSTER SEITE BEACHTEN!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 4

ANMERKUNG

Die Tabelle gibt jene Kombination von Drehzahl und Ansaugdruck an, die bei gewünschter Leistung und Flughöhe den geringsten Kraftstoffverbrauch ergibt.

Allgemein wird empfohlen, für einen schnellen Reiseflug die Drehzahl auf 2200 RPM einzustellen und den Ansaugdruck um mindestens 0,7 inHg unter den in Reiseflughöhe maximal möglichen zu reduzieren. Der Kraftstoffverbrauch verringert sich dadurch wesentlich, die Reisegeschwindigkeit wird fast nicht beeinträchtigt.

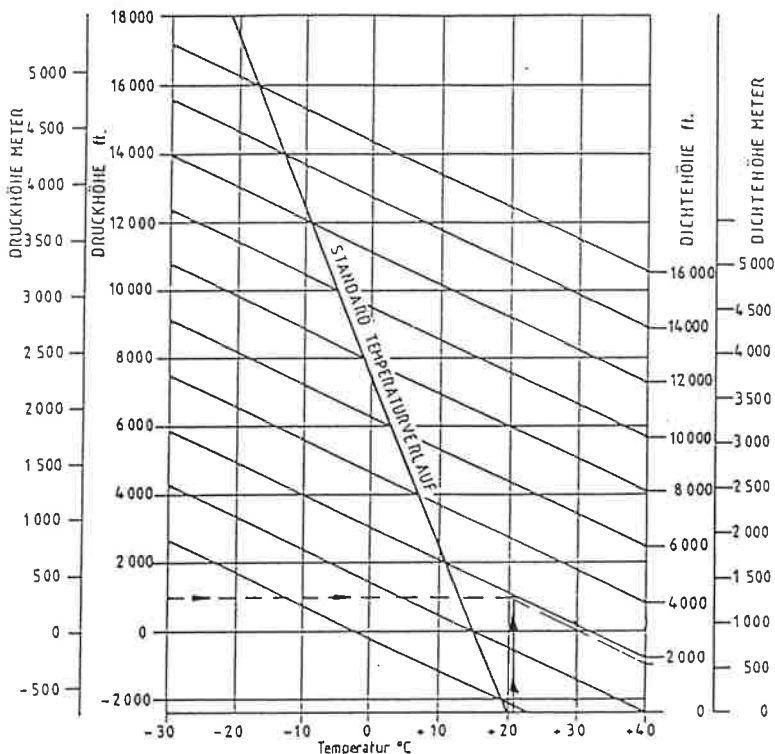
Für sparsamen Reiseflug wird empfohlen, die Drehzahl auf 2100 bis 1900 RPM einzustellen und den Ansaugdruck um 1 bis 2 inHg unter den in Reiseflughöhe maximal möglichen zu reduzieren.

Um den Triebwerksverschleiß gering zu halten, werden Dauerdrehzahlen unter 1700 RPM nicht empfohlen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 5

Bild 5.3: 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.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 6

Bild 5.4.: Überziehgeschwindigkeiten

Konfiguration:

 Leerlauf, vorderste Schwerpunktlage, max. Fluggewicht
 (dies ist die ungünstigste Konfiguration)

Überziehgeschwindigkeiten in km/h

Flügel - klappen	Schräglage							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
UP	79	92	85	99	94	109	112	130
T/O	72	83	77	89	85	98	102	117
LAND	70	81	75	87	83	96	99	115

Überziehgeschwindigkeiten in kts

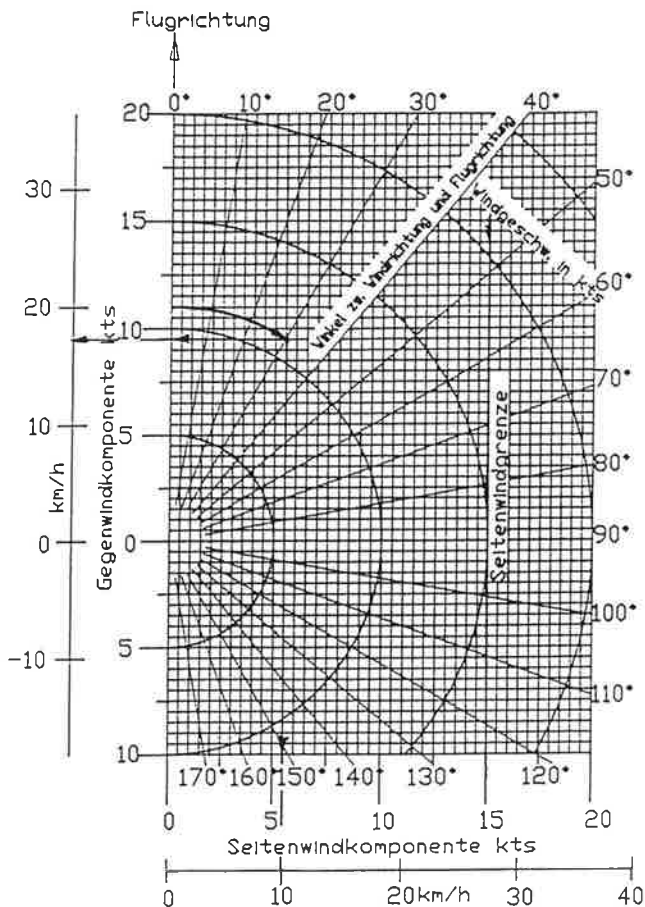
Flügel - klappen	Schräglage							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
UP	43	50	46	53	51	59	60	70
T/O	39	45	42	48	46	53	55	63
LAND	38	44	41	47	45	52	54	62

Dok. Nr. 4.01.20	Ausgabe 17 Mar 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 5 - 7
---------------------	------------------------	----------	-------	-------	----------------

Bild 5.5: Windkomponenten

Demonstrierte Seitenwindkomponenten:

15 kts (27 km/h)



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 8

TEMPORÄRE REVISION
TR-MÄM-20-249
Graspisten

Diese temporäre Revision TR-MÄM-20-249 ist mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-249 genehmigt.

Die angeführten Betriebsgrenzen und Informationen ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene im Flughandbuch.

BETROFFENE KAPITEL:**Bild 5.6: Startstrecke**

Die Anmerkung wird wie folgt berichtigt:

ANMERKUNG

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

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: 25 % Verlängerung der Startrollstrecke;.

Auf nassen, weichen Graspisten mit einer Grashöhe von mehr als 10 cm kann sich die Startrollstrecke um bis zu 40 % verlängern.

Die oben genannten Prozentangaben sind konservativ.
Die gestrichelte Linie im obigen Diagramm-Bereich "Windkomponente" ist bei Rückenwind zu verwenden.

Landestrecken

Die Anmerkung wird wie folgt berichtigt:

ANMERKUNG

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

Für Landungen auf Graspisten mit trockenem, kurzgeschnittenem Gras müssen die nachfolgenden Korrekturen im Vergleich zur Landung auf 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: 25 % Verlängerung der Landerollstrecke.

Auf nassen, weichen Graspisten mit einer Grashöhe von mehr als 10 cm kann sich die Landerollstrecke um bis zu 40 % verlängern.

Die oben genannten Prozentangaben sind konservativ.

TEMPORÄRE REVISION

TR-MÄM-20-258

Startstrecke

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-20-258 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 20-258 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DV20-Flughandbuchs gültig, bis diese Temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

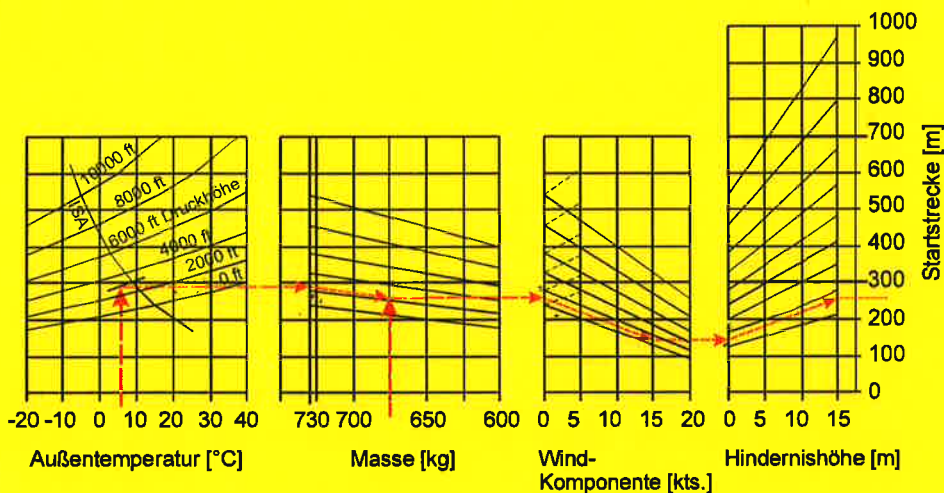
Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch enthalten sind.

Die technischen Informationen in diesen Unterlagen wurden auf Basis des Privilegs gemäß DOA Nr. EASA.21J.052 genehmigt.

BETROFFENE KAPITEL:

ABSCHNITT 5

LEISTUNGEN

Bild 5.6: Startstrecke**Bild und Beispiel werden ersetzt durch:**

Beispiel:

- Druckhöhe: 3000 ft
- Außentemperatur: 6 °C
- Flugmasse: 675 kg
- Wind: 15 kts

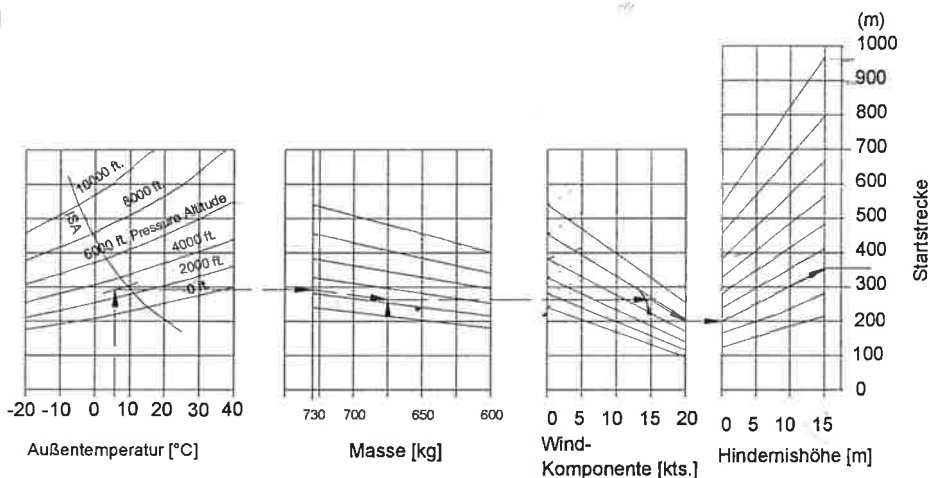
Ergebnis:

- Rollstrecke: 150 m
- Startstrecke über 15 m: 270 m

Bild 5.6: Startstrecke

Bedingungen:

- maximale Startleistung
- Abhebegeschwindigkeit ■ 57 kts. / 65 mph / 105 km/h IAS
- ebene Startbahn, Asphaltbelag
- Flügelklappen in Startstellung (T/O)



Beispiel: - Druckhöhe: 3000 ft.
 - Außentemperatur: 6° C
 - Flugmasse: 675 kg
 - Wind: 15 kts.

Ergebnis: - Rollstrecke: 200 m
 - Startstrecke über 15 m: 350 m

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 9

ANMERKUNG

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß) können die Startstrecke erheblich verlängern. Für Starts von trockenen, kurzgeschnittenen Graspisten ist gegenüber Hartbelagpisten mit einer Verlängerung der Startrollstrecke um 25 % zu rechnen. Auf weichen Graspisten mit Grashöhen von mehr als 10 cm können die Startrollstrecken sogar über 40 % länger werden. Die gestrichelte Linie im obigen Diagramm-Bereich "Windkomponente" ist bei Rückenwind zu verwenden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 10

Betroffene Kapitel:

5.3 LEISTUNGSTABELLEN UND DIAGRAMME

Bild 5.7: Steigleistung/Betriebshöhe

Folgende ANMERKUNG wird nach dem Diagramm und dem Beispiel eingefügt:

ANMERKUNG

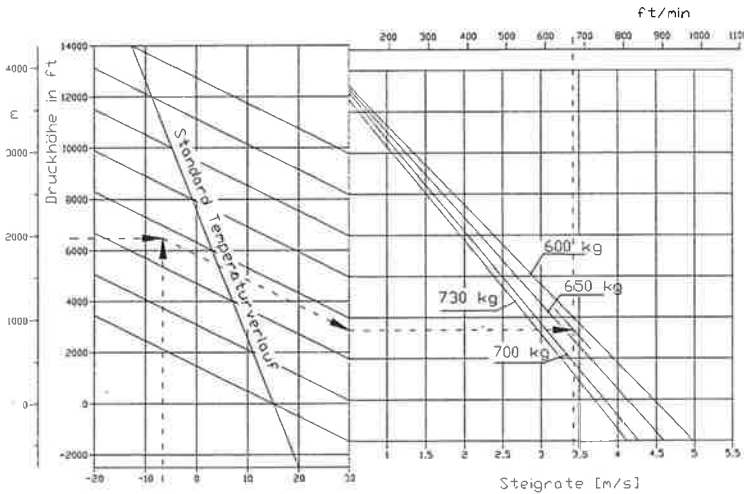
Die Steigrate in Startkonfiguration und mit Startleistung und v_y beträgt 4,61 m/s (907 ft/min) in MSL und unter ISA-Bedingungen.

Bild 5.7: Steigleistung/Betriebshöhe

maximale nachgewiesene Betriebshöhe :

siehe 2.11

Geschwindigkeit für beste Steigrate (Klappen T/O):

 $v_y = 65 \text{ kts} / 75 \text{ mph} / 120 \text{ km/h}$


Beispiel: Druckhöhe: 6400 ft

Ergebnis: Steigleistung: 3,35 m/s

Außentemperatur OAT: -7 °C

Flugmasse: 630 kg

WICHTIGER HINWEIS

Bei Betrieb ohne Radverkleidung vermindert sich die Steigleistung um ca. 3%.

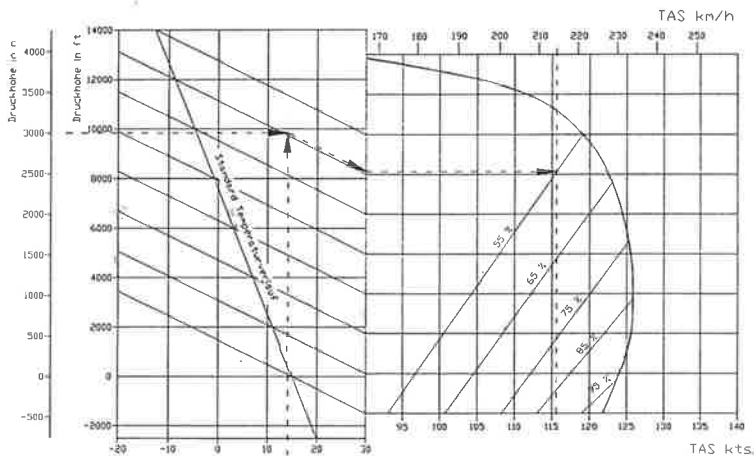
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 11

BEWUSST FREIGELASSEN

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 12

Bild 5.9: Reiseflug (wahre Fluggeschwindigkeit)

Diagramm zur Ermittlung der wahren Fluggeschwindigkeit TAS bei gesetzter Leistung.


 Beispiel: Druckhöhe 3000 m
 Temperatur + 14°C
 55 % gesetzte Leistung

 Ergebnis: wahre Fluggeschwindigkeit:
 TAS 116 kts (215 km/h)

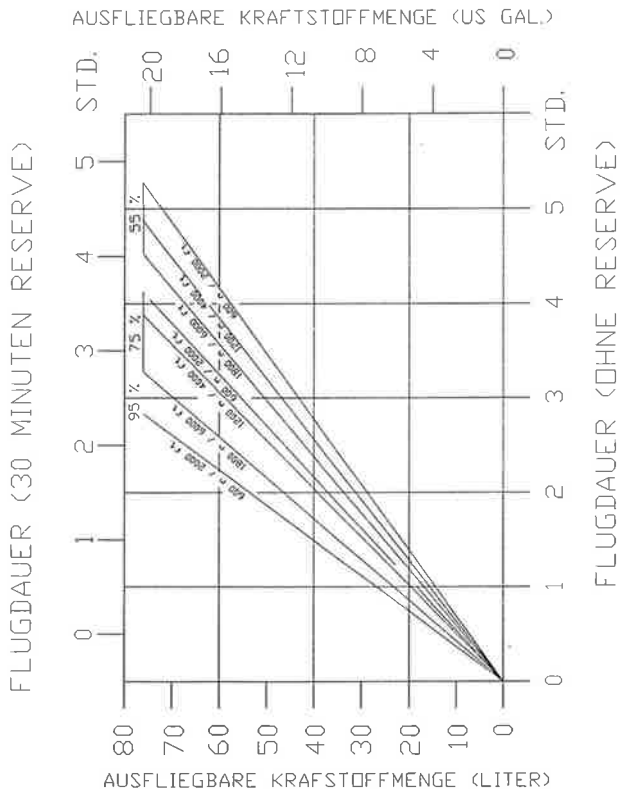
WICHTIGER HINWEIS

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 13

Bild 5.10: Maximale Flugdauer

Diagramm zur Bestimmung der maximalen Flugdauer in Abhängigkeit der Treibstoffmenge



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 14

Bild 5.11: Steigleistung beim Durchstarten

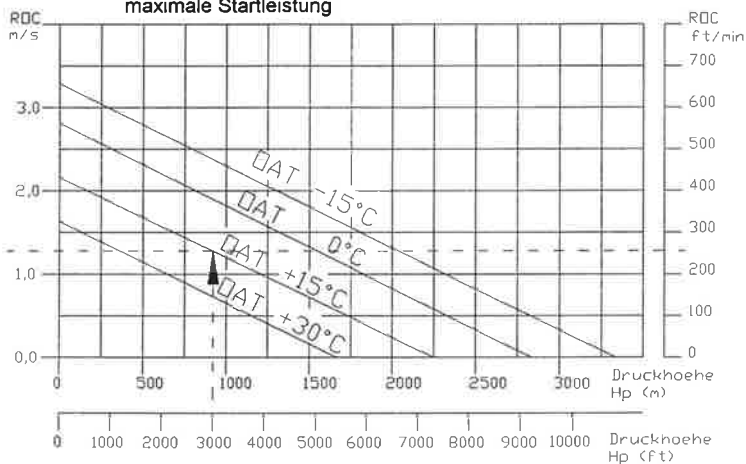
 Bedingungen: $v = 108 \text{ km/h}$,

Flügelklappen auf Landstellung (LDG)

Flugmasse 730 kg

vorderste Schwerpunktlage

maximale Startleistung



Beispiel: Druckhöhe 3000 ft

Außentemperatur +15°C

Ergebnis: Steigleistung beim Durchstarten: 270 ft/min (1,3 m/s)

WICHTIGER HINWEIS

Bei Betrieb ohne Radverkleidung vermindert sich die Steigleistung um ca. 3 %.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 15

Landestrecken

Bedingungen:

- Leerlauf
- Höchstmasse
- Drehzahl: maximal
- Anfluggeschwindigkeit 59 kts / 110 km/h
- ebene Landebahn, Asphaltbelag
- Flügelklappen in Landstellung
- Standardsetting, MSL

Landestrecke über ein 50 ft. (15 m) hohes Hindernis ca. 454 m

Landerollstrecke ca. 228 m

Pro 2500 ft zusätzliche Höhe über MSL sind 10% der Landestrecke zu addieren.

