

TEMPORARY REVISION TR 11-01 New Oil Pressure Indicator

This Temporary Revision TR 11-01 is approved and is valid in conjunction with the latest revision of the DA20-A1 Airplane Flight Manual until this temporary revision has been incorporated into the Airplane Flight Manual.

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

Doc. No.	Section	Affected Pages
DA202-VLA, Rev. 7	Chapter 0	Page 0-7
DA202-VLA, Rev. 7	Chapter 6	Page 6-14

Instruction

- Print this document on white paper (single-sided).
- Copy on yellow paper (single-sided) at a reduced size of 72% to get the correct size for the AFM.
- Cut the paper to 6" wide by 8.5" and punch the holes on the left side of each page.
- Insert this cover page as the first page of the AFM.
- Insert the other pages of this Temporary Revision in front of the corresponding AFM pages.

Reason for Issue

Rotax has issued a service bulletin installing a new pressure sensor. A new oil pressure indicator is required to work with this sensor.

TEMPORARY REVISION TR 10-01 Entering and Exiting the Airplane

This Temporary Revision TR 10-01 is approved and is valid in conjunction with the latest revision of the DA20-A1 Airplane Flight Manual until this temporary revision has been incorporated into the Airplane Flight Manual.

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

Doc. No.	Section	Affected Pages
DA202-VLA, Rev. 7	Chapter 0	Page 0-7
DA202-VLA, Rev. 7	Chapter 4	Page 4-9
DA202-VLA, Rev. 7	Chapter 7	Page 7-9

Instruction

- Print this document on white paper (single-sided).
- Copy on yellow paper (single-sided) at a reduced size of 72% to get the correct size for the AFM.
- Cut the paper to 6" wide by 8.5" and punch the holes on the left side of each page.
- Insert this cover page as the first page of the AFM.
- Insert the other pages of this Temporary Revision in front of the corresponding AFM pages.

Reason for Issue

Cautions have been added to make sure that the canopy is closed and locked before starting the engine and while the engine is running.

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES

FLUGHANDBUCH

DA 20
KATANA

Lufttüchtigkeitsgruppe : NORMAL
Angewandte Bauvorschrift : JAR VLA incl. Änderung VLA/92/1
Serien-Nummer : 10238
Kennzeichen : D-EMOL
Ausgabedatum : 10. Mai 1996
Dokument Nr. : DA202-D

Dieses Handbuch ist stets an Bord mitzuführen! Umfang und Änderungsstand sind dem Verzeichnis der gültigen Seiten und den Aufzeichnungen der Änderungen zu entnehmen.

Die Angaben dieses Handbuchs sind dem Transport Canada anerkannten DA 20 Flight Manual, Doc. No. DA202, Revision 8 entnommen.

Wesentliche Unterschiede betreffen die Lufttüchtigkeitsgruppe, die angewandte Bauvorschrift, die genehmigten Manöver, der Inhalt der Ausrüstungsliste und die Ergänzungen für diverse Avionikaurüstungen.

Dieses Handbuch ist als Betriebsanweisung gemäß § 12 (1) 2 LuftGerPo Luftfahrt-Bundesamt anerkannt.

Datum der Anerkennung: _____ Unterschrift, Stempel: _____

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

VORWORT

Wir beglückwünschen Sie zur Wahl der **DA 20 KATANA**.

Zuverlässiger Umgang mit einem Flugzeug erhöht und garantiert Ihre Sicherheit und wird Ihnen viele Stunden der Freude geben. Nehmen Sie sich deshalb die Zeit, um sich mit Ihrer neuen KATANA 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 störungsfreien Flugbetrieb mit Ihrem Flugzeug haben können.

Alle Rechte vorbehalten.

Die Vervielfältigung dieses Handbuches oder eines Teiles davon auf jegliche Art und Weise ohne die ausdrückliche schriftliche Genehmigung von DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES ist verboten.

Copyright © by DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES

London, Ontario, Canada

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 0 - 2
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

INHALTSVERZEICHNIS

	Abschnitt
ALLGEMEINES	1
BETRIEBSGRENZEN	2
NOTVERFAHREN	3
NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	4
FLUGLEISTUNGEN	5
MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNGSLISTE	6
BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	7
HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	8
ERGÄNZUNGEN	9