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 16

ABSCHNITT 6

MASSE UND SCHWERPUNKT

	Seite
6.1 EINFÜHRUNG	6-2
6.2 FLUGZEUGWÄGUNG	6-3
6.3 MASSEN - UND SCHWERPUNKTBERICHT	6-6
6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE	6-8
BELADUNGSDIAGRAMM	6-9
ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH UND	
ZULÄSSIGES FLUGMASSENMENT	6-10
BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES	6-11
6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE	6-12

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 1

6.1 EINFÜHRUNG

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

Für die Einhaltung der zulässigen Beladungs- und Schwerpunktgrenzwerte ist der Pilot verantwortlich. Dabei ist auch die Schwerpunktwanderung durch den Kraftstoffverbrauch zu berücksichtigen. Die zulässigen Schwerpunktlagen im Flug sind in Abschnitt 2 festgelegt.

In diesem Abschnitt sind die Prozedur für die Wägung des Flugzeuges, die Berechnungsmethode zur Ermittlung der Leermassenschwerpunktlage, sowie Verfahren zur Bestimmung der aktuellen Flugmassenschwerpunktlage aufgeführt. Darüberhinaus ist hier eine umfassende Liste mit der für dieses Flugzeug verfügbaren Ausrüstung enthalten. Die bei der Wägung des Flugzeuges eingebaute Ausrüstung kann daraus entnommen werden.

Vor Auslieferung eines Flugzeuges werden die Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage ermittelt und in einem Wägebericht (siehe Bild 6.1) eingetragen.

ANMERKUNG

Bei Ausrüstungsänderungen sind die neue Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage durch Rechnung oder Wägung zu ermitteln. Nach Reparaturen, Neulackierung oder spätestens 5 Jahre nach der letzten Wägung sind die Leermasse und Leermassenschwerpunktlage durch Wägung neu zu ermitteln. Masse, Leermassenschwerpunktlage und Leermassenmoment sind von einer befugten Person im Massen- und Schwerpunktbericht zu bescheinigen.

Die folgenden Seiten dienen als Formblätter zur Benutzung bei der Flugzeugwägung und der Berechnung der Leermassenschwerpunktlage und der Zuladung.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 2

6.2 FLUGZEUGWÄGUNG

Wägungszustand:

- Ausrüstung entsprechend dem Ausrüstungsverzeichnis
- Mit Bremsflüssigkeit, Schmierstoff (3 l), Kühlmittel (2,5 l) und
- nicht ausliegbarem Kraftstoff (2 l).

Zur Ermittlung der Leermassenschwerpunktlage wird das Flugzeug in o.a. Zustand mit den Hauptfahrwerksrädern und dem Bugrad auf jeweils eine Waage gestellt. Dabei ist die Rumpflängsachse wie auf der Skizze auf dem Wägebericht-Formblatt Seite 6-4 ersichtlich horizontal auszurichten. In dieser Lage wird von der Vorderkante des Tragflügels an der Wurzelrippe auf den Boden gelotet. Durch diesen Punkt verläuft die Bezugsebene BE. Von der Bezugsebene aus werden die Abstände x_1 , x_{2li} (links) und x_{2re} (rechts) zu den Radachsen gemessen und in den Wägebericht eingetragen. Die Leermasse errechnet sich als Summe der Einzelwerte G_1 , G_{2li} (links) und G_{2re} (rechts).

Aus der Formel

$$x_L = \frac{G_{2li} * x_{2li} + G_{2re} * x_{2re} - G_1 * x_1}{G_L} \quad \blacksquare \text{ [mm hinter BE]}$$

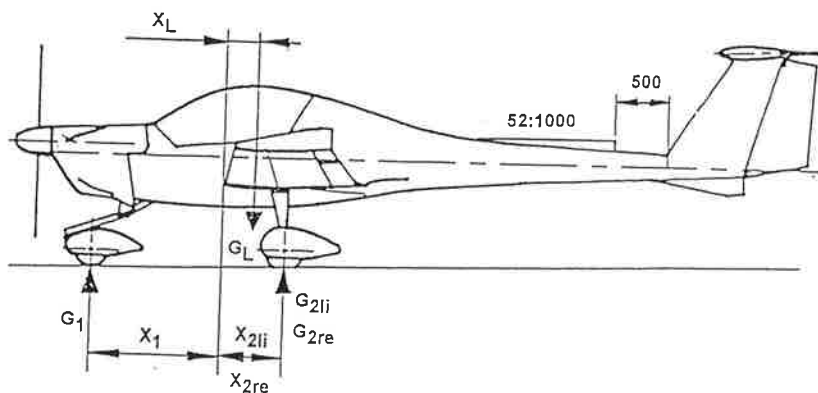
ergibt sich die Lage des Leermassenschwerpunkts hinter der BE.

Die wichtigsten Hebelarme, angegeben in [m] hinter BE (= Flügel Nase bei Wurzelrippe):

- Piloten : 0,143
- 79 l - Tank : 0,824
- Gepäck : 0,824

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 3

Skizze für Schwerpunktwägung



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 4

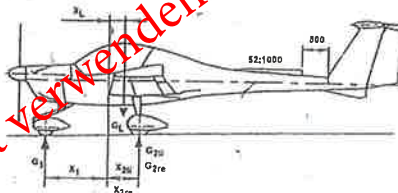
Weighing Report

Model: DV 20 S/N: 20.081Registration: OE-CDV

Data in accordance with TCDS respectively Flight Manual

Reason for Weighing: 6000hrs InspectionReference Datum : Leading edge of wing at root ribHorizontal reference line: Wedge 52:1000, 500 mm (19.69 in.) forward of rudder fin!

Weighing and empty mass(weight) CG

Equipment list - dated: 20.12.2019Weighing Conditions: Including Brake Fluid,
Lubricant, Coolant and
Unusable Fuel (1.5 kg /3.31 lbs)

Support	Gross [kg] ([lbs])	Tare [kg] ([lbs])	Net Mass [kg] ([lbs])	Lever Arm [m] ([in])
Front G ₁			<u>80,6</u>	<u>X₁ = 1,127</u>
Rear G _{2li}			<u>209,5</u>	<u>X_{2li} = 0,592</u>
Rear G _{2re}			<u>218</u>	<u>X_{2re} = 0,592</u>
Empty Mass(Weight) G ₁ = <u>508,1</u> kg (lbs)				

CG Position for Empty Mass (Weight): $\frac{124,02 + 129,06 - 90,84}{508,1} = \frac{162,24}{508,1} = \underline{\underline{0,319}}$ Empty-Mass(Weight)-Moment: $M_L = G_L \cdot X_L = \underline{508,1} \cdot \underline{0,319} = \underline{162,23} \text{ kg}^*\text{m}$

Maximum Permissible Useful Load:

Maximum Mass (Weight) [kg] ([lbs])	<u>730,0</u>
Empty Mass (Weight) [kg] ([lbs])	<u>508,1</u>
Max useful Load [kg] ([lbs])	<u>221,9</u>

Data to be entered into the Flight Manual: see page 6 - 6

Empty Mass (Weight) [kg] ([lbs])	Empty- Mass-Moment [kg*m] ([in*lbs])
<u>508,1</u>	<u>162,23</u>

Place / Date <u>LOAN, 10.03.2021</u>	A.M.E.'s Stamp 	A.M.E.'s Signature 
---	---	---

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 zu verwenden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 6

Bild 6.2: Massen- und Schwerpunktbericht

(Fortlaufender Bericht über Änderungen der Struktur oder Ausrüstung)

[illegible]

6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE

Die nachfolgenden Angaben sollen es Ihnen ermöglichen, Ihre DV 20 innerhalb der vorgeschriebenen Massen- und Schwerpunktgrenzen zu betreiben. Zur Berechnung der Flugmasse und der Schwerpunktlage sind die Diagramme

Bild 6.3: "Beladungsdiagramm",

Bild 6.4: "Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment" und

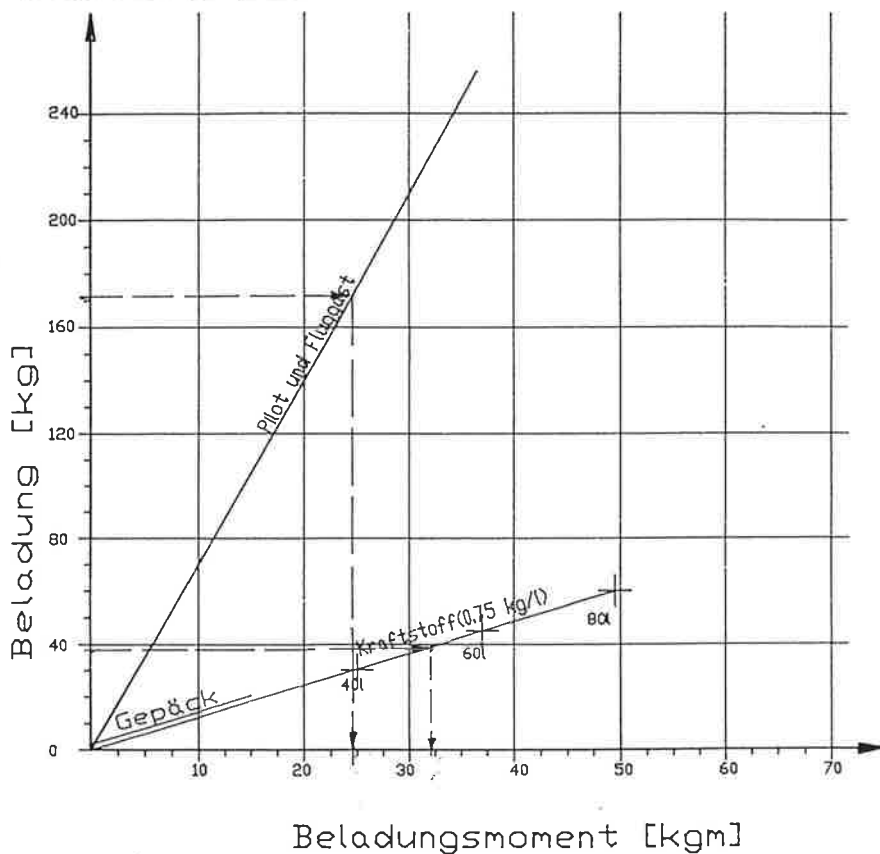
Bild 6.5: "Berechnung des Beladezustandes"

wie folgt zu verwenden:

1. Die Leermasse und das Leermassenmoment Ihres Flugzeugs dem Massen- und Schwerpunktbericht entnehmen und in die entsprechenden mit "Ihre DV 20" überschriebenen Spalten des Bildes 6.5 "Berechnung des Beladezustandes" eintragen.
2. Mit Hilfe des Beladungsdiagramms (Bild 6.3) das Moment für jedes Teil der Zuladung bestimmen und diese Momente in die zugehörige Spalte in Bild 6.5 eintragen.
3. Die Massen und Momente der jeweiligen Spalten addieren (Pkt. 4 bzw. 6 in Bild 6.5) und die Summen im Bild 6.4 "Zulässiges Flugmassenmoment" eintragen um zu prüfen, ob Sie im zulässigen Bereich bzw. Beladezustand liegen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 8

Bild 6.3: Beladungsdiagramm



Beispiel: Pilot und Fluggast: 172 kg

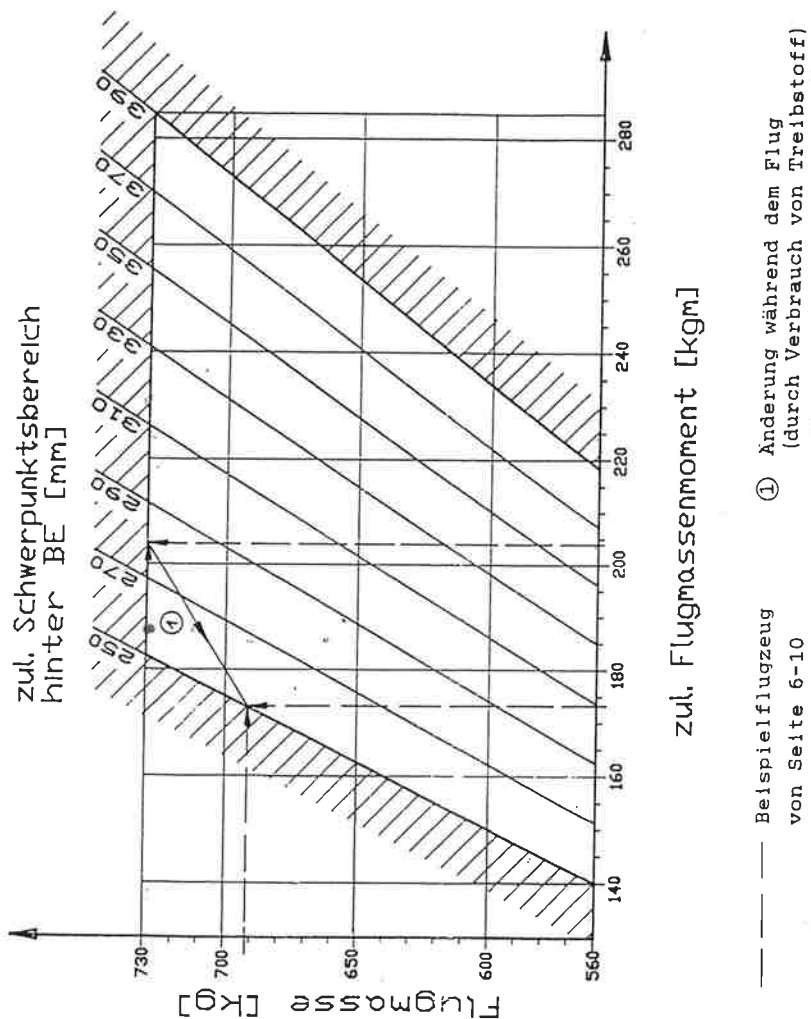
Treibstoff (0,75 kg/l): 38 kg

Ergebnis: Beladungsmoment Pilot und Fluggast: 24,6 kgm

Beladungsmoment Treibstoff: 32 kgm

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 9

Bild 6.4: Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 10

Bild 6.5: Berechnung des Beladezustandes

BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES	DV 20 (Beispiel)		Ihre DV 20	
	Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1. Leermasse (dem Massen- und Schwerpunktbericht zu entnehmen)	520	148,404		
2. Pilot und Fluggast Hebelarm: 0,143 m	172	24,596		
3. Gepäck Hebelarm: 0,824 m				
4. Gesamtmasse und Gesamtmoment bei leergeflogenen Kraftstofftank (Summe von 1.-3.)	692	173,000		
5. mitgeführter ausfliegbarer Kraftstoff (0,75 kg/l) Hebelarm: 0,824 m	38	31,996		
6. Gesamtmasse und Gesamtmoment bei gefülltem Kraftstofftank (Summe 4. und 5.)	730	204,996		
7. Die gefundenen Werte für die Gesamtmasse (692 bzw. 730 kg) und das Gesamtmoment (173,00 bzw. 205,00 kgm) im Schwerpunktbereich-Diagramm aufsuchen. Da sie in den zulässigen Bereich fallen, ist der Beladezustand erlaubt.				

Dok. Nr. 4.01.20	Ausgabe 17 Mar 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 6 - 11
---------------------	------------------------	----------	-------	-------	-----------------

6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS

Folgendes wird zur Ausrüstungsliste hinzugefügt:

Alle mit dieser Änderungsmitteilung zugelassenen Ausrüstungsteile für die DV 20-100 sind in der folgenden Ausrüstungsliste eingetragen, die Gruppierung orientiert sich am ATA-100 Schema.

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.

6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE

Im folgenden Ausrüstungsverzeichnis sind die Ausrüstungsteile des Flugzeugs übersichtlich aufgelistet. Alle in Ihrem Flugzeug eingebauten Teile sind in der entsprechenden Spalte gekennzeichnet.

Die vorliegende Ausrüstungsliste enthält folgende Angaben:

- die laufende Nummer bestehend aus einer Buchstabenkennung für die Zugehörigkeitsgruppe und einer fortlaufenden Nummerierung.

Es bedeuten:

- A Avionik
- E Elektrik
- I Instrumente
- T Triebwerk
- Z Zelle, Fahrwerk

- In den Spalten "Masse" und "Hebel" sind die Massen und die Hebelarme der Ausrüstungsteile aufgeführt. Diese beziehen sich, wenn nicht gesondert vermerkt, auf jeweils ein Ausrüstungsteil (z.B. bei den ACL-Gebern: jeder Geber hat eine Masse von 0,43 kg).

ANMERKUNG

Wird eine Zusatzausrüstung egebaut, so muß diese in Übereinstimmung mit den Angaben im Wartungshandbuch erfolgen. Die Spalten "Massen" und "Hebelarm" geben die Masse und die Schwerpunktlage des Ausrüstungsteils zur Bezugsebene an. Positive Werte sind Entfernungen hinter der Bezugsebene, negative Hebelarme ergeben sich für Entfernungen vor der Bezugsebene.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 12

Betroffene Kapitel:**6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS**

Folgendes wird zur Ausrüstungsliste hinzugefügt:

- Alle mit dieser Änderungsmitteilung zugelassenen Ausrüstungsteile für die DV 20-100 sind in der folgenden Ausrüstungsliste eingetragen, die Gruppierung orientiert sich am ATA-100 Schema.