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 0 - 3
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum
0	0-1	10. Mai 1996	3	3-1	12. Januar 1998
	0-2	10. Mai 1996		3-2	17. Dec 2003
	0-3	10. Mai 1996		3-3	10. Mai 1996
	0-4	05. Sep 2006		3-4	10. Mai 1996
	0-5	25. März 2004		3-5	10. Mai 1996
	0-6	25. März 2004		3-6	10. Mai 1996
	0-7	05. Sep 2006		3-7	10. Mai 1996
	0-8	05. Sep 2006		3-8	12. Januar 1998
	0-9	05. Sep 2006		3-9	12. Januar 1998
1	1-1	10. Mai 1996	3-10	10. Mai 1996	
	1-2	10. Mai 1996	3-11	10. Mai 1996	
	1-3	10. Mai 1996	3-12	10. Mai 1996	
	1-4	10. Mai 1996	3-13	10. Mai 1996	
	1-5	17. Dec 2003	3-14	10. Mai 1996	
	1-6	17. Dec 2003	3-15	10. Mai 1996	
	1-7	17. Dec 2003	3-16	12. Januar 1998	
	1-8	05. Sep 2006	3-17	12. Januar 1998	
	1-9	10. Mai 1996	3-18	10. Mai 1996	
	1-10	10. Mai 1996	3-19	10. Mai 1996	
	1-11	10. Mai 1996	3-20	17. Dec 2003	
	1-12	12. Januar 1998	4	4-1	10. Mai 1996
	1-13	12. Januar 1998		4-2	10. Mai 1996
2	2-1	12. Januar 1998		4-3	10. Mai 1996
	2-2	12. Januar 1998		4-4	10. Mai 1996
	2-3	17. Dec 2003		4-5	10. Mai 1996
	2-4	17. Dec 2003		4-6	12. Januar 1998
	2-5	17. Dec 2003		4-7	17. Dec 2003
	2-6	12. Januar 1998		4-8	10. Mai 1996
	2-7	12. Januar 1998		4-9	10. Mai 1996
	2-8	12. Januar 1998		4-10	12. Januar 1998
	2-9	12. Januar 1998		4-11	17. Dec 2003
	2-10	17. Dec 2003		4-12	12. Januar 1998
	2-11	17. Dec 2003		4-13	12. Januar 1998
	2-12	17. Dec 2003	4-14	17. Dec 2003	
	2-13	12. Januar 1998	4-15	12. Januar 1998	
	2-14	17. Dec 2003	4-16	10. Mai 1996	
	2-15	12. Januar 1998	4-17	12. Januar 1998	
	2-16	05. Sep 2006	4-18	17. Dec 2003	
	2-17	12. Januar 1998	4-19	10. Mai 1996	
	2-18	12. Januar 1998			

5. Änderung

Datum
05.Sep. 2006Seite
0 - 4

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum	
5	5-1	25. März 2004	8	7-17	17. Dec 2003	
	5-2	10. Mai 1996		7-18	05. Juli 1996	
	5-3	12. Januar 1998		8-1	10. Mai 1996	
	5-4	10. Mai 1996		8-2	17. Dec 2003	
	5-5	12. Januar 1998		8-3	17. Dec 2003	
	5-6	10. Mai 1996		8-4	05. Juli 1996	
	5-7	25. März 2004		8-5	10. Mai 1996	
	5-8	25. März 2004		8-6	10. Mai 1996	
	5-9	25. März 2004		8-7	10. Mai 1996	
	5-10	25. März 2004		9	9-1	10. Mai 1996
	5-11	25. März 2004			9-2	17. Dec 2003
	5-12	25. März 2004			E1-1	10. Mai 1996
	5-13	25. März 2004			E1-2	10. Mai 1996
	5-14	25. März 2004			E1-3	10. Mai 1996
	5-15	25. März 2004			E2-1	05. Juli 1996
6	6-1	10. Mai 1996	E2-2	17. Dec 2003		
	6-2	10. Mai 1996	E2-3	17. Dec 2003		
	6-3	12. Januar 1998	AV1-1	10. Mai 1996		
	6-4	12. Januar 1998	AV1-2	10. Mai 1996		
	6-5	10. Mai 1996	AV1-3	10. Mai 1996		
	6-6	10. Mai 1996	AV1-4	10. Mai 1996		
	6-7	12. Januar 1998	AV1-5	10. Mai 1996		
	6-8	10. Mai 1996	AV2-1	10. Mai 1996		
	6-9	10. Mai 1996	AV2-2	10. Mai 1996		
	6-10	12. Januar 1998	AV2-3	10. Mai 1996		
	6-11	10. Mai 1996	AV2-4	10. Mai 1996		
	6-12	10. Mai 1996	AV2-5	10. Mai 1996		
	6-13	17. Dec 2003	AV2-6	10. Mai 1996		
	6-14	12. Januar 1998	AV2-7	10. Mai 1996		
7	7-1	17. Dec 2003	AV2-8	10. Mai 1996		
	7-2	10. Mai 1996	AV2-9	10. Mai 1996		
	7-3	05. Juli 1996	AV3-1	10. Mai 1996		
	7-4	12. Januar 1998	AV3-2	10. Mai 1996		
	7-4 A	05. Juli 1996	AV3-3	10. Mai 1996		
	7-5	17. Dec 2003	AV3-4	10. Mai 1996		
	7-6	17. Dec 2003	AV3-5	10. Mai 1996		
	7-7	10. Mai 1996				
	7-8	12. Januar 1998				
	7-9	10. Mai 1996				
	7-10	12. Januar 1998				
	7-11	12. Januar 1998				
	7-11A	17. Dec 2003				
	7-12	12. Januar 1998				
	7-13	12. Januar 1998				
	7-14	10. Mai 1996				
7-15	10. Mai 1996					
7-16	10. Mai 1996					

AUFZEICHNUNG DER ÄNDERUNGEN

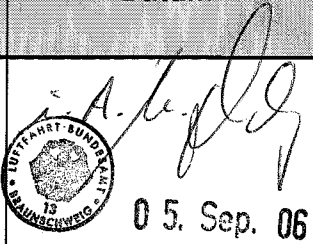
Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuchs, ausgenommen aktualisierte Wägedaten, müssen in der nachstehenden Tabelle erfaßt werden. Änderungen müssen vom LBA anerkannt werden.

Der neue oder geänderte Text wird auf der überarbeiteten Seite durch eine senkrechte schwarze Linie am rechten Rand gekennzeichnet. Die laufende Nummer der Berichtigung erscheint am linken unteren Rand der Seite.

Das Luftfahrzeug darf nur betrieben werden, wenn sich das Flughandbuch auf dem aktuellen Stand befindet.

Änd.-Nr.	Betroffene Seiten	Anerkennung	
		entsprechende Ausgabe des Transport Canada anerkannten Flughandbuchs DA20	Luftfahrtbundesamt Datum
1. Ausgabe	alle	Doc. No DA202 Revision 8 18. April 1996	10. Mai 1996
1. Änderung	0-4, 0-5, 0-6, 0-7, 0-8, 1-12, 2-15, 6-13, 7-3, 7-4A, 7-6, 7-12, 7-13, 7-17, 7-18, 8-4, 9-2, E2-1, E2-2, E2-3	Doc. No DA202 Revision 9 03. Juli 1996	05. Juli 1996
2. Änderung	0-4, 0-5, 0-6, 0-7, 0-8, 1-5, 1- 6, 1-7, 1-8, 1-12, 1-13, Kapitel 2 ganz, 3-1, 3-8, 3-9, 3-16, 3- 17, 4-6, 4-10, 4-12, 4-13, 4- 14, 4-15, 4-17, 4-18, 5-3, 5-5, 5-7, 5-10, 5-11, 6-3, 6-4, 6-7, 6-10, 6-13, 6-14, 7-4, 7-8, 7- 10, 7-11, 7-11A, 7-12, 7-13, 7- 17, 8-3, 9-2, E2-2, E2-3	Doc. No DA202 Revision 2 15. Juli 1997 und Doc. No DA202 Revision 3 12. Dezember 1997	12. Januar 1998
3. Änderung	0-4, 0-5, 0-6, 0-7, 0-8, 1-5, 1- 6, 1-7, 1-8, 2-3, 2-4, 2-5, 2-10, 2-11, 2-12, 2-14, 2-16, 3-2, 3- 20, 4-7, 4-11, 4-14, 4-18, 6-13, 7-1, 7-5, 7-6, 7-11A, 7-17, 8-2, 8-3, 9-2, E2-2, E2-3		
4. Änderung	0-4, 0-5, 0-6, 5-1, 5-7, 5-8, 5-9, 5-10, 5-11, 5-12, 5-13, 5-14, 5-15	Doc. No DA202 Revision 4 11. März 2004	

4. Änderung	Datum	Seite 0 - 6
--------------------	--------------	------------------------------

Änd.-Nr.	Betroffene Seiten	Anerkennung	
		entsprechende Ausgabe des Transport Canada anerkannten Flughandbuchs DA20	Luftfahrtbundesamt Datum
5. Änderung	0-4, 0-7, 0-8, 0-9, 1-8, 2-16	Doc. No DA202 Revision 7	 05. Sep. 06

5. Änderung	Datum	Seite 0 - 7
-------------	-------	----------------

NACHFÜHRUNGSVERZEICHNIS DER ÄNDERUNGEN

Dieses Verzeichnis sollte in diesem Flughandbuch enthalten sein, um alle Nachführungen zu erfassen. Die betroffenen Seiten jeder Änderung und das Nachführungsverzeichnis der Änderungen müssen sofort nach Erhalt in dieses Flughandbuch eingearbeitet werden. Die durch die Nachlieferung hinfällig gewordenen Seiten sind aus dem Flughandbuch zu entfernen und zu vernichten. Das Nachführungsverzeichnis der Änderungen sollte handschriftlich auf dem laufenden gehalten werden. Änderungen sind durch einen schwarzen senkrechten Strich auf der entsprechenden Seite gekennzeichnet.

Änd.-Nummer	Ausgabedatum	nachgeführt am	nachgeführt durch
1. Ausgabe	10. Mai 1996	10. Mai 1996	DIAMOND
1. Änderung	05. Juli 1996		
2. Änderung	12. Januar 1998		
3. Änderung	17. Dez 2003		
4. Änderung	25. März 2004		

5. Änderung	Datum 05.Sep. 2006	Seite 0 - 8
--------------------	------------------------------	-----------------------

BEZUGSSERVICE**Nachführungsservice für Veröffentlichungen von Diamond Aircraft**

Um sicheren Betrieb und sichere Wartung der DA20 KATANA zu gewährleisten empfehlen wir Betreibern zu überprüfen, daß ihre Dokumentation stets dem aktuellen Stand entspricht. Zum Abonnieren der Nachführungen wenden Sie sich bitte an folgende Firmen:

1. Handbücher und Veröffentlichungen die DA20 KATANA betreffend**Nordamerika und Australien:**

Diamond Aircraft Industries Inc.
Customer Support
1560 Crumlin Sideroad
London, Ontario N5V 1S2
Canada
Telefon: + 519 457 4041
Fax: + 519 457 4045
www.diamondair.com

Außerhalb:

Diamond Aircraft Industries GmbH
Kundendienst
N.A. Otto-Strasse 5
A-2700 Wiener Neustadt
Austria
+ 43 (0) 2622 26700
+ 43 (0) 2622 26780
www.diamond-air.at

2. Handbücher und Veröffentlichungen den Motor Rotax 912 betreffend**Nordamerika:**

Rotech Research Canada LTD.
6235 Okanagan Landing Road
Vernon, British Columbia V1H 1M5
Canada
Telefon: + 250 260 6299
Fax: + 250 269 6269
www.rotec.com

Außerhalb:

HB-Flugtechnik Ges.mbH.
Dr.-Adolf-Scharf-Str .44
A-4053 Haid
Austria
+ 43 (0) 7229 79104 / 79117
+ 43 (0) 7229 79104 15
www.rotax.bombardier.com

Oder kontaktieren Sie Ihren autorisierten Rotax-Händler, dessen Adresse Sie auf der Rückseite des Motorbetriebshandbuchs „912F Operators Manual“ finden.