ANMERKUNG

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

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilnr.	Hersteller	S/N	eingebaut
COMMUNICATION / NAVIGATION					
COM/NAV	SL 30	430-6040-303	Garmin		

DV 20 FHB



Temporäre Revision
D20-3110-00-00 &
Externer Generator &
Ausrüstung für NVFR

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
AVIONICS COOLING					
Avionics cooling fan	Cyclon 21-3 Port	CRB6457	Lone Star Aviation		
ELECTRICAL POWER					
Low voltage monitor		D20-2401-11-00	Diamond Aircraft		
External generator		887251	Rotax		
EQUIPMENT					
ELT unit	ME 406	453-6603	Artex		
ELT remote unit		452-6505	Artex		
ELT antenna		110-773	Artex		
ELT buzzer		452-6505	Artex		
FLIGHTS CONTROLS					
Flaps control unit (inst. panel)		DA40.500510	Knutz		
Flaps control circuit board		DA40.500520	Knutz		
INDICATING / REC. SYSTEM					
Digital chronometer with OAT	M803		Davtron		
LIGHTS					
Landing light		820-9033-40-01	Diamond Aircraft		
Lighting control module		WM-LCM001	White Wire		
Glareshield lamp		22-3310-10-01	Diamond Aircraft		
Glareshield lamp inverter		APVL-314-4-1-L-5QF	FTG		
COMMUNICATION / NAVIGATION					
Altimeter inHg/mbar, primary		5934PD-3	United Instr.		
Altimeter inHg/mbar, secondary		5934PD-3	United Instr.		
Directional gyro		505-0031-927	L-3 Communications		
Directional gyro		505-0031-902	L-3 Communications		
Altitude indicator	4300	4300-311	Mid Continent		
Turn coordinator		1394T100-(3Z)	Mid Continent		
Transponder	GTX 328	011-01684-00	Garmin		
Transponder antenna	KA 61	071-00221-0010	Bendix/King		
Altitude digitizer	SAE5-35	305154-00	Sandia Aerospace		
NAV antenna coupler	CI507		Comant		
NAV/COM/GPS	GNS 430	40505	Garmin		
CDI, VOR/LOC/GS	GI 106A	013-00049-01	Garmin		

Dok. Nr. 4.01.20

TR-OÄM-20-244b&
20-245b&20-267a

30-Jan-2013

Seite 6 - 12b

DV 20 FHB



Temporäre Revision
D20-3110-00-00 &
Externer Generator &
Ausrüstung für NVFR

Flugzeug-Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
GPS antenna	GA 56	011-00134-00	Garmin		
Intercomm	PM1000 II	11922	PS Engineering		
Magnetic compass		C2400L4P-14V	Airpath		
ENGINE INDICATING					
RPM indicator		SL1010-12009-N00	Superior Labs		

Doc. No. 4.01.20

TR-OÄM-20-244b&
20-245b&20-267a

30-Jan-2013

Seite 6 - 12c

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.: DE-CDV		
		Datum: 08.05.03			
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
A 1	COM Transceiver Becker, AR3201(.)			0,90	-0,420
A 2	COM Transceiver Bendix/King, KY97A			1,27	-0,420
A 3	COM Antenna Dittel, F100057		X	0,21	+4,350
A 4	NAV/COM Transceiver Bendix/King, KX125 Garmin GNC 255A	218017974 3983	X	4,89 7,80	-0,420
A 5	NAV/COMM Transceiver Bendix/King, KX155			2,24	-0,420
A 6	NAV Receiver Becker, NR3301-(2)			0,85	-0,420
A 7	NAV Indicator Becker, IN3360			0,45	-0,390
A 8	NAV Indicator Becker, IN3300			0,80	-0,390
A 9	NAV Indicator Bendix/King, KI203			0,68	-0,390
A 10	NAV Indicator Bendix/King, KI204			0,68	-0,390
A 11	NAV Indicator Bendix/King, KI207			0,59	-0,390
A 12	NAV Indicator Bendix/King, KI208		X	0,46	-0,390
A 13	NAV Antenna Becker, 1A050		X	0,17	+4,760
A 14	Encoding Altimeter United, 5035P2-P27			0,73	-0,420
A 15	Transponder Garrecht VT-2000	0201001657	X	1,36 0,95	-0,420
A 16	Transponder Becker, ATC2000			1,20	-0,420
A 17	Transponder Becker, ATC2000-(2)-R			1,20	-0,620
A 18	Transponder Controller Becker, CU2000-(2)			0,26	-0,420
A 19	Transponder Antenna Bendix/King, KA60		X	0,09	+0,400
A 20	DME Bendix/King, KN62A			1,08	-0,420



Dok. Nr. 4.01.20	Ausgabe 17 Mar 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 6 - 13
---------------------	------------------------	----------	-------	-------	-----------------

[illegible]

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 14

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.: <i>OE-CDV</i>		
				Datum: <i>08.05.03</i>	
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
E 1	Batterie Banner, 53030, 12V/30Ah		X	7,90	-0,748
E 2	Unterspan.warnleuchte RCA 33-2013		X	0,25	-0,590
E 3	ACL mit Pos.Licht, Whelen, A 600, links und rechts		X	0,22	+1,000
E 4	ACL Geber Whelen, A 490,T,DF-14		X	0,43	+0,570
E 5	Position Light Whelen, A 675, links und rechts			0,15	+1,000
E 6	Landescheinwerfer HOAC 16035		X	0,23	-1,480
E 7	Cockpit Speaker HOAC 16003		X	0,37	+0,580
E 8	Boom Microphone Becker, 1 PM 004			0,34	+0,530
E 9	Boom Microphone Comunica Boommic			0,20	+0,530
E 10	Hand Microphone Telex, TRA 100		X	0,17	-0,300
E 11	Headset, dynamic mic HOAC 16118 links und rechts			0,42	+0,143
E 12	Headset, standard mic HOAC 16107 links und rechts			0,44	+0,143
E 13	Lande klappenmotor HOAC 15770		X	1,50	+0,120
E 14	Lande klappensteuerung HOAC 15771	<i>105</i>	X	0,35	-0,390
E 15	Intercom voice activated, nat AA 80-001			0,28	-0,390
E 16	Intercom, voice activated, PS Engineering PM 501		X	0,21	-0,390

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 15

6.5. AUSRÜSTUNGLISTE*Die Lfd. Nr. 16 wird geändert:*

Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
16	Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde: Kühlwassertemperaturanzeige TC1-9031-10-01_01			0,14	-0,390
	Wenn MÄM 20-405 NICHT umgesetzt wurde: Zyl.kopftemp.anzeige HOAC 16160			0,14	-0,390

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.: <i>OE-CDV</i>		
			Datum: <i>08.05.03</i>		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
I 1	Amperemeter, gedämpft HOAC 16154			0,08	-0,390
I 2	Ansaugdruckmesser UMA Inc., 7-100-10	<i>A6564</i>	<i>X</i>	0,13	-0,390
I 3	Öldruckanzeige HOAC 161505		<i>X</i>	0,14	-0,390
I 4	Öltemperaturanzeige HOAC 161615		<i>X</i>	0,14	-0,390
I 5	Kraftstoffvorratsanzeige HOAC 16159		<i>X</i>	0,09	-0,390
I 6	Zyl.kopftemp.anzeige HOAC 161605		<i>X</i>	0,14	-0,390
I 7	Drehzahlmesser HOAC 162990		<i>X</i>	0,38	-0,390
I 8	Altimeter United, 5934 AM-3	<i>8J528</i>	<i>X</i>	0,39	-0,390
I 8A	Altimeter United, 5934 PA-3			0,39	-0,390
I 9	Airspeed Indicator United, 8000	<i>155496</i>	<i>X</i>	0,30	-0,390
I 10	Emergency Compass Airpath, C2300		<i>X</i>	0,29	-0,005
I 11	Vertical Speed Indic. United, 7000	<i>5F 268</i>	<i>X</i>	0,35	-0,390
I 12	Turn and Slip Indic. 2" United, 9500			0,56	-0,390
I 13	Turn and Slip Indic. 2" United, 9501			0,56	-0,390
I 14	Turn Coordinator United, 9000			0,77	-0,390
I 15	Turn Coordinator Elec.Gyro C., 1394T100-7Z			0,47	-0,390
I 16	Turn and Slip Indic. Elec.Gyro C., 1234T100-7ATZ			0,47	-0,390
I 17	Turn and Bank Indic. AIM, TS400-1A			0,77	-0,390
I 18	Turn and Bank Indic. R.C.Allen, RCA82-11			0,57	-0,390

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 16

Betroffene Kapitel:
6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS
Folgendes wird hinzugefügt::

Alle mit dieser Änderungsmitteilung zugelassenen Ausrüstungsteile für die DV 20-100 sind in der folgenden Ausrüstungsliste eingetragen, die Gruppierung orientiert sich am ATA-100 Schema.

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.

Folgendes wird zur Ausrüstungsliste hinzugefügt:

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	Inst'd
COMMUNICATION / NAVIGATION					
NAV/COM/GPS	GNS 430 W	011-01060-00	Garmin		
GPS antenna	GA 35	013-00235-00	Garmin		

Betroffene Kapitel:
6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS

Falls noch nicht erfolgt, wird Folgendes hinzugefügt::

- | Alle mit dieser Änderungsmitteilung zugelassenen Ausrüstungsteile für die DV 20-100
 | sind in der folgenden Ausrüstungsliste eingetragen, die Gruppierung orientiert sich am
 | ATA-100 Schema.

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.

Folgendes wird zur Ausrüstungsliste hinzugefügt:

Airplane Serial No.:		Registration:		Date:	
Description	Type	Part No.	Manufacturer	S/N	Inst'd
ENGINE OIL					
Oil pressure indicator		TC1-9079-30-01	Diamond Aircraft		

Betroffene Kapitel:**6.5 AUSRÜSTUNGLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS**

Folgendes wird zur Ausrüstungsliste hinzugefügt:

Alle mit dieser Änderungsmitteilung zugelassenen Ausrüstungsteile für die DV 20-100 sind in der folgenden Ausrüstungsliste eingetragen, die Gruppierung orientiert sich am ATA-100 Schema.

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.

DV 20 FHB



Temporäre Revision

mt-Governor

P-850-12

Flugzeug - Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
ENGINE					
Governor	P-850-12		mt-propeller		

Betroffene Kapitel:**6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE UND AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS**

Folgendes wird zur Ausrüstungsliste hinzugefügt:

Alle mit dieser Änderungsmitteilung zugelassenen Ausrüstungsteile für die DV 20-100 sind in der folgenden Ausrüstungsliste eingetragen, die Gruppierung orientiert sich am ATA-100 Schema.

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.

DV 20 FHB



Temporäre Revision

Neue Sitzgurte

Schroth

Flugzeug - Werknummer:		Kennzeichen:		Datum:	
Beschreibung	Type	Teilenr.	Hersteller	S/N	eingebaut
AUSRÜSTUNG					
Sicherheitsgurt Pilot		4-01-660201	Schroth		
Sicherheitsgurt Copilot		4-01-670201	Schroth		

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.: <u>OE-CDV</u>		Datum: <u>08.05.03</u>	
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]	
119	Directional Gyro R.C.Allen, RCA15AK-2	94A003	X	1,11	-0,390	
120	Directional Gyro AIM, 205-1A			1,36	-0,390	
121	Attitude Gyro R.C.Allen, RCA26AK-4	95H130	X	1,10	-0,390	
122	Attitude Gyro AIM, 305-2A			1,13	-0,390	
123	Emergency Locator Trans. Pointer, 3000	358294	X	0,96	+1,400	
124	Emergency Locator Antenna Pointer, 3007			0,05	+1,500	
125	Accelerometer Bendix, BM-470			0,30	-0,390	
126	Betriebsstundenzähler Hobbs 85000			0,08	-0,390	
127	Außenthermometer HOAC 16158			0,05	-0,390	
123	ELT ACK E-04	07638	X	9894	7,400	
119	Dual Garmin G5	401 43Q07402 451 43Q07478 610293 50L007405	X X X	—	—	
20	USB-Charging Port					



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 17

CHAPTER 6 - MASS (WEIGHT) AND BALANCE / EQUIPMENT LIST

6.5 EQUIPMENT LIST

The following item is added to the equipment list:

Equipment List		Airplane Serial No.:		Registr.:	
				Date:	
Seq. No.:	Part Description, Manufacturer, Type	Serial No.:	Inst.	Mass [kg] (lbs)	Arm [m] (in)
Z 18	Fire Extinguisher AMEREX 337TS				+ 0.660 (+ 25.98)

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.: <u>08-CDV</u>		
			Datum: <u>08.05.03</u>		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
T 1	Motor, Rotax 912 S3, trocken; mit elektr. Anlasser, Vergaser, internem Generator, Zündanlage und Ölbehälter	<u>9,564.230</u> <u>4,023.923</u> <u>4,923.250</u>	<u>X</u>	61,0	-1,186
T 2	Propeller Regler Woodward, A210786	<u>1142787A</u>	<u>X</u>	1,40	-1,250
T 3	Propeller, Hoffmann HO-V352F/170FQ oder HO-V352F/C170FQ mit Spinner	<u>11484A/K/E</u> <u>11101A</u> <u>11095A</u>	<u>X</u>	10,50	-1,680
T 4	Propeller Regler Woodward, A210786A			1,40	-1,250
AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.:		
			Datum:		



AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.: <i>02-CDV</i>		
			Datum: <i>08.05.03</i>		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
Z 1	Staurohr HOAC 16450		<i>X</i>	0,22	+0,400
Z 4	Radverkleidung hinten links: HOAC 13532 rechts: HOAC 13530		<i>X</i>	1,20	+0,700
Z 5	Radverkleidung vorne HOAC 13534		<i>X</i>	1,20	-1,139
Z 6	Gepäcknetz HOAC 12881		<i>X</i>	0,30	+0,700
Z 7	Bauchgurt links: autoflug 12B-47 rechts: autoflug 12D-47	<i>3278</i> <i>3284</i>	<i>X</i>	1,20	+0,250
Z 8	Schultergurt links: autoflug 12B-26 rechts: autoflug 12B-26	<i>3332</i> <i>3340/3315</i>	<i>X</i>	0,80	+0,400
Z 9	Sitzkissen, Standard links: HOAC 18102 rechts: HOAC 18101		<i>X</i>	1,70	+0,143
Z 10	Sitzkissen, Leder links: HOAC 18170 rechts: HOAC 18160			2,70	+0,143
Z 11	Verbandskasten HOAC 18027		<i>X</i>	0,90	+0,950
Z 12	Feuerlöscher HOAC 18025	<i>94/1582</i>	<i>X</i>	2,10	+0,660
Z 13	Sonnenschutz HOAC			0,20	+0,500
Z 14	Flügelanklappmechanismus HOAC			Neu- wägung	erforder- lich
Z 15	Nackenstützen, Stoff, HOAC 18130			0,370	+0,580

*removed
23/10/25
JP*

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 19

ABSCHNITT 6 - MASSE UND SCHWERPUNKT**6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE**

Folgender Punkt wird zur Ausrüstungsliste hinzugefügt:

AUSRÜSTUNGS- LISTE		Werk-Nr.:		Kennz.:	
				Datum:	
Lfd. Nr:	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.:	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
Z 17	Feuerlöscher AMEREX A620			1,02	+ 0,660
Z 18	Feuerlöscher AMEREX 337TS				+ 0,660



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 20

[absichtlich freigelassen]

ABSCHNITT 7

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

	Seite
7.1 EINFÜHRUNG	7-2
7.2 FLUGWERK	7-2
7.3 STEUERUNGSANLAGE	7-3
7.4 INSTRUMENTENBRETT	7-5
7.5 FAHRWERK	7-6
7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE	7-7
7.7 GEPÄCKRAUM	7-7
7.8 KABINENHAUBE	7-8
7.9 TRIEBWERK	7-8
7.10 KRAFTSTOFFANLAGE	7-11
7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE	7-14
7.12 STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM	7-16
7.13 ÜBERZIEHWARNUNG	7-17
7.14 AVIONIK	7-17

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 1

7.1 EINFÜHRUNG

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

Details über Zusatzeinrichtungen und -ausrüstungen finden sich in Abschnitt 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. Der Hauptsant ist ein CFK/GFK- Bauteil. Das GFK-Instrumentenbrett erlaubt die Ausrüstung des Flugzeuges mit Instrumenten bis zu einer Höchstmasse von 17 kg.

Flügel

Die GFK-Flügel sind in Halbschalen-Sandwichbauweise gefertigt und enthalten einen CFK-Holm. Die Querruder und Klappen bestehen aus CFK und sind mittels Alu-Beschlägen am Flügel befestigt. Die Flügel-Rumpfverbindung erfolgt durch je drei Bolzen.

Leitwerk

Seitenruder und Höhenleitwerk sind in Halbschalen-Sandwichbauweise hergestellt. In der Seitenflosse befindet sich die Sperrtopfantenne für das Funkgerät.

Flugwerk

Bei Flugzeugen mit optionalem Anklappmechanismus ist Kapitel 9, Ergänzung 1 zu beachten.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 2

7.3 STEUERUNGSANLAGE

Der Abschnitt "Klappen" wird ergänzt:

Klappen

Wenn OÄM 20-244 (Instrumentenbrett Version D20-3110-00-00) oder OÄM 20-267 (Ausrüstung für NVFR) installiert ist, wird der elektrische Klappenantrieb mit einem abschaltbaren Sicherungsautomaten (5 A) abgesichert, der sich links unten am Instrumentenbrett befindet.

Der Abschnitt "Klappenstellungsanzeige" wird geändert auf:

Klappenstellungsanzeige

Die Anzeige der aktuellen Klappenstellung erfolgt über drei Kontrolllampen neben dem Klappenbedienschalter. Leuchtet die obere Lampe (grün), befinden sich die Klappen in Reisestellung (UP); leuchtet die mittlere Lampe (gelb oder weiß), befinden sich die Klappen in Startstellung (T/O); leuchtet die untere Lampe (gelb oder weiß), befinden sich die Klappen in Landestellung. Leuchten zwei Lampen gleichzeitig, befinden sich die Klappen zwischen den angezeigten Stellungen. Dies ist nur während des Fahrens der Klappen der Fall.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM-20-244b& 20-245b&20-267a	30-Jan-2013	Seite 7 - 3a
------------------	------------------------------------	-------------	--------------

7.3 STEUERUNGSANLAGE

Die Betätigung der Querruder und des Höhenruders erfolgt durch Stoßstangen, das Seitenruder wird über Steuerseile angelenkt. Die Klappen haben drei Stellungen (Reise [UP], Start [T/O] und Landung [LDG]) und werden elektrisch betätigt. Der Schalter für die Klappen befindet sich am Instrumentenbrett. Die Klappensteuerung ist zusätzlich mit einer abschaltbaren Sicherung ausgerüstet. Höhenrunderkräfte können durch eine Trimmklappe am Höhenruder ausgeglichen werden.