3. Handbücher und Veröffentlichungen den Propeller HO-V352 betreffend**Nordamerika und Australien:**

Diamond Aircraft Industries Inc.
Customer Support
1560 Crumlin Sideroad
London, Ontario N5V 1S2
Canada
Telefon: + 519 457 4041
Fax: + 519 457 4045
www.diamondair.com

Außerhalb:

Hoffman Propeller
Kundendienst
Küpferlingstr. 9
D-83022 Rosenheim
Germany
+ 49 (0) 8031 18780
+ 49 (0) 8031 187878

ABSCHNITT 1

ALLGEMEINES

	Seite
1. 1. EINFÜHRUNG	1- 2
1. 2. ZULASSUNGSBASIS	1- 2
1. 3. WARNUNG, WICHTIGER HINWEIS, ANMERKUNG	1- 3
1. 4. DREISEITENANSICHT DES FLUGZEUGES	1- 4
1. 5. ABMESSUNGEN	1- 5
1. 6. MOTOR	1- 6
1. 7. PROPELLER	1- 6
1. 8. KRAFTSTOFF	1- 6
1. 9. SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL	1- 7
1.10. MASSE (GEWICHT)	1- 8
1.11. BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN	1- 9
1.12. UMRECHNUNGSFAKTOREN	1-13

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 1 - 1
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

1.1. EINFÜHRUNG

Dieses Flughandbuch wurde erstellt, um Piloten und Ausbildern alle notwendigen Informationen für einen sicheren und leistungsoptimierten Betrieb des Flugzeugs zu geben. Das Handbuch enthält alle Daten, die dem Piloten aufgrund der Vorschrift JAR-VLA inklusive des Anhangs VLS/92/1 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 Standardversion des Flugzeugs DA 20 KATANA angepaßt. Auf Kundenwunsch in das Flugzeug eingebaute Ausrüstungen (COM, NAV, GPS, Sonderzubehör) sind in den Ergänzungen im Abschnitt 9 berücksichtigt. Die zulässige Ausrüstung ist der Ausrüstungsliste (Abschnitt 6.5) zu entnehmen.

1.2. ZULASSUNGSBASIS

Die DA 20 wurde in Übereinstimmung mit den JAR VLA, Änderungsstand VLA/92/1, vom Kanadischen Verkehrsministerium (Department of Transport - DOT) zugelassen.

Lufttüchtigkeitsgruppe: NORMAL

Lärmzulässigkeitsbasis: Lärmschutzforderungen für Luftfahrzeuge LSL Kapitel X
vom 01.01.1991

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 1 - 2
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

1.3. WARNUNG, WICHTIGER HINWEIS, ANMERKUNG

Die folgenden Begriffe werden im Flughandbuch verwendet und sind wie folgt definiert:

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

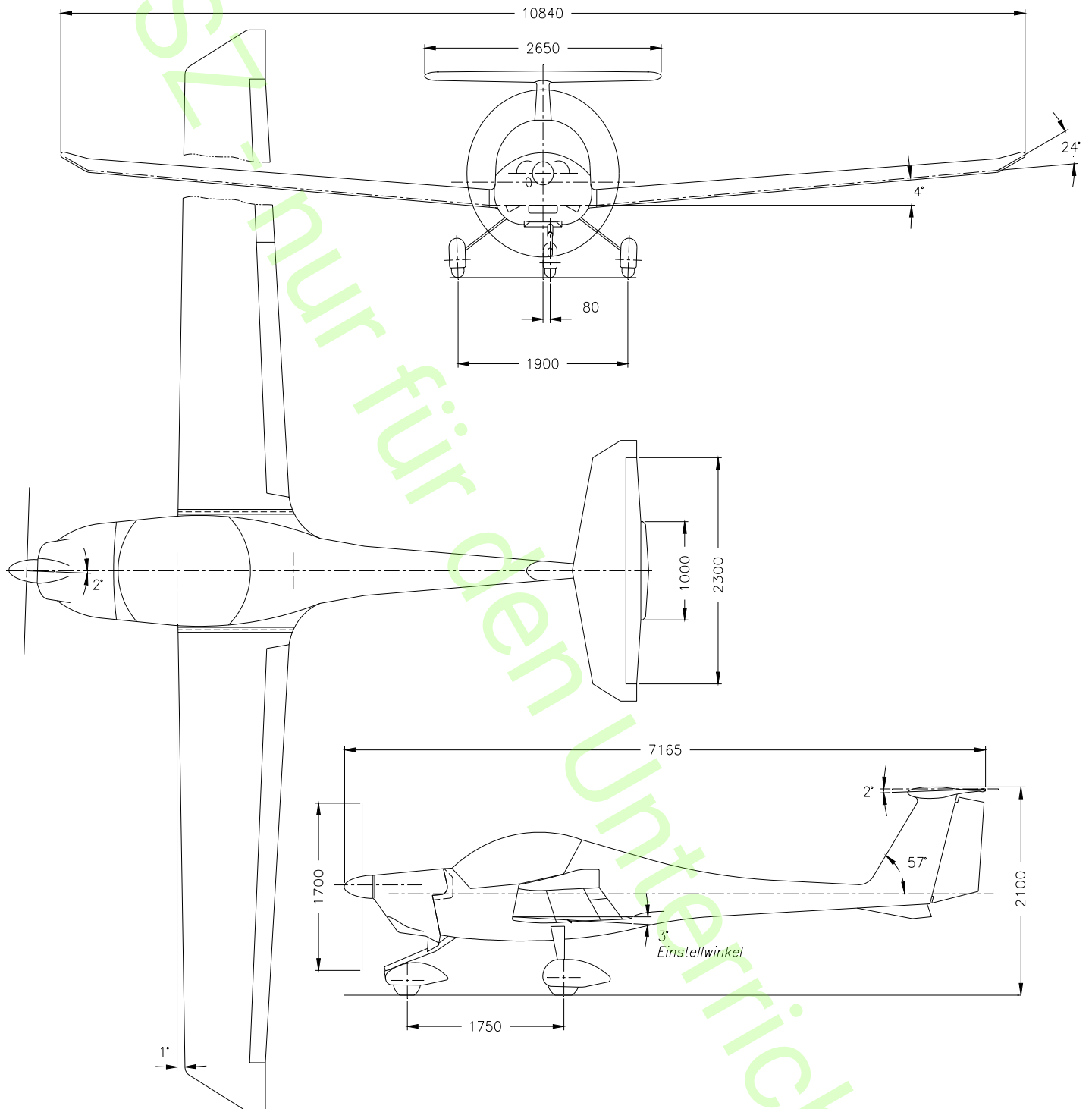
bedeutet, daß die Nichteinhaltung einer entsprechend gekennzeichneten Verfahrensvorschrift zu einer geringfügigen oder einer mehr oder weniger langfristig eintretenden Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt.

ANMERKUNG

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

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 1 - 3
-------------------	------------------------------	-----------------------

1.4. DREISEITENANSICHT DES FLUGZEUGES



Maße sind ca. Werte in Millimetern und nur als Referenz zu verstehen.

1. Ausgabe

Datum
10. Mai 1996

Seite
1 - 4

1.5. ABMESSUNGEN

1.5.1. GESAMTABMESSUNGEN

Spannweite: 10,84 m
 Länge: 7,17 m
 Höhe: 2,11 m

1.5.2. TRAGWERK

Flügelprofil: Wortmann FX 63-137/20 HOAC
 Flügelfläche: 11,6 m²
 Mittlere aerodynamische
 Flügeltiefe (MAC): 1,09 m
 Flügelstreckung: 10,0
 V-Stellung: +4° nominal
 Pfeilung Nase: +1° nominal

1.5.3. HÖHENLEITWERK

Einstellwinkel: - 2,5° ± 0,5°
 Spannweite: 2,65 m

1.5.4. FAHRWERK

Spurweite: 1,90 m
 Radstand: 1,75 m

	Bugrad	Haupträder
Reifengröße	4.00-4 (TOST)	15 x 6.00-5
	5.00-4 (GOODYEAR)	
Reifendruck	1,8 bar (26 psi)	2,3 bar (33 psi)

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 1 - 5
-------------	-----------------------	----------------

1.6. MOTOR

Rotax 912 , Vierzylinder-Viertakt-Boxermotor, flüssigkeitsgekühlte Zylinderköpfe, luftgekühlte Zylinder.

Propellerantrieb über integriertes Getriebe.

Untersetzungsverhältnis:	2,2727 : 1
Hubraum:	1211 cm ³
Abgegebene Leistung:	59,6 kW / 80 PS
bei:	2550 RPM

1.7. PROPELLER

Zweiblatt-Verstellpropeller, Fa. Hoffmann HO-V352F/170FQ
Constant Speed, hydraulische Verstell-
einrichtung

Verstellbereich:	10° - 35°
Durchmesser:	1,70 m

1.8. KRAFTSTOFF

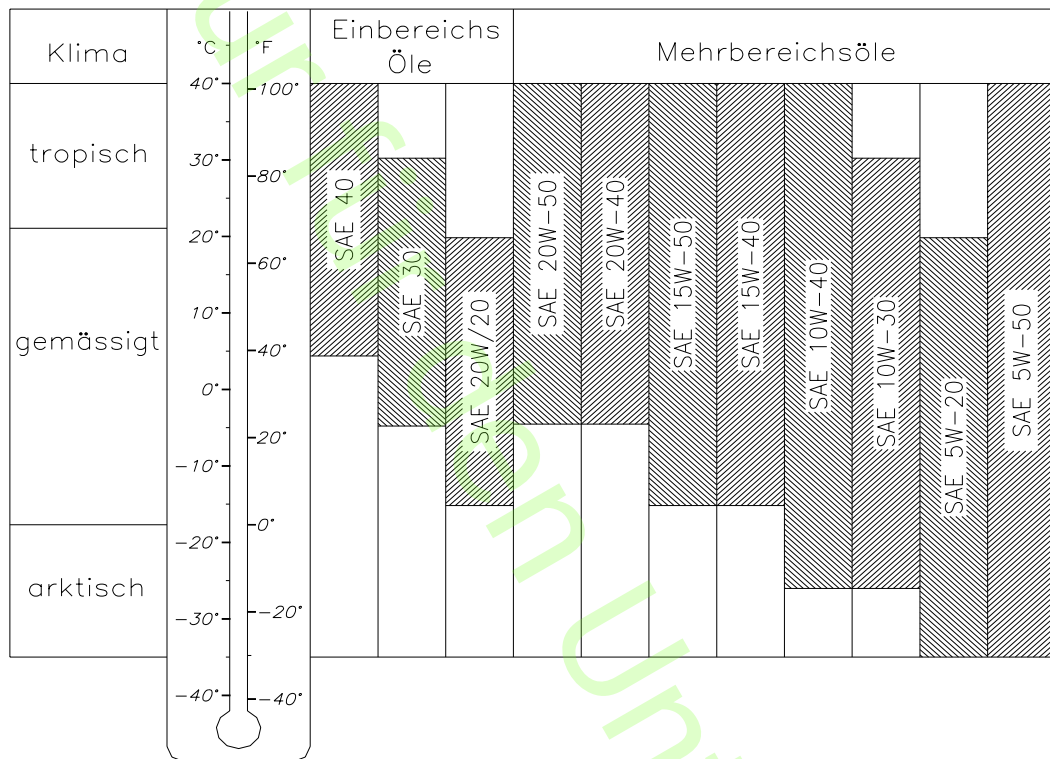
Zugelassene Kraftstoffsorte:	100LL (AVGAS)
Gesamtfassungsvermögen:	76 l
Ausfliegbare Menge:	74 l
NICHT ausfliegbare Menge:	2 l