Trimmung

Grüner Hebel auf der Mittelkonsole hinter der Triebwerksbetätigungseinheit. Durch Ziehen des federbelasteten Trimmhebels nach oben wird dieser entriegelt und kann dann in die gewünschte Position gebracht werden. Durch Loslassen des Hebels rastet dieser in der gewünschten Stellung ein.

Hebel vorne = kopflastig

Klappen

Die Landeklappen werden mit einem Elektromotor angetrieben. 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, verfahren sich die Landeklappen automatisch solange, bis sie die am Schalter vorgewählte Stellung erreicht haben. Die Stellungen Reise (ganz eingefahren) und Landung (ganz ausgefahren) sind außerdem zusätzlich durch eine Endabschaltung gegen Überfahren der Endpunkte gesichert. Die Klappenpositionsabfrage der Steuerung erfolgt mittels Nocke/Schalter am Antrieb. Aufgrund der besonderen Schaltung ist das System redundant. Der elektrische Klappenantrieb ist mittels eines eigenen abschaltbaren Sicherungsautomaten (3,5 A) abgesichert, der sich in der Sicherungsleiste ganz oben am Instrumentenbrett befindet.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 3

Klappenstellungsanzeige

Die Anzeige der aktuellen Klappenstellung erfolgt über drei Kontrollampen neben dem Klappenbedienschalter. Leuchtet die obere Lampe (grün), befinden sich die Klappen in Reisestellung (UP); leuchtet die mittlere Lampe (gelb), befinden sich die Klappen in Startstellung (T/O); leuchtet die untere Lampe (gelb), befinden sich die Klappen in Landestellung (LDG). Leuchten zwei Lampen gleichzeitig, befinden sich die Klappen zwischen den angezeigten Stellungen. Dies ist nur während des Fahrens der Fall.

Pedalverstellung**ANMERKUNG**

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

Durch Ziehen des schwarzen Griffes, der vor dem Steuerknüppel 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.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 4

7.4 INSTRUMENTENBRETT

Folgende Zeichnung werden hinzugefügt:

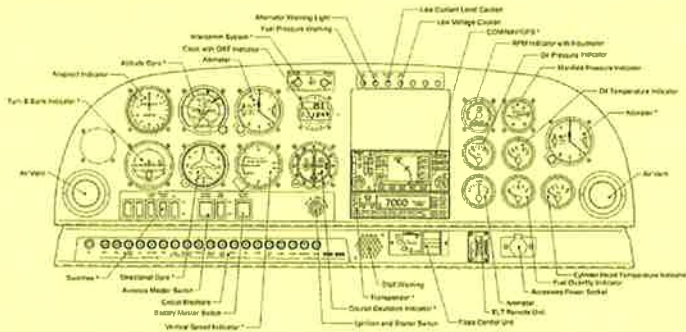


Abbildung 1: Instrumentenbrett wenn OÄM 20-244 installiert ist

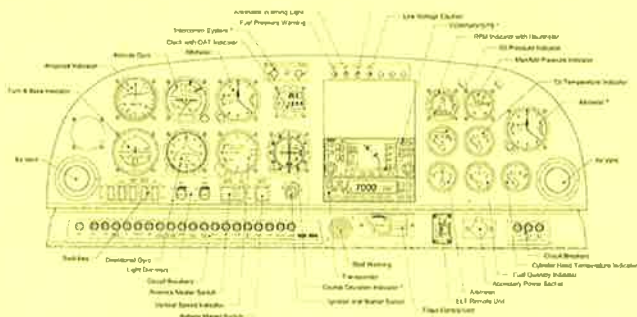
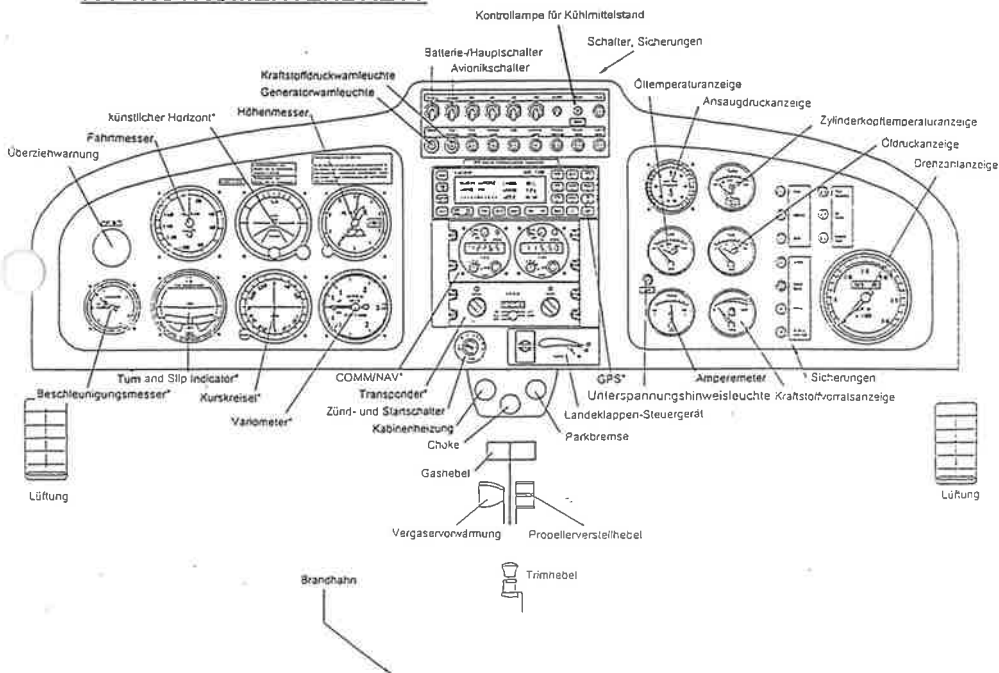


Abbildung 2: Instrumentenbrett wenn OÄM 20-267 installiert ist

7.4 INSTRUMENTENBRETT



(Die mit * gekennzeichneten Instrumente sind optional)

Flugüberwachungsinstrumente

Die Flugüberwachungsinstrumente sind im Armaturenbrett auf der Pilotenseite angeordnet.

Heizung

Der Zugknopf für die Betätigung der Heizung befindet sich an der Mittelkonsole unter dem Instrumentenbrett.

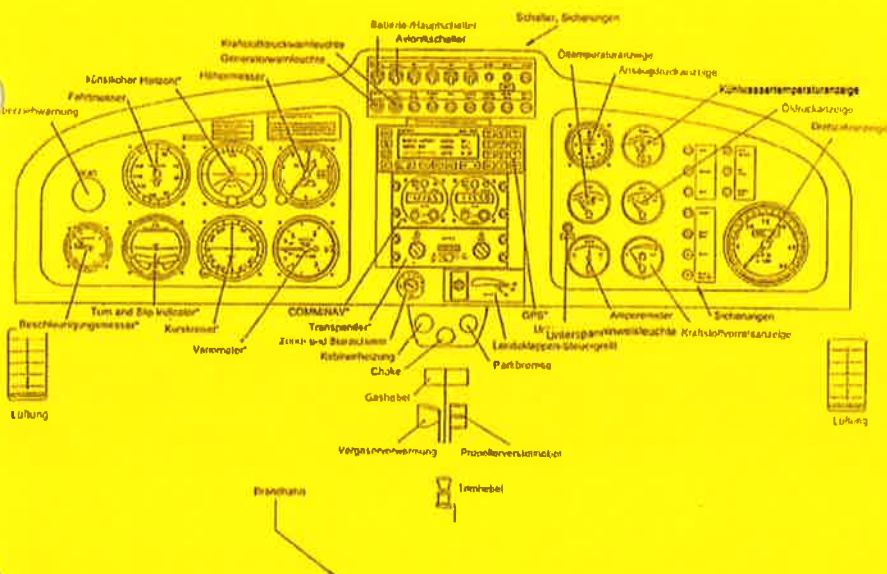
Zugknopf gezogen = Heizung ein

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 5

7.4. INSTRUMENTENBRETT

Die Zeichnung wird hinzugefügt:

Wenn MAM 20-405 umgesetzt wurde:



(Die mit * gekennzeichneten Instrumente sind optional)

7.5 FAHRWERK

Der erste Absatz wird wie folgt geändert:

- |** Das Fahrwerk besteht aus einem gefederten Hauptfahrwerk aus Stahlblättern (wenn OÄM 20-274 ausgeführt wurde: aus Aluminium) und einem ebenfalls gefederten, frei nachlaufenden Bugrad. Die Federung des Bugrads erfolgt durch ein Elastomer-Paket.

Cockpitbelüftung

Die Lüftung wird an der seitlichen schwenkbaren Lüftungsdüse geöffnet. Zusätzlich können die beiden Schiebefenster/Ausstellklappen der Kabinenhaube zur Belüftung geöffnet werden.

7.5 FAHRWERK

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

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

Radbremse

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

Parkbremse

Der Zugknopf sitzt an der Mittelkonsole vor der Trimmung und befindet sich bei ungebremsten Rädern in eingeschobener Stellung. Zur Betätigung der Parkbremse zieht man den Zugknopf bis zur Arretierung heraus. Durch mehrmaliges Betätigen der Fußspitzenpedale wird der nötige Bremsdruck aufgebaut, der dann bis zum Lösen der Parkbremse erhalten bleibt.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 6

7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE

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 ausgestattet. Statt der Polster können auch manuell ausgelöste Sitzschirme verwendet werden. Für automatisch ausgelöste Schirme ist es möglich, geeignete Befestigungsschlaufen an den A-Bolzen (unter den Sitzen) zu befestigen. Jeder Sitz ist mit vierteiligen Anschnallgurten versehen. Das Schließen der Gurte erfolgt durch Einstecken der Gurtenden in das Gurtschloß. Geöffnet werden die Gurte durch Drehen des Gurt-schlusses.

7.7 GEPÄCKRAUM

Der Gepäckraum befindet sich hinter der Sitzlehne über dem Kraftstofftank. Gepäckstücke sollten gleichmäßig über den Gepäckraum verteilt geladen werden. Die Gepäckstücke müssen gegen Herausfallen gesichert werden, wozu ein Netz zur Verfügung steht, welches entlang dem Haubenrahmen einzuhängen ist.

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Beladen des Gepäckraums ist zu prüfen, ob die Grenzen der Gepäck- und Sitzzuladung eingehalten werden. Auskunft gibt der Beladeplan.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 7

7.8 KABINENHAUBE

Der Inhalt des Abschnittes 7.8 wird durch das Folgende ersetzt:

Verriegelung

Die Kabinenhaube wird durch Ziehen an den schwarzen Griffen am Haubenrahmen geschlossen, danach wird sie durch die rechts und links am Rahmen angebrachten roten Hebel verriegelt.

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Anlassen des Motors muss die Kabinenhaube geschlossen und verriegelt sein. Die Verriegelungshebel müssen ganz nach vorne umgelegt werden.

Nach dem Anlassen des Motors muss die Kabinenhaube geschlossen und verriegelt sein und bleiben, bis der Motor wieder abgestellt ist.

Bei laufendem Motor ist es den Piloten und den Passagieren verboten, das Flugzeug zu besteigen oder zu verlassen.

Öffnen der Haube

Die Hebel sind zwecks schnellerer Haubenöffnung miteinander mechanisch gekoppelt, sodass durch Zurückziehen eines Hebels bis zum Anschlag auch der zweite geöffnet wird.

Durch Zurückziehen beider roter Hebel in die Mittelstellung bzw. eines Hebels bis zum Anschlag wird die Haube entriegelt. Zum Öffnen der Haube muss die Haubensicherung durch Drücken des Knopfes von außen bzw. Ziehen des Hakens an der Pilotenseite entsichert werden, dann kann die Haube mit Hilfe der schwarzen Griffe nach oben gedrückt werden.

7.8 KABINENHAUBE

Verriegelung

Die Kabinenhaube wird durch Ziehen an den schwarzen Griffen am Haubenrahmen geschlossen. Danach wird sie durch die rechts und links am Rahmen angebrachten roten Hebel verriegelt.

Die Hebel sind zwecks schnellerer Haubennotöffnung miteinander mechanisch gekoppelt, sodaß durch Zurückziehen eines Hebels bis zum Anschlag auch der zweite geöffnet wird.

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Anlassen des Motors muß die Kabinenhaube geschlossen und verriegelt sein. Die Verriegelungshebel müssen ganz nach vorne umgelegt werden.

7.9 TRIEBWERK

Motor

Flüssigkeitsgeköhlter Vierzylinder-Viertaktmotor in Boxeranordnung, Rotax 912 S3.

Propellerantrieb über integriertes Getriebe.

Hubraum: 1352 cm³

Höchstleistung (5 min): 73,5 kW / 100 PS bei 2385 RPM

Dauerleistung: 69 kW / 94 PS bei 2260 RPM

Weitere Angaben sind dem Motorbetriebshandbuch zu entnehmen.

Die Motorüberwachungsinstrumente befinden sich im Instrumentenbrett auf der Copilotenseite.

Der Zündungsschalter ist als Schlüsselschalter ausgeführt. Durch Rechtsdrehung bis zur Stellung BOTH wird die Zündung eingeschaltet. Durch weiteres Rechtsdrehen bis START (gegen Federdruck bis zum Anschlag) wird der Anlasser betätigt.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	7 - 8

Kühlsystem

Die Kühlung des ROTAX 912 S erfolgt durch flüssigkeitsgeköhlte Zylinderköpfe und stauluftgeköhlte Zylinder. Das Kühlsystem der Zylinderköpfe ist als geschlossener Kühlkreislauf mit einem Verteilerbehälter (Ausgleichsgefäß gemäß Rotax Motorhandbuch), mittig auf dem Motor positioniert, und einem Vorratsbehälter (Überlaufgefäß gem. Rotax) ausgeführt.

Der Vorratsbehälter ist zugänglich über das Handloch rechts in der oberen Cowling. Die Füllstandskontrolle erfolgt mittels Peilstab.

Der Verteilerbehälter ist mit einem Druckverschluß mit Überdruckventil verschlossen. Beim Erwärmen und Ausdehnen öffnet die Kühlflüssigkeit das Überdruckventil und kann über einen dünnen, drucklosen Schlauch in den Vorratsbehälter fließen. Beim Abkühlvorgang wird die Kühlflüssigkeit wieder zurück in den Kühlkreislauf gesaugt. (siehe auch 2.4.2 Kühlmittel)

Vergaservorwärmung, Gashebel, Propellerverstellhebel

Diese drei Funktionen sind in einer Betätigungseinheit auf der Mittelkonsole zusammengefaßt.

Vergaservorwärmung:

Kubischer Hebel,
Hebel hinten = Vorwärmung EIN,
Im Normalbetrieb ist die Vorwärmung AUS (Hebel vorne).

Gashebel:

Großer Hebel,
Hebel vorne = volle Leistung.

Propellerverstellhebel:

Schwarzer Sternhebel.
Hebel vorne = maximale Drehzahl. (Siehe auch Seite 7-10.)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 9

Choke:

Kleiner schwarzer Zugknopf am Instrumentenbrett (rückstellend),
Knopf gezogen = Choke EIN.

Propeller

Hydraulisch geregelter Zweiblatt Constant Speed Propeller, Fa. Hoffmann HO-V352F/170FQ
oder HO-V352F/C170FQ.

Regler

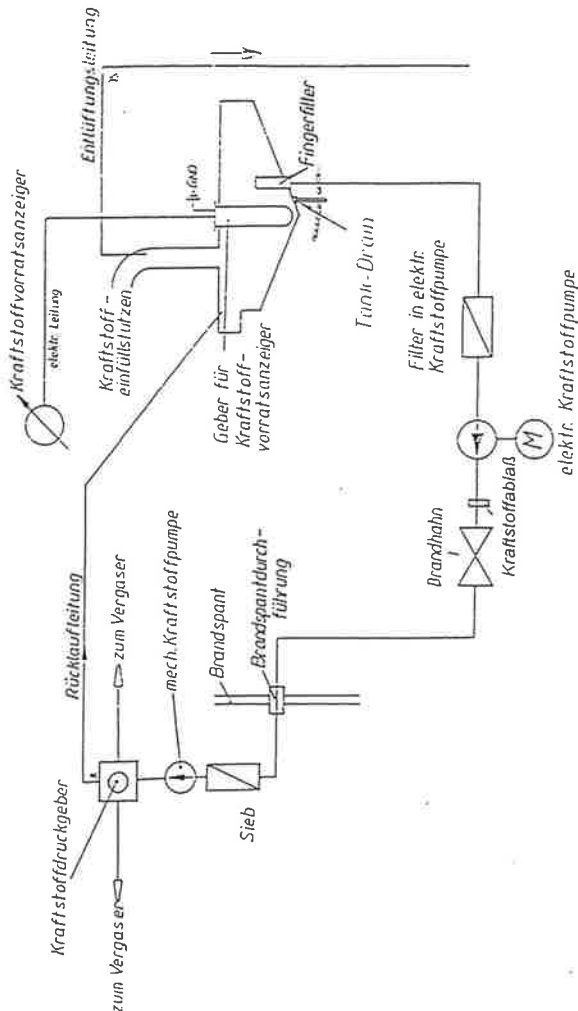
Woodward A 210786 oder Woodward A 210786A.

Propellerverstellung

Die Propellerverstellung erfolgt über den Propellerverstellhebel an der Mittelkonsole rechts neben dem Leistungshebel. Ziehen am Hebel bewirkt eine Reduktion der Drehzahl. Durch den Regler wird die eingestellte Drehzahl konstant gehalten, unabhängig von der Fluggeschwindigkeit und der Stellung des Leistungshebels. Reicht die am Leistungshebel eingestellte Motorleistung nicht aus, um die gewählte Drehzahl aufrechtzuerhalten, gehen die Propellerblätter auf die kleinstmögliche Steigung. Der Propellerregler ist an den Motor angeflanscht. Er wird direkt vom Motor angetrieben. Der Propellerreglerkreislauf ist ein Teil des Motorölkreislaufes. Bei Defekten im Regler- oder Ölsystem laufen die Blätter ebenfalls auf die kleinstmögliche Steigung.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 10

7.10 KRAFTSTOFFANLAGE



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 11

Beschreibung

Der Aluminiumtank befindet sich hinter der Rückenlehne unter dem Gepäckraum. Er faßt 79 Liter, davon sind 77 Liter ausfliegbar.