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 1 - 6
--------------------	------------------------------	-----------------------

1.9. SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL

1.9.1. SCHMIERSTOFF

Nur nach dem API-System mit „SF“ oder „SG“ bezeichnete Markenöle verwenden. Die Viskosität ist laut nachstehender Tabelle den klimatischen Bedingungen anzupassen. Einbereichsöle sind zu vermeiden.



WICHTIGER HINWEIS

Kein Flugmotorenöl verwenden!

Bei Verwendung von AVGAS 100LL darf synthetisches Öl nicht verwendet werden.

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

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 1 - 7
--------------------	------------------------------	-----------------------

1.9.2. KÜHLMITTEL

EVANS NPG+ wasserloses Kühlmittel oder ein vergleichbares Kühlmittel müssen ohne Wasser oder andere Zusätze verwendet werden.

WARNUNG

Wasser oder wasserhaltige Kühlmittel dürfen in **keinem** Fall dem Kühlmittel hinzugefügt werden.

WICHTIGER HINWEIS

Die Daten des Kühlmittelherstellers für Kühlmittelwechsel, Gebrauch und Betrieb müssen beachtet werden.

a) Kühlmittelinhalt: Minimum: 2,4 l

Maximum: 2,5 l

b) 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 zu dessen Überlaufen im Betrieb führen. Bei völlig leerem Kühlmittelbehälter ist auch der Kühlmittelstand im Verteilergefäß auf dem Motor zu überprüfen.

ANMERKUNG

Es ist sicherzustellen, daß das Kühlmittel den erwarteten Temperaturen entspricht.

1.10. MASSE (GEWICHT)

Höchstzulässige Startmasse:	730 kg
Höchstzulässige Landemasse:	730 kg
Leermasse:	siehe Abschnitt 6
Höchstmasse im Gepäckraum:	20 kg, nur in Verbindung mit einem Sicherheitsnetz

FLÄCHENBELASTUNG

Bei höchstzul. Startmasse:	62,80 kg/m ²
Leistungsbelastung bei höchstzul. Startmasse:	12,24 kg/kW

1.11. BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN

1.11.1. Geschwindigkeiten

CAS: Berichtigte Fluggeschwindigkeit (Calibrated Airspeed), angezeigte Geschwindigkeit, berichtigt um Einbau- u. Instrumentenfehler. CAS entspricht TAS bei Standard-Atmosphärenbedingungen in NN.

KCAS: CAS, angezeigt in Knoten.

IAS: Angezeigte Geschwindigkeit (Indicated Airspeed), die am Fahrtmesser angezeigt wird.

KIAS: IAS, angezeigt in Knoten.

GS: Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed). Geschwindigkeit des Flugzeuges relativ zum Boden.

TAS: Wahre Fluggeschwindigkeit (True Airspeed). Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber Luft. TAS ist CAS berichtigt um den Höhen- und Temperaturfehler.

V_A: Manövergeschwindigkeit (Manoeuvring Speed). Max. Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug bei vollen Ruderausschlägen nicht überbelastet wird.

V_{FE}: Höchstzulässige Geschwindigkeit (Max. Flaps Extended Speed) mit ausgefahrenen Landeklappen.

V_{NE}: Zulässige Höchstgeschwindigkeit (Never Exceed Speed), sie darf nie überschritten werden.

V_{NO}: Höchstzulässige Reisegeschwindigkeit (Max. Structural Cruising Speed), sie darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit Vorsicht überschritten werden.

V_S: Überziehgeschwindigkeit ohne Leistung in der jeweiligen Konfiguration (power-off Stall Speed with the airplane in its standard configuration).

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 1 - 9
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

V_{S0} : Überziehgeschwindigkeit ohne Leistung in der Landekonfiguration (power-off Stall Speed with the airplane in landing configuration).

V_x : Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel (Best Angle-of-Climb Speed).

V_y : Geschwindigkeit für bestes Steigen (Best Rate-of-Climb Speed).

1.11.2. Meteorologische Bezeichnungen

ISA: Internationale Standardatmosphäre, bei der die Luft als trockenes, ideales 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 $-56,5^\circ$ Celsius erreicht, ist $-0,0065^\circ$ C/m und darüber 0° C/m.

OAT: Außenlufttemperatur (Outside Air Temperature).

AGL: Höhe über Grund (Above Ground Level).

Angezeigte Druckhöhe:

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

Druckhöhe:

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

Flugplatzdruck:

Aktueller Atmosphärendruck in Flugplatzhöhe.

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

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 1 - 10
-------------------	-------------------------------------	-------------------------------

1.11.3. Triebwerk

Startleistung:

Höchstzulässige Motorleistung für den Start.

Max. Dauerleistung:

Höchste, während des Flugs ununterbrochen zulässige Motorleistung.

1.11.4. Flugleistungen und Flugplanung

Demonstrierte Seitenwindgeschwindigkeit:

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

Dienstgipfelhöhe:

Die Höhe, bei der die max. Steigrate bei 100 ft/min (0,5 m/s) beträgt.

1.11.5. Masse und Schwerpunktlage

Bezugsebene (BE):

Eine angenommene vertikale Ebene, von der aus alle horizontalen Entfernungen für Schwerpunktberechnungen gemessen werden. Es ist die Ebene durch die Vorderkante der Tragfläche am Rumpf, rechtwinklig zur Rumpflängsachse.

Station: Ein definierter Punkt entlang der Rumpflängsachse, der üblicherweise als Abstand von der Bezugsebene angegeben wird.

Hebelarm: Horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt (eines Teiles).

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

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 1 - 11
-------------------	-------------------------------------	-------------------------------

Schwerpunkt:

Der Punkt, an dem sich ein Flugzeug in einem Gleichgewichtszustand befindet.

Schwerpunkthebelarm (Position des Schwerpunktes):

Entfernung des Schwerpunktes von der Bezugsebene. Den Hebelarm erhält man, wenn man das Gesamtmoment (Summe der Einzelmomente) durch die Gesamtmasse dividiert.

Schwerpunktgrenzen:

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

Ausfliegbarer Kraftstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Nicht ausfliegbarer Kraftstoff:

Jene im Tank verbleibende Kraftstoffmenge, die zur sicheren Durchführung des Fluges nicht verwendet werden kann.

Leermasse:

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

Zuladung:

Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse.

Max. Startmasse:

Höchstzulässige Masse für die Durchführung des Starts.

1.11.6. Ausrüstung

ACL: Zusammenstoßwarnlicht (Anti Collision Light)

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 1 - 12
--------------------	-------------------------------------	-------------------------------

1.11.7. Verschiedenes

CFK:	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
GFK:	Glasfaserverstärkter Kunststoff
MP:	Ladedruck (Manifold Pressure)
P/N:	Teilekennzeichnungsnummer (Part Number)
ROC:	Steigrate (Rate of Climb)
RPM:	Umdrehungen pro Minute (Revolutions per Minute)
S/N:	Werknummer (Serial Number)

1.12. UMRECHNUNGSFAKTOREN**1.12.1. Länge bzw. Flughöhe**

1 [ft]	=	0,3048 [m]
1 [in]	=	25,4 [mm]

1.12.2. Geschwindigkeit

1 [kts]	=	1,852 [km/h]
1 [mph]	=	1,609 [km/h]

1.12.3. Druck

1 [hPa]	=	100 [N/m ²] = 1 [mbar]
1 [in. Hg]	=	33,865 [hPa]
1 [psi]	=	68,97 [mbar]

1.12.4. Gewicht

1 [lbs]	=	0,454 [kg]
---------	---	------------

1.12.5. Flüssigkeitsvolumen

1 [US Gallon]	=	3,78 [Liter]
1 [Imperial Gallon]	=	4,546 [Liter]

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 1 - 13
--------------------	------------------------------	------------------------

ABSCHNITT 2

BETRIEBSGRENZEN

	Seite
2. 1. EINFÜHRUNG	2- 1
2. 2. FLUGGESCHWINDIGKEITSGRENZWERTE	2- 2
2. 3. MARKIERUNGEN DES FAHRTMESSERS	2- 3
2. 4. TRIEBWERKSGRENZWERTE	2- 3
2. 5. MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE	2- 5
2. 6. SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNGEN	2- 5
2. 7. MASSE (GEWICHT)	2- 6
2. 8. SCHWERPUNKT	2- 6
2. 9. GENEHMIGTE MANÖVER	2- 7
2.10. MANÖVERLASTVIELFACHE	2- 7
2.11. MAXIMALE ANZAHL DER PASSAGIERE	2- 8
2.12. FLUGBESATZUNG	2- 8
2.13. BETRIEBSARTEN	2- 8
2.14. KRAFTSTOFF	2- 9
2.15. HINWEISSCHILDER	2- 9
2.16. DEMONSTRIERTE SEITENWINDKOMPONENTE	2-18
2.17. TEMPERATURGRENZEN	2-18

2.1. EINFÜHRUNG

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

WARNUNG

Diese Betriebsgrenzen sind während des Betriebes einzuhalten.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 1
--------------------	------------------------------	-----------------------