Der Tankeinfüllstutzen am linken Haubenbügel ist mit dem Tank durch einen Gummischlauch verbunden. Die Tankentlüftungsleitung führt vom Einfüllstutzen durch den Rumpfboden ins Freie.

In der Tankunterseite ist ein Fingerfilter eingebaut. Von dort gelangt der Kraftstoff über eine Schlauchleitung zur elektrischen Kraftstoffpumpe und von dort durch den Mitteltunnel zum Brandhahn. Vom Brandhahn führt eine flexible Leitung zum Brandspantdurchgang und weiter zur mechanischen Kraftstoffpumpe. Von dort gelangt der Treibstoff zum Kraftstoffkreuz und schließlich zu den Schwimmkammern der beiden Vergaser. Vom Kraftstoffkreuz führt eine Rücklaufleitung zum Tank. Ein Benzindruckgeber ist auf das Kreuz montiert. Sobald der Benzin- Überdruck unter 0,1 bar fällt, leuchtet die Kraftstoffdruckwarnleuchte auf.

Elektrische Kraftstoffpumpe

Die elektrische Kraftstoffpumpe ist nur als Notpumpe gedacht, die normalerweise nicht läuft. Sie wird beim Anlassen überprüft und wird bei Start und Landung zur Sicherheit eingeschaltet.

Brandhahn

Der Brandhahn befindet sich im linken Fußraum an der Mittelkonsole. In geöffneter Stellung weist er in Flugrichtung. Er ist durch einen Blechwinkel gegen unbeabsichtigtes Schließen gesichert.

WARNUNG

Der Brandhahn sollte nur bei Motorbrand oder bei Wartungsarbeiten am Kraftstoffsystem geschlossen werden. Der Blechwinkel ist nach dem Wiederöffnen unbedingt auf seine Sicherungsfunktion zu überprüfen. Die Gefahr der Inbetriebnahme des Flugzeuges mit geschlossenem Brandhahn (Motorausfall) ist sonst gegeben!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 12

Kraftstoffablaß

An der tiefsten Stelle des Kraftstoffsystems befindet sich der Anschluß für den Kraftstoffablaß. Er ist nach Öffnen des Handlochdeckels (in Rumpfbodenmitte) zu betätigen.

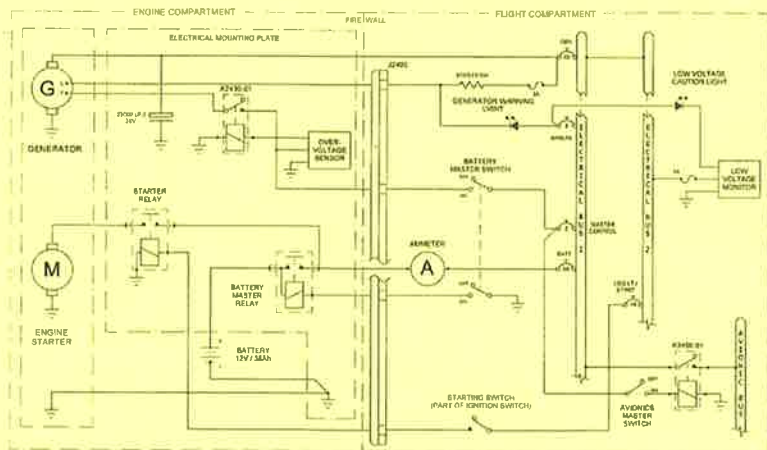
Tankdrain

Um den Kraftstoffsumpf im Tank zu drainen, ist mittels eines Drainbehälters das federbelastete Messingrohrstück des Drains durch Eindrücken zu aktivieren. Das Messingrohr steht ca. 30 mm aus der Schalenkontur heraus und befindet sich auf der linken Rumpfunterseite etwa auf Höhe des Tankeinfüllstutzens.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 13

7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE

Das folgende vereinfachte Schema wird hinzugefügt:



Der Abschnitt "Stromversorgung" wird wie folgt geändert:

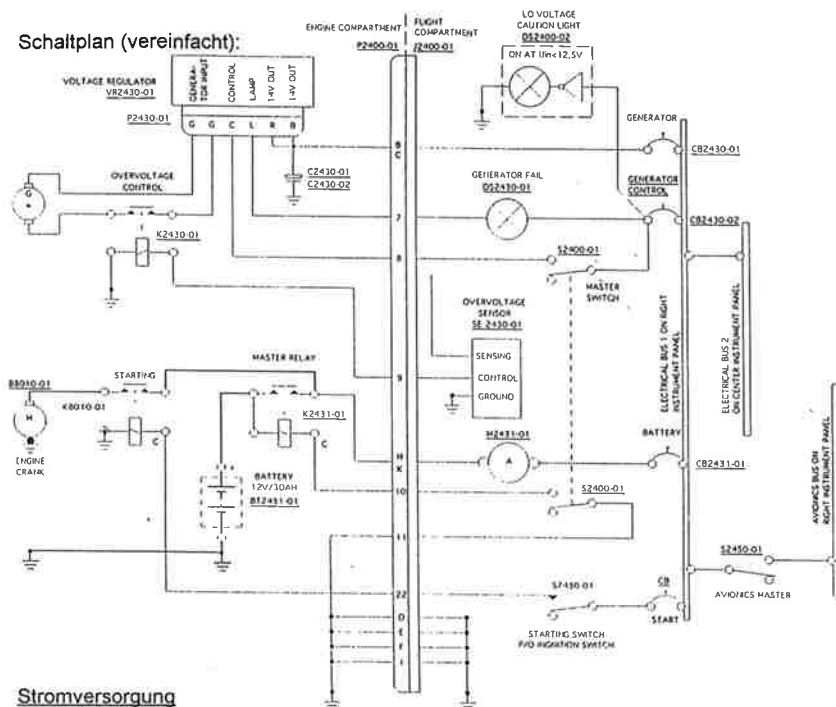
Stromversorgung

Über die Hauptsicherung (50 Ampère) ist die Batterie (12 Volt Bleiakku) mit dem Bordnetz verbunden. Der Generator ist entweder im Motor eingebaut oder extern montiert und lädt die Batterie über die Generatorsicherung (25 oder 50 Ampère). Beide Sicherungen können manuell geschaltet werden. Die Generatorwarnleuchte wird vom Regler versorgt und leuchtet auf, falls der Generator nicht lädt.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM-20-244b& 20-245b&20-267a	30-Jan-2013	Seite 7 - 14a
------------------	------------------------------------	-------------	---------------

7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE

Schaltplan (vereinfacht):



Stromversorgung

Über die Hauptsicherung (50 Ampère) ist die Batterie (12 Volt Bleiakku) mit dem Bordnetz verbunden. Der im Motor eingebaute Generator lädt die Batterie über die Generatorsicherung (25 Ampère). Die Generatorwarnleuchte wird vom Regler versorgt und leuchtet auf, falls der Generator nicht lädt.

Zündung

Die Magnetzündung ist vom übrigen Netz unabhängig und ist in Funktion, sobald der Motor läuft. Dies gewährleistet sicheren Motorbetrieb auch bei Stromausfall.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 14

Der WICHTIGE HINWEIS wird wie folgt geändert:

WICHTIGER HINWEIS

Der Landescheinwerfer darf nicht mehr als 6 min (jedoch im ununterbrochenen Dauerbetrieb nicht mehr als 5 min) und die Positionslichter nicht mehr als 30 min pro Betriebsstunde eingeschaltet werden, wenn der externe Generator (OÄM 20-245) nicht installiert ist. Bei Nichtbeachten dieser Einschränkung ist ein einwandfreier Ladezustand der Batterie und dadurch ein sicheres Anlassen des Motors nach dem Abstellen nicht mehr gewährleistet.

Der Abschnitt "Unterspannungshinweisleuchte" ist wie folgt zu ändern:

Unterspannungshinweisleuchte

Diese Hinweisleuchte spricht bei einer Unterschreitung der Bordspannung unter den Wert von 12,50 V (wenn die OÄM 20-244 oder OÄM 20-267 und OÄM 20-245 installiert sind bei einem Wert unter 12,75 V) an. Die Farbe ist gelb. Dadurch wird gekennzeichnet, daß dieser Zustand zu beachten ist und wieder normalisiert werden muß, aber kein unmittelbarer Handlungsbedarf besteht.

Dok. Nr. 4.01.20	TR-OÄM-20-244b& 20-245b&20-267a	30-Jan-2013	Seite 7 - 15a
------------------	------------------------------------	-------------	---------------

Elektrische Verbraucher

Die einzelnen Verbraucher (z.B. Funkgerät, Kraftstoffpumpe, Positionslichter, etc.) sind in Serie mit den jeweiligen Sicherungsautomaten geschaltet. Geräte, die keinen eingebauten Schalter haben, werden mit einem Kippschalter im Mittelteil des Instrumentenbretts bedient.

WICHTIGER HINWEIS

Der Landescheinwerfer darf nicht mehr als 6 min (jedoch im ununterbrochenen Dauerbetrieb nicht länger als 5 min) und die Positionslichter nicht mehr als 30 min pro Betriebsstunde eingeschaltet werden. Bei Nichtbeachten dieser Einschränkung ist ein einwandfreier Ladezustand der Batterie und dadurch ein sicheres Anlassen des Motors nach dem Abstellen nicht mehr gewährleistet.

Unterspannungshinweisleuchte

Diese Hinweisleuchte spricht bei einer Unterschreitung der Bordspannung unter den Wert 12,50 V an. Die Farbe ist gelb. Dadurch wird gekennzeichnet, daß dieser Zustand zu beachten ist und wieder normalisiert werden muß, aber kein unmittelbarer Handlungsbedarf besteht.

Generatorwarbleuchte

Die Generatorwarbleuchte (Farbe: Rot) spricht an bei:

- Generatorausfall
- Spannungsreglerausfall, sodaß Überspannung ins Bordnetz gespeist wird. In diesem Fall wird der Generator automatisch vom Netz getrennt. Bei beiden Vorkommnissen ist die einzige verbleibende Stromquelle die Batterie (30 Ah).

Amperemeter

Das Amperemeter zeigt an, mit welcher Stromstärke die Batterie geladen (positiver Bereich des Instruments) oder entladen (negativer Bereich) wird.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 15

Kraftstoffdruckwarnleuchte

Sobald der Benzin-Überdruck unter 0,1 bar fällt, schließt der Benzindruckschalter, und die Kraftstoffdruckwarnleuchte leuchtet auf.

Kontrollleuchte für Kühlmittelstand

Nach dem Einschalten des Hauptschalters leuchtet die Kontrolllampe für ca. 3 Sekunden auf und erlischt, wenn der Kühlmittelstand in Ordnung ist. Die Lampe ist defekt, wenn sie nach dem Einschalten des Hauptschalters gar nicht aufleuchtet.

Wenn die Kontrolllampe für den Kühlmittelstand nicht erlischt, ist der Kühlmittelstand im Verteilerbehälter zu überprüfen.

Anzeigeeinstrumente

Die Anzeigeeinstrumente für Temperaturen, Öldruck und Tankinhalt sind in Serie mit den jeweiligen Gebern geschaltet. Der elektrische Widerstand eines Gebers ändert sich mit der Meßgröße, wodurch sich die Spannung am Anzeigeeinstrument und in weiterer Folge der Zeigerausschlag verändert. Öldruckanzeige, Zylinderkopftemperaturanzeige und Kraftstoffdruckwarnleuchte werden zusammen über einen Sicherungsautomaten mit Spannung versorgt. Gleiches gilt für Öltemperatur- und Kraftstoffvorratsanzeige.

7.12 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 in dieser Leitung, welche von der Wurzelrippe her zugänglich sind.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 16

7.11. ELEKTRISCHE ANLAGE***Der Absatz wird hinzugefügt:***

Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde:

Anzeigeeinstrumente

Die Anzeigeeinstrumente für Temperaturen, Öldruck und Tankinhalt sind in Serie mit den jeweiligen Gebern geschaltet. Der elektrische Widerstand eines Gebers ändert sich mit der Messgröße, wodurch sich die Spannung am Anzeigeeinstrument und in weiterer Folge der Zeigerausschlag verändert. Öldruckanzeile, Kühlwassertemperaturanzeile und Kraftstoffdruckwarbleuchte werden zusammen über einen Sicherungsautomaten mit Spannung versorgt. Gleiches gilt für Öltemperatur- und Kraftstoffvorratsanzeile.

7.13 ÜBERZIEHWARNUNG

Das Unterschreiten einer Geschwindigkeit, die etwa der 1,1-fachen Überziehgeschwindigkeit entspricht, wird durch ein Horn signalisiert, das sich im Instrumentenpanel befindet. Das Horn wird umso lauter, je näher man der Überziehgeschwindigkeit kommt. Sog an einer Bohrung in der linken Tragflügelnase aktiviert das Horn über eine Schlauchleitung. Die Bohrung für die Überziehwarnung im linken Flügel ist durch einen roten Ring markiert.

7.14 AVIONIK

Im Mittelteil des Armaturenbretts befinden sich die Funk- und Navigationsgeräte. Am Steuerknüppel ist die Sendetaste für den Funk angebracht. Es gibt Anschlußmöglichkeiten für zwei Kopfhörer-Mikrophone in der Rückenlehne. Die Bedienung der Avionikgeräte ist den Handbüchern der jeweiligen Hersteller zu entnehmen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 17

[absichtlich freigelassen]

ABSCHNITT 8

HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

	Seite
8.1 EINFÜHRUNG	8-2
8.2 WARTUNGSINTERVALLE FÜR DAS FLUGZEUG	8-2
8.3 ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG	8-2
8.4 HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTTRANSPORT	
8.4.1 Rangieren am Boden	8-3
8.4.2 Parken	8-3
8.4.3 Verankern	8-3
8.4.5 Hochheben	8-4
8.4.6 Ausrichten	8-4
8.4.7 Straßentransport	8-5
8.5 REINIGUNG UND PFLEGE	
8.5.1 Lackoberflächen	8-6
8.5.2 Kabinenhaube	8-6
8.5.3 Propeller	8-7
8.5.4 Motor	8-7
8.5.5 Innenraum	8-7

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 1

8.1 EINFÜHRUNG

In Abschnitt 8 werden vom Hersteller Verfahren zur korrekten Handhabung am Boden sowie zur Pflege beschrieben. Darüberhinaus werden im Wartungshandbuch bestimmte Prüf- und Wartungsbestimmungen aufgezeigt die eingehalten werden müssen, wenn das Flugzeug die einem neuen Gerät entsprechende Leistung und Zuverlässigkeit erbringen soll. Es ist ratsam, einen Schmierplan einzuhalten und unter Zugrundelegung der besonderen klimatischen sowie sonstigen Betriebsbedingungen vorbeugende Wartungsmaßnahmen durchzuführen.

8.2 WARTUNGSINTERVALLE FÜR DAS FLUGZEUG

Wartungsintervalle sind alle 100 Stunden, alle 200 Stunden und alle 600 Stunden Flugzeit. Die jeweils erforderlichen Wartungsmaßnahmen sind dem Motorhandbuch oder dem Wartungshandbuch zu entnehmen.

8.3 ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG

Vor Änderungen am Flugzeug muß unbedingt die verantwortliche Luftfahrtbehörde kontaktiert werden um sicherzustellen, daß die Lufttüchtigkeit des Flugzeuges nicht beeinflußt wird. Reparaturen am Flugzeug dürfen nur wie im Wartungshandbuch beschrieben und nur von befugten Personen durchgeführt werden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 2

8.4 HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT

8.4.1 RANGIEREN AM BODEN

Wird vorwärts rangiert, läuft das Bugrad nach, gesteuert wird lediglich durch entsprechendes Ziehen an der Propellernabe. Zum Rückwärtsrangieren 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 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 un- vorhersehbaren Windverhältnissen ist das Flugzeug zusätzlich zu verankern oder zu hangarieren. Die Hangarierung ist zu empfehlen.

8.4.3 VERANKERN

Am Flugzeugheck ist die Kielflosse mit einer Bohrung versehen, die zum Verankern benutzt werden kann. An den Flügelenden können zum Verankern Einschraubösen (M8) angebracht werden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 3

8.4.5 HOCHHEBEN

Die DV 20 KATANA 100 kann an zwei Aufbockpunkten unter der rumpfseitigen Wurzelrippe und dem Hecksporn der Finne 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 DV 20 KATANA 100 auf der Stelle drehen. Nach Erreichen der richtigen Position läßt man das Bugrad wieder zu Boden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 4

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. Tragflügel:

Die Tragflügel 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.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 5

8.5 REINIGUNG UND PFLEGE

WICHTIGER HINWEIS

Starke Verschmutzung verschlechtert die Flugleistungen.

8.5.1 LACKOBERFLÄCHEN

Die gesamte Oberfläche des Motorflugzeugs ist mit witterungs- beständigem weißem Zweikomponentenlack lackiert. Trotzdem sollte das Flugzeug gegen Nässe und Feuchtigkeit geschützt werden. Ein längeres Abstellen im Freien ist auf jeden Fall zu vermeiden. Eindringenes Wasser ist durch trockenes Lagern und öfteres Wenden der abgerüsteten Bauteile zu entfernen.

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

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

8.5.2 KABINENHAUBE

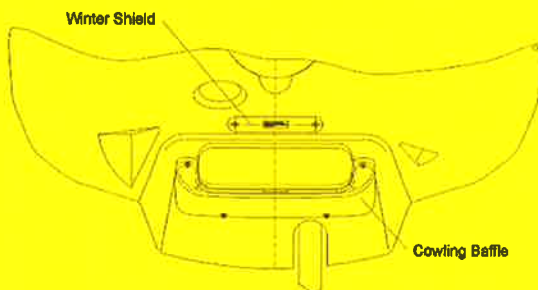
Das Reinigen der Plexiglashaube und der Fenster geschieht zweckmäßigerweise mit Plexiklar oder einem ähnlichen Reinigungsmittel für Plexiglas, notfalls mit lauwarmen Wasser. Zum Nachwischen nur reines weiches Rehlleder oder Handschuhstoff verwenden. Niemals trocken auf Plexiglas reiben.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 6

Der Folgende Absatz wird hinzugefügt:

8.6 WINTER SHIELD UND COWLING BAFFLE

Für den Betrieb des Flugzeugs bei kaltem Wetter ist ein Winter Shield (aus Metall) vorgesehen, das die Öffnung in der Cowling über dem Kühler verschließt. Zusätzlich muss das Cowling Baffle (aus FRP) entfernt werden. Beide Teile werden mit Camlocks an der Cowling fixiert. Für die Installation und die Demontage werden keine speziellen Werkzeuge benötigt.

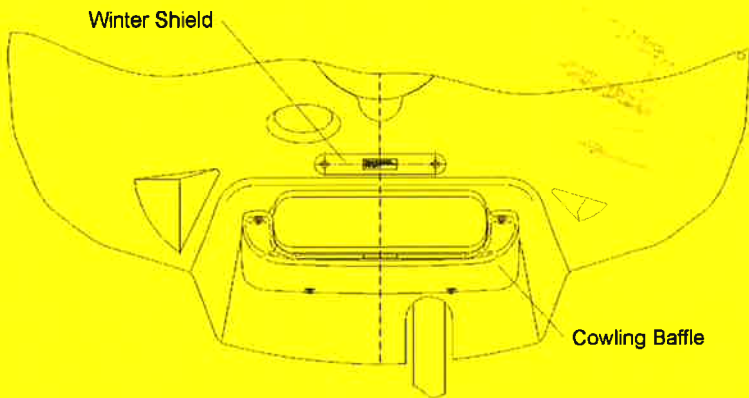


Vorderansicht der Cowling

Das Folgende wird hinzugefügt:

8.6 WINTER SHIELD UND COWLING BAFFLE

Für den Betrieb des Flugzeugs bei kaltem Wetter ist ein Winter Shield (aus Metall) vorgesehen, das die Öffnung in der Cowling über dem Kühler verschliesst. Zusätzlich muß das Cowling Baffle (aus FRP) entfernt werden. Beide Teile werden mit Camlocks an der Cowling fixiert. Für die Installation und die Demontage werden keine speziellen Werkzeuge benötigt.



Vorderansicht der Cowling

8.5.3 PROPELLER

Siehe Betriebs- und Einbauanweisung für den Propeller.

8.5.4 MOTOR

Siehe Angaben des Motorherstellers.

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.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 7

[absichtlich freigelassen]

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNGEN

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				9 - 1

9.1 ALLGEMEINES

Abschnitt 9 dieses Handbuchs enthält Informationen, die eine zusätzliche Ausrüstung (Optionen) der DV 20 KATANA 100 betreffen. Jede Ergänzung behandelt einen einzelnen Ausrüstungsgegenstand. Im Inhaltsverzeichnis dieses Abschnitts sind alle zugelassenen Ergänzungen aufgeführt.

Das Handbuch enthält jedoch nur die Ergänzungen, die die tatsächlich eingebaute Ausrüstung betreffen. Es ist darauf zu achten, daß stets alle Ergänzungen, die die tatsächlich eingebaute Ausrüstung betreffen, im Flughandbuch enthalten sind.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				9 - 2

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNGEN

9.2 VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN

Die folgende Zeile wird hinzugefügt:

Ergänzung Nr.	Titel	Seiten	Ausgabe	Änderung	ACG anerka nnt
O01	NVFR - Betrieb	23	1		

9.2 VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN

Ergänzung Nr.	Titel	Seiten	Aus- gabe	Änderung	ACG anerkannt
1	Anklappmechanismus für die Tragflächen	5	1		
2	ELT <i>E-04</i>	<i>3</i>	<i>1.8</i>		
3	Schleppgabel und Rudersperre	3	1		
K1	COMM Transceiver King, KY 97A	5	1		
K2	NAV/COMM King, KX 125	7	1		
K3	NAV/COMM King, KX 155	5	1		
K4	DME King, KN 62A	4	1		
K5	Transponder King, KT 76A	4	1		
K6	Intercomm-Anlage für Bendix-King Funksprechanlagen	3	1		
B1	COMM Transceiver Becker, AR3201-(.)	5	1		
B2	VOR/LOC Becker, NR3301-(2)	7	1		
B3	Transponder Becker, ATC 2000	5	1		

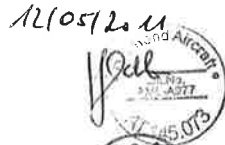
*E0168 Improved after Engine
Cooling System*

9.3 NACHTRÄGE

Derzeit sind keine Nachträge vorgesehen.

* *Transponder Mode S Garrecht, VT2000 6 1.2*
Charterware, CS23var-010715-01-ASM-01, Rev.01
ADI, HSI Garmin 65 190-01112-73 Rev.6

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Seite
4.01.20	17 Mar 1999			9 - 3



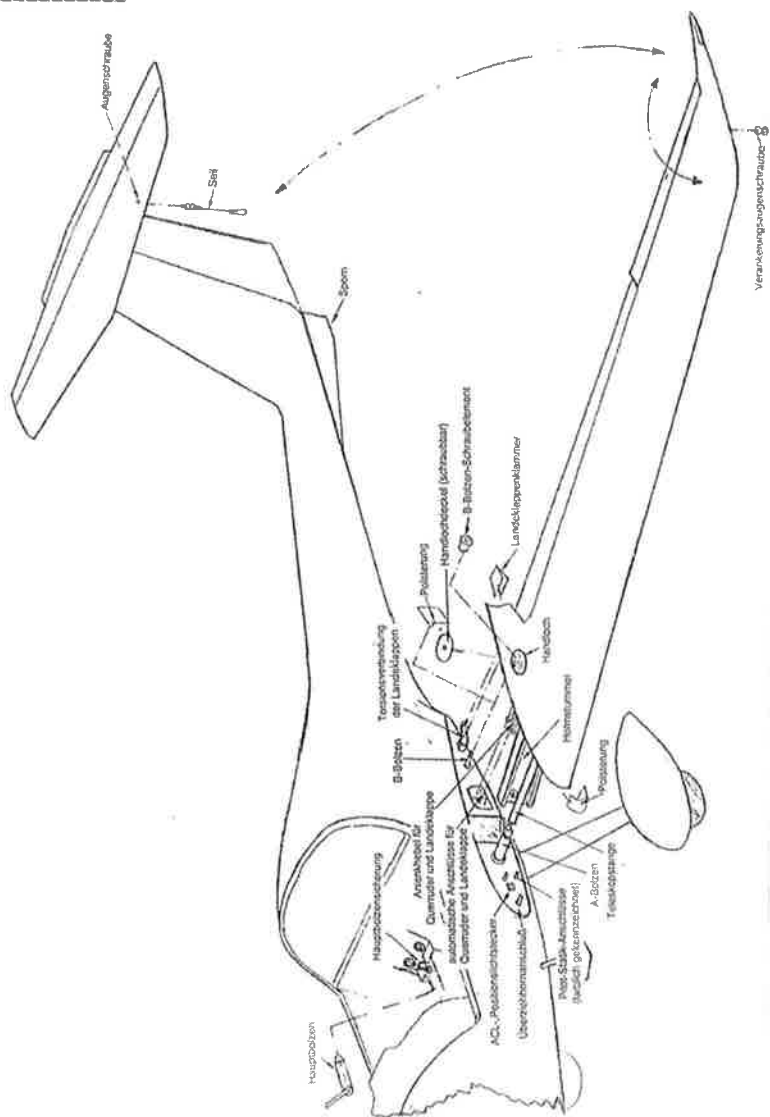
Anklappmechanismus für die Tragflächen

INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. ÜBERSICHT	2
2. BESCHREIBUNG	3
3. AUFRÜSTEN	4
4. ABRÜSTEN	5
5. ALLGEMEINE HINWEISE	5

Anderungs Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1993-08-20	1 von 5

1. UBERSICHT



Anderungs Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1993-08-20	2 von 5

2. BESCHREIBUNG

Das Flugzeug und der Anklappmechanismus sind so konstruiert, daß bei der Flügelmontage oder -demontage, sofern die Herstelleranweisung genau beachtet wird, eine Beschädigung von Bauteilen ausgeschlossen werden kann und durch den automatischen Anschluß für Querruder und Flügelklappen (Torsionsverbindung wird händisch eingeführt) deren einwandfreie Funktion sichergestellt ist.

Im angeklappten Zustand ruhen die Tragflächen an der Wurzel auf der Teleskopstange (A-Bolzen) und sind am Tragflügelende mit einem an den Verankerungsschrauben angebrachten Seil, an Augenschrauben die ins Höhenleitwerk eingeschraubt werden, aufgehängt. Um Beschädigungen der Tragflächen durch Scheuern zu vermeiden sind Polsterungen und Abstandshalter angebracht.

Im aufgerüsteten Zustand sind die Teleskopstangen in die Flügelnahe eingeschoben. Die Polsterungen und Abstandhalter, sowie die Tragriemen müssen entfernt sein.

Der sichere Betrieb des Luftfahrzeuges ist unter der Voraussetzung, daß die Montagearbeiten durch eine sachkundige Person aufgeführt bzw. überwacht werden, gewährleistet.

Die Flügel-Rumpfverbindung erfolgt durch je drei Bolzen. Die beiden Hauptbolzen befinden sich in der Mitte des Holmtunnels. Sie sind zwischen der Rückenlehne frei zugänglich und werden von vorne eingeführt. Die Sicherung erfolgt mittels eines federbelasteten Sicherungshakens, der über die Bolzengriffe gehakt wird.

Die A-Bolzen sind vor, die B-Bolzen hinter dem Holmtunnel am Rumpf fix montiert. Die B-Bolzen-Schraubelemente werden über Handlochdeckel an der Flügeloberseite auf die B-Bolzen geschraubt. Die Schraubelemente besitzen einen integrierten Kugelsicherungsring und bedürfen keiner weiteren Sicherung.

Änderungs Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1993-08-20	3 von 5

3. Aufrüsten

1. Alle Bolzen und Buchsen, sowie das B-Bolzen-Schraubelement reinigen und einfetten; die Handlochdeckel am B-Bolzen entfernen.
2. Die Hauptbolzen bereitliegen.
3. Flügelklappen in UP-Stellung (Hauptschalter EIN und Klappenposition UP wählen; sobald die Klappenstellung erreicht ist, Hauptschalter wieder auf AUS).
4. Einen Flügel vom Höhenleitwerk abhängen und bis zum Anschlag nach hinten ziehen. Eine zweite Person muß dabei, zwischen Flügel und Rumpf stehend, die Teleskopstange durch Anheben des Flügels am Holmstummel entlasten.
5. Den Flügel um 90° nach vorne schwenken, um die Querachse kippen und in korrekter Position halten.
6. Nur Polsterung am B-Bolzen entfernen, Klammer an der Landeklappen- und Flügelnase belassen.
7. Den Holmstummel in die Holmbrücke des Rumpfes einführen.
8. Schlauchverbindung für das Überziehorn herstellen. Stecker für Positionslichter und ACL anstecken. Pitot-Statik-Leitungen in die Flügelnase einschieben (darauf achten, daß die Leitungen nicht knicken!).
9. Flügel auf A- und B-Bolzen auffädeln und ganz an den Rumpf schieben, dabei Torsionsverbindung einfädeln (Flügel läßt sich nicht ganz an den Rumpf schieben, wenn die Torsionsverbindung nicht korrekt eingefädelt ist).
10. Den Hauptbolzen einschieben. Das Einschieben wird erleichtert, wenn dabei der Flügel außen am Randbogen leicht kreisförmig bewegt wird. Der Querruder- und Klappenanschluß erfolgt dabei automatisch. Den Flügel bis zum vollständigem Einschieben des Hauptbolzens unterstützt lassen. Eine weitere Unterstützung des Flügels kann aufgrund des breiten Fahrwerks unterbleiben.

WICHTIGER HINWEIS

Beim Anstecken der Flügel muß darauf geachtet werden, daß die automatischen Ruder- und Klappenanschlüsse sowie die Torsionsverbindung der Klappen richtig eingeführt werden.

Änderungs Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1993-08-20	4 von 5

11. Das B-Bolzen-Schraubelement auf den B-Bolzen schrauben und vorerst von Hand festziehen.
12. Den zweiten Flügel entsprechend den Punkten 3 bis 9 in derselben Art und Weise montieren.
13. Die Hauptbolzen mittels Sicherungshaken sichern.
14. Beide B-Bolzen-Schraubelemente mit Schraubenschlüssel (SW 17) mit mäßiger Handkraft festziehen, Handlochdeckel festschrauben.
15. Flügel-Rumpfübergang mittels wasserfestem Klebeband abkleben.
16. Sämtliche Polsterungen, Seil und Augenschrauben entfernen.

4. Abrüsten

Das Abrüsten erfolgt in umgekehrter Reihenfolge wie die entsprechende Montage. Die Landeklappe muß vor der Demontage auf UP-Position gestellt werden.

ANMERKUNG

Mit angeklappten Flügeln steht die DV 20 KATANA auf Hauptfahrwerk und Sporn.

5. Allgemeine Hinweise

erforderliche Zubehörteile:

- Verankerungsschraube (Augenschraube) für Tragfläche
- Augenschraube für Höhenleitwerk
- Seil
- Landeklappenklammer - Nasenpolster
- Polsterung für B-Bolzen

Anderungs Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1993-08-20	5 von 5

[absichtlich freigelassen]

ACK TECHNOLOGIES INC.

MODEL E-04 ELT INSTALLATION MANUAL OPERATION MANUAL

IMPORTANT VISIT OUR WEBSITE WWW.ACKAVIONICS.COM FOR THE LATEST SERVICE BULLETINS AND INSTALLATION INFORMATION BEFORE STARTING THE INSTALLATION.

THE CONDITIONS AND TESTS REQUIRED FOR TSO APPROVAL OF THIS ARTICLE ARE MINIMUM PERFORMANCE STANDARDS. IT IS THE RESPONSIBILITY OF THOSE DESIRING TO INSTALL THIS ARTICLE ON A SPECIFIC TYPE OR CLASS OF AIRCRAFT TO DETERMINE THAT THE AIRCRAFT INSTALLATION CONDITIONS ARE WITHIN THE TSO STANDARDS. THE ARTICLE MAY BE INSTALLED ONLY IF FURTHER EVALUATION BY THE APPLICANT DOCUMENTS AN ACCEPTABLE INSTALLATION AND IT IS APPROVED BY THE ADMINISTRATOR.

APPROVALS

FAA /TRANSPORT CANADA
TSO C-126b
TSO C-142a
TSO C-91a

EASA
ETSO 2C126
ETSO 2C91a
ETSO C142a

COSPAS/SARSAT
T.007

INDUSTRY CANADA
1863A-E04AF

Brazil ANAC
ANTEL



P/N E04M REV DATE 12/02/2015
Rev 1.8 PRINTED IN THE USA

UNITED STATES
www.beaconregistration.noaa.gov

CANADA
www.canadianbeaconregistry.forces.gc.ca

4.) For other countries contact the COSPAS/SARSAT regulating body for registration instructions. If allowed by your regulating country you may register at the COSPAS/SARSAT website.

INTERNATIONAL
www.406registration.com

5.) When filling out the registration the hex code identifier may also be found on the front right side of the ELT. (Fig 15)

6.) **YOU MUST UPDATE YOUR BEACON REGISTRATION** every two years, and any time the beacon is used in a different aircraft.

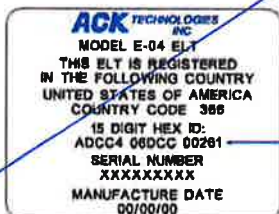


FIGURE 15

BEACON REGISTRATION LABEL
LABEL ON RIGHT FRONT OF ELT

HEX CODE

SECTION 9 OPERATION AND SELF TEST

THERE ARE THREE MODES THAT THE ELT MAY BE ACTIVATED:

- 1.) The ELT automatically activates when in the "armed" position, and a crash level deceleration force is applied to the ELT, in the forward direction as indicated by the arrow on the top of the battery pack.
- 2.) The ELT also may be activated by pressing the "On" button on the cockpit remote control (RCPI). (Page 11 Fig. 16)
- 3.) A third method of activating the ELT, is by means of placing the main on-off-armed switch, on the front of the ELT in the "On" position. (Page 11 Fig. 17)

The red rubber cover, covering the main switch on the ELT **SHOULD BE LEFT OFF AT ALL TIMES, EXCEPT WHEN THE ELT IS IN THE ARMED POSITION.** The cover has a center cone, that projects down into the switch recess, and provides for positive retention of the switch in the armed position.

There are two modes in which the ELT may be deactivated.

- 1.) Pressing the "Reset" button on the remote control (RCPI). (Page 11 Fig. 16)
- 2.) Placing the main switch on the ELT in the "Off" position. (Page 11 Fig. 17)

When the ELT is activated, and transmitting the 406 Mhz distress signal. The cockpit remote will flash, and the audio alert indicator will emit a series of 9 beeps, approximately every 50 seconds to alert the crew that the ELT is operating. If there is no emergency, reset the ELT using the "Reset" button on the remote, (Page 11 Fig. 16) and immediately notify the appropriate search and rescue operations office, or ATC of the false activation.

SELF TESTS:

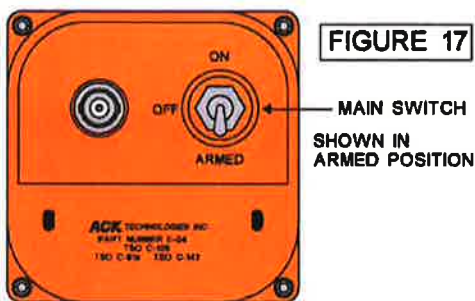
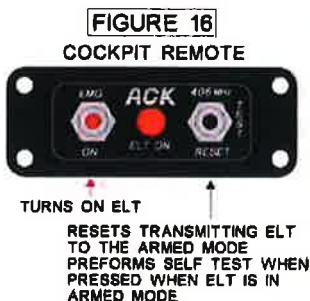
The ELT is capable of performing a self test to verify that major ELT systems are functioning properly.

During the self test, the ELT transmits on 121.5 MHz for 1 second, (3 audio sweeps) then transmits a 406 MHz test burst for 550ms, then returns to the armed mode.

There are two modes in which a self test can be initiated:

- 1.) When the ELT is in the "Armed" position, pressing the "Reset/Test" switch on the cockpit remote control (RCPI) initiates a self test. (Page 11 Fig. 16)

2.) When the main switch of the ELT is moved from the "Off" position to the "Armed" position, it does a self test. This mode is primarily designed to provide a method to bench test the ELT, with the remote control disconnected. (Fig. 17)



YOU MUST PERFORM A SELF TEST EVERY THREE MONTHS to verify the ELT is functioning properly.

To perform the self test, make sure **THE AIRCRAFT MASTER SWITCH IS OFF AND THERE IS NO POWER APPLIED TO THE ELT THROUGH THE GPS INTERFACE**. Tune an aircraft radio to 121.5 MHz, and turn the squelch all the way off to listen for the modulated carrier. With the ELT main switch in the "Armed" position, and not operating, press the "Reset/Test" button on the cockpit remote control (RCPI) once. You will hear one second of 121.5 audio on the radio, followed by either one beep from the audio alert indicator, or one beep followed by a two second delay, and a second beep if all systems are functioning properly. The light will also flash on the remote. (The flashes are random and have no meaning)

System OK codes: One Beep **or** One Beep followed by a second beep two seconds later.

A series of 2 - 5 fast beeps, a 2 second delay, and the beep series repeating again indicates there is a self test function that has returned a trouble condition. The ELT will not be disabled, but it should be inspected by a qualified avionics facility as soon as possible.

The trouble code returns a series of beeps with a two second delay, and then the trouble code is repeated one more time. The first beeps alert you that there is a trouble condition. The two second delay is to allow you to be ready to count the second set of beeps.

Trouble code sequence: 2-5 beeps — two second delay — 2-5 beeps

TROUBLE CODES:

2 BEEPS → BATTERY LOW

3 BEEPS → LOW RF POWER

4 BEEPS → FREQUENCY NOT LOCKED

5 BEEPS → HIGH VSWR OR HIGH CURRENT

SECTION 10 PERIODIC MAINTENANCE/CONTINUING AIRWORTHINESS

THE FOLLOWING TEST MUST BE PERFORMED EVERY THREE CALENDAR MONTHS.

ELT SELF TEST FUNCTION AS DESCRIBED IN SECTION 9 OF THIS MANUAL.

THE FOLLOWING TESTS MUST BE PERFORMED A MINIMUM OF EVERY TWELVE CALENDAR MONTHS, TO ASSURE THE CONTINUING AIRWORTHINESS OF THE ELT.

- 1.) Inspect the ELT transmitter and mounting tray to insure all fasteners, and mechanical assemblies are secure.
- 2.) Inspect the coaxial cable connecting the ELT transmitter to the antenna for cuts or abrasions on its outer jacket. Disconnect the BNC connector at each end. Examine both BNC connectors and the mating plug on the ELT transmitter, and antenna base for any signs of corrosion.
- 3.) Inspect the modular cable connecting the ELT to the RCPI unit for signs of wear or abrasion on its outer jacket. Remove the modular plug connecting the ELT transmitter

[absichtlich freigelassen]

SCHLEPPGABEL UND RUDERSPERRE

INHALTSVERZEICHNIS

	Seite
1. SCHLEPPGABEL	2
2. RUDERSPERRE	3

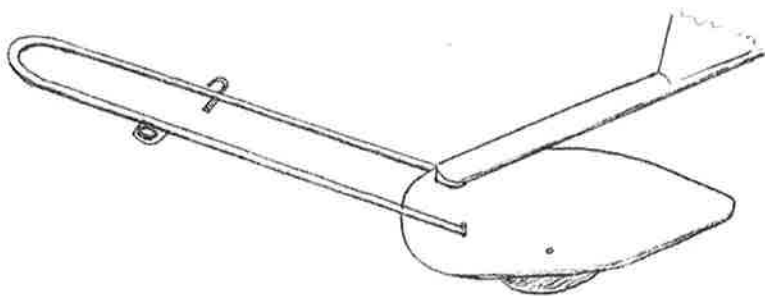
Anderungs Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1993-09-02	1 von 3

1. SCHLEPPGABEL

Zum Schieben oder Ziehen des Flugzeuges am Boden wird empfohlen, die vom Hersteller angebotene Schleppgabel zu verwenden. Diese Schleppgabel ist so gestaltet, daß mit ihr auch eine Blockierung der Hauptsteuerung im Cockpit durchgeführt werden kann. Als Schleppgabel verwendet, wird die Gabel elastisch auseinandergebogen und wie unten abgebildet in die vorgesehenen Bohrungen in der Bugfahrwerksverkleidung eingehängt.

WICHTIGER HINWEIS

Ein Anlassen des Motors mit eingehängter Schleppgabel kann zu einer Beschädigung des Propellers führen. Um versehentliches Triebwerk-anlassen mit eingehängter Schleppgabel unmöglich zu machen, muß diese beim abgestellten Flugzeug ausgehängt werden.



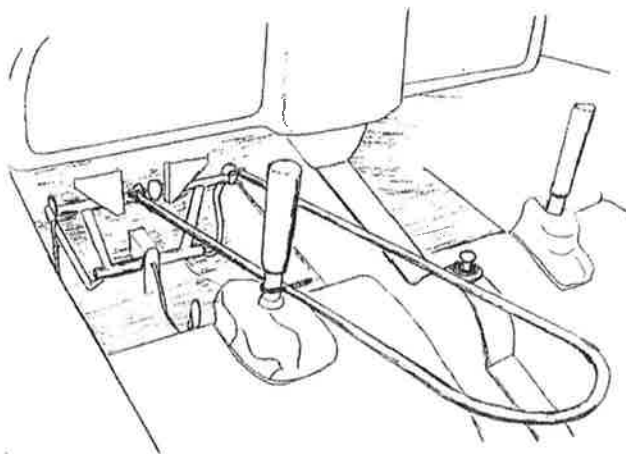
Anderungs Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1993-09-02	2 von 3

2.1.1. RUDERSPERRE

Die Schleppgabel ist so gestaltet, daß mit ihr auch eine Blockierung der Hauptsteuerung im Cockpit durchgeführt werden kann. Es wird empfohlen, beim Parken im Freien die Rudersperre einzusetzen, da bei sehr starkem Wind von hinten die Ruder gegen die Anschläge schlagen können. Das kann zu unnötigem Verschleiß oder gar zu Beschädigungen führen.

Die Rudersperre wird wie dargestellt eingesetzt.

- Gabel elastisch auseinanderbiegen und in die Bohrungen jeweils rechts in jedem Pedal einhängen.
- Gummiauge über den Trimmknopf stülpen (gegebenenfalls Trimmung und Pedalstellung geeignet nachstellen).
- Steuerknüppel mit Federhaken einhängen. Der Ausbau erfolgt in umgekehrter Reihenfolge.



Anderungs Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1993-09-02	3 von 3

[absichtlich freigelassen]

Flight Manual Supplement
AFM-EO168
for Diamond Aircraft DV20
S/N 20. 081

Dok. Nr. : AFM-EO168
Date : 06 May 2009
Rev : -

This Document is approved under EASA.A.C.011960

This document must be carried in the aircraft flight manual at all times. It describes the operating procedures for the measures improving engine cooling installed in accordance with Diamond Maintenance GmbH EASA Minor Change Approval EASA.A.C.11960.

The information contained in this document supplements or supersedes the aircraft flight manual only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic aircraft flight manual.

DIAMOND MAINTENANCE GMBH
Ferdinand-Graf-von-Zeppelin Straße 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUSTRIA

General:

Engineering Order EO-168 implements two changes on the DV20 for engine cooling improvement. First, an additional opening in the front cowling allows a direct airflow across the engine gearbox and crankcase. This measure decreases the oil temperature. Second, an additional cowling baffle increases the airflow across the engine water cooler. This significantly reduces the engine coolant temperature. This baffle is attached to the cowling by cam locks.

For cold weather operation of the airplane (below 0°C OAT), a cover is provided to close this opening in the cowling. Further, the additional cowling baffle should be removed.

Limitations:

No change to the basic flight manual

Emergency Procedures:

No change to the basic flight manual

Normal Procedures:

No change to the basic flight manual

Performance:

No change to the basic flight manual

Weight and Balance:

Refer to the latest weight and balance report part of the basic flight manual.

Description and Operation of the Airplane and its Systems:

No change to the basic flight manual

Airplane Handling, Servicing and Maintenance:

The front cowling opening should be closed and the cowling baffle removed if the temperature is below freezing level on ground. Because of the cam locks used to attach the additional parts to the airplane this is simple and requires no special tools.

[absichtlich freigelassen]

VT-2000

Secondary Surveillance Radar Transponder Mode-S

User manual

Add this manual to the flight instruction manual of your aircraft

GARRECHT
Avionik GmbH



© 2007-2012 - Garrecht Avionik GmbH, 55411 Bingen/Germany

Record of Revisions

Always keep this page in front of this document.

[illegible]

Table of content

Record of Revisions.....	2
Table of content.....	3
Preface	4
1. Switching ON and OFF.....	5
2. Normal Operation	5
2.1. Entering a Squawk (Reply Code).....	6
2.2. Entering a Standby Squawk.....	7
2.3. Selecting a Mode	8
2.4. IDENT Function.....	8
2.5. Additional Functions.....	9
2.5.1. Stop Watch.....	9
2.5.2. Altitude Monitor.....	10
2.5.3. Count Down.....	11
2.6. More Settings.....	12
2.6.1. Rudiments of Operation:.....	12
2.6.1.1. Menue Navigation.....	12
2.6.1.2. Value Input.....	13
2.6.1.3. VT-2000 Menu Tree.....	14
2.7. Setting Up Flight Specific Data.....	18
2.7.1. Flight id / aircraft registration / company callsign.....	18
3. Warnings / Error messages	19
3.1. Failure Messages.....	19
3.2. Warnings.....	19
3.2. Warnings.....	20
3.3. Error Codes.....	21

Preface

This manual contains operating instructions for the Mode-S transponder VT-2000. It should be read before operating your VT-2000 transponder. Please contact your supplier in any case of doubt or for additional questions.

Safety symbols:

The following symbols and terms are used in this manual:

	Warning <i>Warning statements identify conditions or practices that could result in injury or loss of life</i>
	Caution <i>Caution statements identify conditions or practices that could result in damage of this product or other property.</i>
	Important note: <i>Indicates important or useful information. It is strongly recommended to read, understand and follow the statement.</i>



The pilot is always responsible to respect all legal aspects and obligations resulting in operating this installed VT-2000



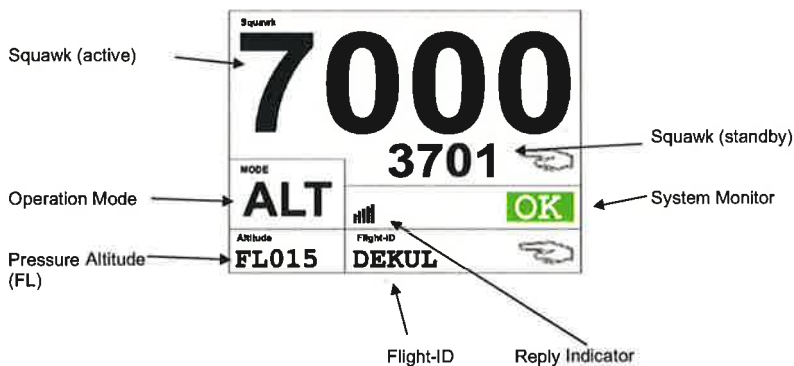
To prevent damage caused by overvoltage or voltage spikes, always switch off the system when starting or stopping the aircraft's engine. Damage caused by spikes or overvoltage can be determined by the manufacturer and are not covered by the manufacturer's warranty.

1. Switching ON and OFF

	Switch ON the VT-2000 by Pressing one of the keys SBY, GND, ON, ALT. The unit starts in the selected mode. Press key OFF and hold until the units switches off.
	Startup screen after powering on the device. The screen informs about the firmware version installed in the <u>control unit</u>. NOTE: Firmware and FPGA version information can be found in Main Menu.Setting.Info of the device

2. Normal Operation

When in normal operation mode, the following screen is shown by the system:



Notes:

- If no Mode-S Address has been entered, the Flight-ID is replaced by a blinking text **No Mode-S**. The system operates in Mode-A/C then
- The pressure altitude refers to 1013,25 hPa and is displayed in flightlevels (FL)

2.1. Entering a Squawk (Reply Code)

Use the keypad for entering the desired squawk

	• After pressing the first numeric key, the selected entered value will be indicated in the first position of the squawk string. The cursor jumps to the next position automatically. • Undesired inputs can be changed by pressing CLR. The Cursor jumps one digit to the left and the wrong input can be overwritten by entering the correct value. • After inputting the last digit, the squawk is complete and will be activated immediately. • Pressing VFR invokes the preset VFR squawk. The previous entered squawk will be moved into the standby squawk. • Pressing  toggles between active and standby squawk.
	

INTERCOMM-ANLAGE FÜR BENDIX/KING FUNKSPRECHANLAGEN

INHALTSVERZEICHNIS

	<u>Seite</u>
1. BESCHREIBUNG	2
2. ABSICHERUNG	2
3. BEDIENUNG	3
3.1. EINSCHALTEN DER INTERCOMM-ANLAGE	3
3.2. ABWICKLUNG VON FUNKSPRECHVERKEHR	3
3.3. LAUTSTÄRKEREGLUNG	3

Änderung Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1994-06-21	1 von 3

1. BESCHREIBUNG

Die Intercomm-Anlage ermöglicht die Kommunikation zwischen Pilot und Copilot bei Verwendung von Head-Sets. Zur Bedienung ist ein Ein-Aus-Schalter vorgesehen. Bei eingeschalteter Intercom-Anlage können keine Funksendungen übermittelt werden, die von anderen Funkstellen abgegebenen Meldungen werden über beide Head-Sets wiedergegeben.

Optional kann ein Mikrofonrelais zusammen mit einem Lautstärkereglер eingebaut werden.

Bei eingeschalteter Intercomm-Anlage kann dann wie gewohnt durch Drücken der Sendetaste der Sender des Funkgerätes aktiviert werden.

Die optionale Mikrofonrelaisschaltung schaltet nur das Mikrofon jenes Piloten, der die Sendetaste drückt, auf den Sender auf. Das andere Mikrofon, das nur Kabinengeräusche aufnimmt, wird nicht auf den Sender aufgeschaltet, wodurch eine gute Verständlichkeit des abgegebenen Funksprechsignals gewährleistet wird.

2. ABSICHERUNG

Die Intercomm-Anlage wird durch das Funkgerät und somit über die NAV/COMM-Sicherung mit Strom versorgt.

Auf der Platine für das optionale Mikrofonrelais befindet sich eine weitere, von außen nicht zugängliche Sicherung. Das Auslösen derselben bewirkt den Ausfall des Mikrofonrelais und der Intercomm-Anlage. Das Handmikrofon bleibt funktionstüchtig.

Anderung Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1994-06-21	2 von 3

3. BEDIENUNG

3.1. EINSCHALTEN DER INTERCOMM-ANLAGE

In der Schalterleiste im Mittelteil des Instrumentenbretts befindet sich ein Kippschalter, der mit "IC" (für Intercomm) bezeichnet ist. Um die Intercomm-Anlage einzuschalten, muß der Schalter nach oben gekippt werden.

Bei eingeschaltetem System können Pilot und Copilot über die Head-Sets kommunizieren.

3.2. ABWICKLUNG VON FUNKSPRECHVERKEHR

Vor dem Übermitteln von Funksendungen muß die Intercom-Anlage ausgeschaltet werden. Durch Drücken der Sendetaste wird dann wie gewohnt der Sender des Funkgerätes aktiviert.

Falls ein Mikrofonrelais eingebaut ist, können auch bei eingeschaltetem Intercom Funksendungen durch Drücken der Sendetaste ausgesendet werden. Dabei wird nur das Mikrofon jenes Piloten, der die Sendetaste drückt, auf den Sender aufgeschaltet. Ohne Mikrofonrelais werden beide Mikrofone auf den Sender aufgeschaltet.

3.3. LAUTSTÄRKEREGELUNG

Falls ein Mikrofonrelais eingebaut ist, befindet sich neben dem Ein-Aus-Schalter in der Schalterleiste ein Lautstärkeregler, bezeichnet mit "IC-Volume". Durch Drehen nach rechts wird die Lautstärke des über die Head-Sets wiedergegebenen Signals erhöht.

Intercomm-Anlagen ohne Mikrofonrelais verfügen über keine Lautstärkeregelung.

Anderung Nr.	Bezug	Datum	Seite
		1994-06-21	3 von 3

[absichtlich freigelassen]



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: DV 20 Katana

Serial No.: 20.081

**This Aircraft Flight Manual Supplement is approved by EASA under
Approval No.: MCA 10054165 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]

Annex 1: Example Photographs of the mounted Flight Logger



Figure 1.1.: Jack for OBU Logger mounted within metallic faceplate of an instrument slot



Figure 1.2.: OBU Logger during a flight in a typical Cockpit on Top Environment

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 17).

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.



User's Manual OBU3

CHARTERWARE

Contents

1	Getting Started.....	3
1.1	Supply items.....	3
1.2	Mechanical -arrangement.....	3
2	Electrical Connectivity.....	4
3	Operation.....	4

1 Getting Started

1.1 Supply items

The hardware items supplied consist of the OBU (On Board Unit) itself, a 3 wire cable including a D-SUB Jack, and depending on the order several ID chips for Pilots and instructors as well. The Unit uses Std. GSM / 125Khz RFID frequencies as any mobile phone or door access control system. Both radio systems are automatically switched off as soon as the Planes Main switch goes on.



1.2 Mechanical -arrangement

The Jack of the supply cable contains through holes and nut. The Nuts can be pressed out and longer 3mm / 20mm Screws can be used to mount the Jack on top of the cockpit.

It is however also save to use Hook & Loop Band , because the units is just 200 grams of weight. The unit should be placed in a way that the upper side has free view through the front window to gather GPS signal. Also it should be placed in a way that pilot and Instructor can reach the upper unit side with their arms for Identification.

Using the D-Sub Horizontal Screws the Unit is arrested into the jack. As no tool is needed to arrest and remove the Unit, it is legally just mobile consumer equipment just as some GPS Instruments. Consequently it is not fixed gear and does not need Plane Certification.

2 Electrical Connectivity

Green:

CHARTERWARE

This line should be connected via fuse (or automatic fuse) to 12V or 24V supply which is capable of supplying up to 1A. In switched Off mode this line consumes 0,000040Amps current which would take about 3 month to drain 1Ah.

White:

This line must be supplied by main switched 12/24V. It serves just as a wakeup call line and it consumes no current.

Brown:

Gnd /

3 Operation

The Unit works autonomously controlled by main switch.

At Plane in Use time, it displays the UTC Time as well as the Sunset Time @ the current place and day. This may change during your flight as the current location changes.

As soon as the plane is switched Off, the units expects the wireless entry of up to 2 Id Chips.

The following order is defined and important to manage:

1. Identification from Pilot in Charge.
2. Identification will be interpreted as Instructor

After the first Identification the Unit will show either Block times or Flight Times to note into the planes paper book or the personal flight log. Putting the ID chip again in the Units reach , those times will be toggled for your convenience.

However after a 2nd different ID was given, the Unit immediately starts Transmission via a mobile network.

If only one ID was supplied, the unit will start Transmission after 1 further Minute.

If no Id was provided, then transmission is started after 5 Minutes calculated from Switch OFF time.

4 Further internal functions

4.1 Key Pad

Using the key pad during a flight one can enter Fuel information which is useful for remote chartering. The left side keys are up and down select keys or trigger an up or down counter. The right side keys provide Exit and Enter functionalities.

4.2 G-Metering

Acceleration is monitored during a flight and Accelerations above 2g enduring longer than 10ms are logged and provided to the visual flight log.

If accelerations above 2g occur, which last longer than 20ms, 2 or even more consecutive occurrences will be reported with a time stamp by the millisecond.

The server side accumulates consecutive reports to a sum. It will finally print the longest series of 10ms reports to a joint statement saying „ >2g longer than xx ms“ whereas xx gives the actual duration time > 2g. A 10ms report may not really be a perfect landing, but it is only a weak warning. Real hard landings are estimated to start at 2g durations lasting longer than 40ms.

[absichtlich freigelassen]

GARMIN Ltd. or its subsidiaries
c/o GARMIN International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, Kansas 66062 U.S.A.

FAA Approved
AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the
GARMIN G5 ELECTRONIC FLIGHT INSTRUMENT
as installed in

Diamond Aircraft DV 20

Make and Model Airplane

Registration Number: OE-CDV Serial Number: 20.081

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped in accordance with Supplemental Type Certificate SA01818WI for the installation and operation of the Garmin G5 Electronic Flight Instrument. This document must be carried in the airplane at all times.

The information contained herein supplements or supersedes the information made available to the operator by the aircraft manufacturer in the form of clearly stated placards or markings, or in the form of an FAA approved Airplane Flight Manual, only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic placards or markings, or the basic FAA approved Airplane Flight Manual.

FAA APPROVED BY: 

David G. Armstrong
ODA STC Unit Administrator
GARMIN International, Inc
ODA-240087-CE

DATE: 7/19/19

© Copyright 2019
Garmin Ltd. or its subsidiaries
All Rights Reserved

Except as expressly provided herein, no part of this manual may be reproduced, copied, transmitted, disseminated, downloaded or stored in any storage medium, for any purpose without the express prior written consent of Garmin. Garmin hereby grants permission to download a single copy of this manual and of any revision to this manual onto a hard drive or other electronic storage medium to be viewed and to print one copy of this manual or of any revision hereto, provided that such electronic or printed copy of this manual or revision must contain the complete text of this copyright notice and provided further that any unauthorized commercial distribution of this manual or any revision hereto is strictly prohibited.

Garmin International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, KS 66062 USA
Telephone: 913-397-8200
www.garmin.com

Garmin International, Inc
Log of Revisions
FAA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
GARMIN G5 ELECTRONIC FLIGHT INSTRUMENT

REV NO.	PAGE NO(S)	DESCRIPTION	DATE OF APPROVAL	FAA APPROVED
1	ALL	Original Issue	7/22/2016	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
2	ALL	Added information regarding G5 DG/HSI.	4/28/2017	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
3	ALL	Added interface to 3 rd party autopilots.	10/18/2017	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
4	ALL	Added note to General section.	10/26/17	Paul Mast ODA STC Unit Administrator
5	ALL	Reformatted document. Updated system messages interface. Added DG/HSI reversion description.	12/20/17	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
6	ALL	Added interface description to GAD 13. Added information regarding multiple NAV source inputs.	See Cover	See Cover

This page intentionally left blank.

Table of Contents

Section 1 – General	1-1
Abbreviations and Terminology	1-2
Section 2 – Limitations	2-1
System Software Requirements	2-1
Use of Secondary Instruments	2-1
Kinds of Operations	2-1
Section 3 – Emergency Procedures	3-1
G5 Failure Indications	3-1
Attitude Failure	3-1
Heading Failure, Loss of Magnetometer Data, or Magnetic Field Error	3-1
GPS Failure	3-2
Attitude Aligning	3-2
Attitude Aligning / Keep Wings Level	3-2
Loss of Electrical Power to the G5 Display	3-2
Loss of Electrical Power to the GAD 29B (If Installed)	3-3
Loss of Electrical Power to the GAD 13 (If Installed)	3-3
Section 4 – Normal Procedures	4-1
G5 Power Button and Knob	4-1
Backlight Intensity Adjustment	4-1
Prior to Flight in Instrument Meteorological Conditions	4-1
Autopilot Operations with the G5 HSI	4-2
Course / NAV Selection Coupling to the Autopilot (If Configured)	4-2
Heading Bug Coupling Capability to the Autopilot (If Configured)	4-2
Roll Steering (GPSS) Emulated via HDG Mode (If Configured)	4-2
HSI Source Selection (If Configured)	4-3
Section 5 – Performance	5-1
Section 6 – Weight and Balance	6-1
Section 7 – System Description	7-1
System Messages	7-1

This page intentionally left blank.

SECTION 1 – GENERAL

The G5 Electronic Flight Instrument can display the following information to the pilot depending on the installation and location of the G5 instrument.

- Primary attitude
- Primary slip and turn rate information
- Primary heading
- Secondary airspeed
- Secondary altimeter
- Secondary ground track

When installed in place of the attitude indicator, the primary function of the G5 is to provide attitude information to the pilot. When installed in place of the rate of turn indicator, the primary function of the G5 is to provide turn rate and slip ball information to the pilot. When installed in place of the directional gyro, the primary function of the G5 is to provide directional information to the pilot.

NOTE:

The pilot is reminded to perform appropriate flight and navigation instrument cross checks for the type of operation being conducted.

In case of a loss of aircraft electrical power, a backup battery (optional when installed as a DG/HSI) sustains the G5 Electronic Flight Instrument for up to four hours.

An optional GAD 29B may be installed to provide course and heading datum to an autopilot based on the data selected for display on the HSI.

An optional GAD 13 and OAT probe may be installed to provide measured outside air temperature (OAT) to the G5 for display of true airspeed (TAS), outside air temperature, winds, and density altitude.

This STC allows the removal of the aircraft's vacuum system if it is not required to support any other airframe system.

Abbreviations and Terminology

The following glossary is applicable within the airplane flight manual supplement

ADI	Attitude Direction Indicator
AFMS	Airplane Flight Manual Supplement
ATT	Attitude
CDI	Course Deviation Indicator
DG	Directional Gyro
DR	Dead Reckoning
FAA	Federal Aviation Administration
GPS	Global Positioning System
GPSS	GPS Roll Steering
HDG	Heading
HSI	Horizontal Situation Indicator
ILS	Instrument Landing System
LOC	Localizer (no glideslope available)
LOI	Loss of Integrity
OAT	Outside Air Temperature
TAS	True Airspeed
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omni-directional Range

SECTION 2 – LIMITATIONS

System Software Requirements

The G5 must utilize the following or later FAA approved software versions for this AFMS revision to be applicable:

Component	Software Version
G5 Electronic Flight Instrument	6.20

Use of Secondary Instruments

The original type design approved instruments for airspeed, altitude and vertical speed remain the primary indications for these parameters.

If the G5 Electronic Flight Instrument is installed in place of the rate of turn indicator, the original type design approved instrument for attitude remains in the primary indication for attitude.

If the G5 Electronic Flight Instrument is installed in place of the directional gyro, the original type design approved instruments for attitude remains the primary indication for attitude.

NOTE:

For aircraft approved for VFR-only operations, the G5 Electronic Flight Instrument may be installed as an attitude indicator and rate of turn indicator.

Kinds of Operations

No Change except for the following:

- When a portable navigation source is selected on the G5, it shall not be used for the primary means of navigation for IFR operations.

This page intentionally left blank.

SECTION 3 – EMERGENCY PROCEDURES

G5 Failure Indications

If a G5 function fails, a large red 'X' is typically displayed over the instrument(s) or data experiencing the failure. Upon G5 power-up, certain instruments remain invalid as equipment begins to initialize. All instruments should be operational within one minute of power-up. If any instrument remains flagged and it is not likely an installation related problem, the G5 should be serviced by a Garmin-authorized repair facility.



Attitude Failure

Attitude failure is indicated by removal of the sky/ground presentation, a red X, and a yellow "ATTITUDE FAIL" on the display.

Rate-of-turn and slip information will not be available.

1. Use standby instruments.
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical.

Heading Failure, Loss of Magnetometer Data, or Magnetic Field Error

A heading failure, loss of magnetometer data, or magnetic field error is indicated by removal of the digital heading readout, a red X, and a yellow "HDG" on the display.

1. Use standby magnetic compass.

NOTE:

If the G5 DG/HSI has a valid GPS signal the G5 DG/HSI instrument will display the GPS track information in magenta.

GPS Failure

If GPS navigation receivers and/or navigation information are not available or invalid, the G5 will display Dead Reckoning mode (DR) or Loss of Integrity mode (LOI) on the HSI in the lower left corner.

If Alternate Navigation Sources (ILS, LOC, VOR) Are Available:

1. Use alternate navigation source.

If No Alternate Navigation Sources Are Available:

If DR is Displayed on HSI:

1. Use the amber CDI for course information.
2. Fly toward known visual conditions.

If LOI is Displayed on HSI:

1. Fly toward known visual conditions.

For aircraft equipped with a GAD 29B interfaced to an autopilot, GPSS will be displayed in amber text when GPSS emulation has been selected from the G5 menu.

1. Deselect GPSS from the G5 menu and select a different autopilot mode.

Attitude Aligning

During system initialization, the G5 displays the message 'ALIGNING' over the attitude indicator. The G5 will typically display valid attitude within the first minute of power-up. The G5 can also align itself while taxiing and during level flight.

If the "ALIGNING" indication occurs during flight and attitude remains displayed, the attitude display is acceptable for use for flight in instrument conditions. The message will clear when the attitude solution is within the systems internal accuracy tolerances. It is recommended to maintain wings level to reduce the time for the system to align.

Attitude Aligning / Keep Wings Level

If the "ALIGNING KEEP WINGS LEVEL" indication occurs during flight, the G5 has detected an invalid attitude solution and will not display any attitude information.

1. Use standby instruments to maintain wings level flight. The system will display attitude when internal accuracy tolerances have been met.
2. If attitude does not return, seek VFR conditions or land as soon as practical.

Loss of Electrical Power to the G5 Display

In the event of a loss of aircraft electrical power to the G5 attitude display, the indicator will continue to function on its internal battery. If an internal battery is installed on the optional G5 HSI, the indicator will continue to function on the internal battery if aircraft power is lost. Internal battery endurance is indicated on the G5 display in hours and minutes. The charging symbol will be removed and the internal battery will not be charged.

In the event the G5 attitude display powers down, the optional G5 HSI will automatically revert to displaying attitude information. It will not revert back to the DG/HSI format if the G5 attitude unit regains power. The DG/HSI presentation may be selected from the G5 menu on the G5 DG/HSI unit after reversion to the attitude display.

Loss of Electrical Power to the GAD 29B (If Installed)

In the event of a loss of aircraft electrical power to the optional GAD 29B, the heading and course datum will be unavailable to the autopilot and the autopilot may deviate from the intended path or may disconnect. GPS flight plan course information may be displayed on the HSI and VFR will be displayed in amber text on the HSI. GPSS will be displayed in amber text, if GPSS mode is selected.



1. Deselect GPSS from the G5 menu and select a different autopilot mode.
2. Lateral GPS course guidance may only be used in VFR conditions.

Loss of Electrical Power to the GAD 13 (If Installed)

In the event of a loss of aircraft electrical power to the optional GAD 13, the OAT and TAS indications will be replaced with a red X. The Density Altitude indication will be removed, and "No Wind Data" will be displayed in the wind field.



1. Use an alternate source of outside air temperature to calculate true airspeed, density altitude, and winds.

This page intentionally left blank.

SECTION 4 – NORMAL PROCEDURES

G5 Power Button and Knob

The G5 display will power on with the application of aircraft power. The G5 power button is used to turn the display on and off. Press and hold the power button to turn the display off.

The knob performs the following functions:

Press	Press to access the Menu. From the Menu, press to select the desired menu item. Press to accept the displayed value when editing numeric data or selecting from a list. Press to sync the heading or track bug for the HSI.
Turn	From the Menu, turn the Knob to move the cursor to the desired menu item. For the ADI, rotate to adjust the baro setting on the secondary altitude display. For the HSI, rotate to adjust the heading or track bug. Turn to select the desired value when editing numeric data or selecting from a list.

Backlight Intensity Adjustment

The power up state of the G5 backlight is in Auto adjustment mode.

To adjust the backlighting:

To select Manual mode from Auto mode:

1. While the unit is turned on, press the Power button.
2. Turn the knob to manually adjust the backlight intensity.
3. Press the knob to close the backlight page.

To select Auto mode from Manual mode:

1. While the unit is turned on, press the Power button.
2. Press the Power button again to select Auto.
3. Press the knob to close the backlight page.

Prior to Flight in Instrument Meteorological Conditions

1. Press the Power button on the G5 attitude indicator.
2. Verify the battery status indicator is green on the G5 attitude indicator.

Autopilot Operations with the G5 HSI

The G5 and optional GAD 29B offer various integration capabilities dependent upon the type of autopilot installed in a particular aircraft.

The G5 Electronic Flight Instrument installation in this aircraft provides the following autopilot functions (appropriate boxes will be checked):

- ☐ This installation does not interface with the autopilot (basic wing leveling autopilot or no autopilot is installed in the aircraft).
 - ☐ A GAD 29B Adapter is installed in this aircraft.
 - ☐ Course / NAV Selection coupling to the autopilot.
 - ☐ Heading Bug coupling capability to the autopilot.
 - ☐ Roll Steering (GPSS) emulated via heading mode.
- OR
- ☐ Roll Steering capable autopilot (GPSS menu function for emulation not applicable).

Course / NAV Selection Coupling to the Autopilot (If Configured)

When operating the autopilot in NAV mode, the deviation information from the installed navigation sources (i.e. GPS or NAV) is switched via the navigation source. The NAV source displayed on the HSI is the NAV source the autopilot is following. Many autopilots also use the course datum to determine the best intercept angles when operating in NAV mode.

Heading Bug Coupling Capability to the Autopilot (If Configured)

When operating the autopilot in HDG mode, the difference between the HDG bug location on the HSI and the actual aircraft heading creates an error signal which the autopilot will minimize by turning in the direction of the bug. If the bug is turned more than 180 degrees, the autopilot may turn the airplane in the opposite direction of the desired turn.

Roll Steering (GPSS) Emulated via HDG Mode (If Configured)

For autopilots that do not support digital GPSS signals, GPSS functionality may be emulated by operating the autopilot in HDG mode and selecting GPSS from the G5 menu. If the autopilot is already designed to receive roll steering information, the data is transmitted digitally from the navigator to the autopilot.

When GPSS is selected on the G5 menu, the heading bug on the HSI changes to a hollow outline and a crossed-out heading bug appears on the G5 HSI display indicating that the autopilot is not coupled to the heading bug. The bug is still controllable and may still be used for reference.



When GPSS is selected on the G5, GPSS turn commands are converted into a heading error signal to the autopilot. When the autopilot is operated in HDG mode, the autopilot will fly the turn commands from the GPS

navigator. If the GPSS data is invalid (for example, if there is no active GPS leg) or the selected HSI source on the G5 HSI is not GPS, the annunciated GPSS text will be yellow and a zero turn command will be sent to the autopilot.

HSI Source Selection (If Configured)

For aircraft configured with two navigation inputs to the G5, the desired source may be selected using the G5 knob and menu selection. Press the G5 knob to cycle between the NAV1 and NAV2 input.



HSI Portable Navigation Device GPS VFR Annunciation (If Configured)

For aircraft configured for a portable navigation device input to the G5, a GPS VFR indicated in magenta will be displayed on the HSI. When the G5 with a portable navigation device is interfaced there is not enough guidance data for IFR use.



This page intentionally left blank.

SECTION 5 – PERFORMANCE

No change.

This page intentionally left blank.

SECTION 6 – WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

This page intentionally left blank.

SECTION 7 – SYSTEM DESCRIPTION

Refer to Garmin G5 Electronic Flight Instrument Pilot's Guide for Certified Aircraft, part number 190-01112-12 Rev A (or later approved revisions), for a description of the G5 electronic flight instrument. This reference material is not required to be on board the aircraft but does contain a more in depth description of all the functions and capabilities of the G5.

The ATT circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation and to charge the internal battery.

The DG circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation when configured as a DG, and to charge the internal battery (if installed).

The HSI circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation when configured as an HSI, and to charge the internal battery (if installed).

The GAD circuit breaker supplies power to the optional GAD 29 adapter and optional GAD 13 adapter for normal power operation.

System Messages

The G5 has the capability to display system messages to the crew along the bottom of the display. A system message is indicated through a white  indication on the G5.

Messages can be displayed by pressing the G5 knob, and selecting the Message menu item.



(For Reference Only)

The following table shows the meaning of each message. System messages are displayed in white text.

Message	Meaning
External Power Lost	Aircraft power has been removed from the G5.
Critical battery fault/ Powering off	Battery has critical fault condition and the unit is about to power off to avoid damage to the battery.
Battery fault	Battery has a fault condition – unit needs service.
Battery charger fault	Battery charger has a fault condition – unit needs service.
Low battery	Battery charge level is low.
Hardware fault	Unit has a hardware fault – unit needs service.
Power supply fault	Unit power supply fault detected – unit needs service.
Unit temperature limit exceeded	Unit is too hot or too cold.
Network address conflict	Another G5 with the same address is detected on the network (most commonly a wiring error on one of the units).
Communication error	General communication error (most commonly appears in conjunction with Network Address Conflict message).
Factory calibration data invalid	Unit calibration data not valid – unit needs service.
Magnetic field model database out of date	Internal magnetic field database is out of date - software update required.
Magnetometer Hardware fault	The magnetometer has detected a fault – unit needs service. Heading data may not be available.
Using external GPS data	GPS data from another network LRU is being used. The unit's internal GPS receiver is enabled, but unable to establish a GPS fix.
Not receiving RS-232 data	The G5 is not receiving RS-232 data from the GPS navigator – system needs service.
Not receiving ARINC 429 data	The G5 is not receiving ARINC 429 data from the navigation source – system needs service.
GPS receiver fault	The G5 on-board GPS receiver has a fault.
ARINC 429 interface configuration error	The G5 ARINC 429 port is receiving information from an incorrect source – system needs service.
Software version mismatch	The G5 attitude indicator and the G5 HSI units have different software. Cross fill of baro, heading and altitude bugs is disabled.

These messages remain while the condition persists.