2.2. FLUGGESCHWINDIGKEITSGRENZWERTE

Geschwindigkeit	IAS			Bemerkungen
	kts	mph	km/h	
V_A Manöver- geschwindigkeit	104	120	193	Über dieser Geschwindigkeit keine vollen oder abrupten Ruderausschläge zulässig, da unter bestimmten Bedingungen das Flugzeug dadurch überbelastet werden kann.
V_{FE} zul. Höchstge- schwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen	81	93	150	Diese Geschwindigkeit darf mit ausgefahrenen Landeklappen nicht überschritten werden.
V_{NO} zul. Höchstge- schwindigkeit im Reiseflug	118	135	218	Diese Geschwindigkeit darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit äußerster Vorsicht überschritten werden.
V_{NE} zul. Höchstge- schwindigkeit bei ruhigem Wetter	161	185	298	Diese Geschwindigkeit darf in keiner Betriebsart überschritten werden.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 2
-------------	-----------------------	----------------

2.3. MARKIERUNGEN DES FAHRTMESSERS

Markierung	IAS			Bedeutung
	kts	mph	km/h	
Weißer Bogen	37-81	43-93	69-150	Betriebsbereich für ausgefahrene Landeklappen.
Grüner Bogen	41-118	47-135	76-218	Normaler Betriebsbereich.
Gelber Bogen	118-161	135-185	218-298	Manöver müssen mit Vorsicht ausgeführt werden und nur bei ruhiger Luft.
Rote Linie	161	185	298	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für alle Betriebsarten.

2.4. TRIEBWERKSGRENZWERTE

2.4.1 Motor

- a) Hersteller: Bombardier Rotax, Gunskirchen/Österreich
- b) Motorenbezeichnung: 912 A3 bis S/N 10092
912 F3 ab S/N 10093

ANMERKUNG

Der Motor treibt den Propeller über ein Untersetzungsgetriebe mit dem Verhältnis 2,2727:1 an. Der Drehzahlmesser zeigt die Propellerdrehzahlen an. Deshalb sind in diesem Handbuch - im Gegensatz zum Motorhandbuch - alle Drehzahlen als Propellerdrehzahlen angegeben.

c) Motorbetriebsgrenzen

Max. Startleistung (5 min)	: 59,6 kW / 80 PS
Max. zulässige Startdrehzahl	: 2550 RPM
Max. Dauerleistung	: 58 kW / 78 PS
Max. zulässige Dauerdrehzahl	: 2420 RPM

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 3
-------------	-----------------------	----------------

(g) Cylinder Head Temperature

Maximum : 302°F (150°C)

**With Service Bulletin DA20-72-03L
Rev 2 installed:**

Maximum : 253 °F (122.8 °C)

(h) Fuel Specifications

Approved Fuel Grades : AVGAS 100LL

(i) Oil Grades

: 4 stroke motorcycle oil of a registered brand with gear additives that meets or exceeds API classification SF or SG are highly recommended.

(also see Page 1-6 for additional information on the selection of suitable lubricants)

2.4.2. Propeller**(a) Propeller Manufacturer** : Hoffmann Propeller, Rosenheim/Germany**(b) Propeller Type** : HO-V352F/170FQ or
HO-V352F/C170FQ**(c) Propeller Diameter** : 5 ft 6.9 in (1.70 m)**(d) Propeller Pitch (at 3/4 radius)** : 10° - 35°**(e) Propeller Speed Limitations**

Max. T/O RPM (max. 5 min.) : 2550 RPM

Max. Continuous RPM : 2420 RPM

d) Öldruck

Minimum	: 22 psi [1,5 bar]
Maximum	: 73 psi [5,0 bar]
Max. bei Kaltstart (kurzzeitig)	: 102 psi [7,0 bar]

e) Kraftstoffdruck

Minimum	: 2 psi [0,15 bar]
Maximum	: 6 psi [0,40 bar]

f) Öltemperatur

Minimum	: 122° F [50° C]
Maximum	: 284° F [140° C]

g) Zylinderkopftemperatur

Maximum	: 302° F [150° C]
---------	-------------------

h) Kraftstoffspezifikation : 100LL (AVGAS)

i) Ölspezifikation : Marken KFZ-Öle
(Siehe auch Abschnitt 1.9.1.)

2.4.2 Propeller

a) Hersteller : Hoffmann Propeller, Rosenheim/Deutschland

b) Propellerbezeichnung : HO-V352F/170FQ

c) Propellerdurchmesser : 1,70 m

d) Propellerblattwinkel

bei 3/4 des Radiuses : 10° - 35°

e) Propellerdrehzahlgrenzen

Start (max. 5 min)	: 2550 RPM
Max. Dauerdrehzahl	: 2420 RPM

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 4
--------------------	------------------------------	-----------------------

2.5. MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE

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

Instrument	Rote Linie = Mindestgrenze	Grüner Bogen = normaler Betriebsbereich	Gelber Bogen = Warnbereich	Rote Linie = obere Grenze
Drehzahlmesser	-	950 - 2420 RPM	2420 - 2550 RPM	2550 RPM
Öltemperaturanzeige	122° F 50° C	122 - 284° F 50 - 140° C	-	284° F 140° C
Zylinderkopf-temperaturanzeige	-	-	-	302° F 150° C
Öldruckanzeige	22 psi 1,5 bar	22 - 73 psi 1,5 - 5 bar	73 - 102 psi 5 - 7 bar	102 psi 7 bar

2.6. SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNGEN

Instrument	Rote Linie = Mindestgrenze	Grüner Bogen = normaler Betriebsbereich	Gelber Bogen = Warnbereich	Rote Linie = obere Grenze
Voltmeter	8-11 Volt	12,5 - 16 Volt	11 - 12,5 Volt	16,1 Volt

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 5
-------------	-----------------------	----------------

2.7. MASSE (GEWICHT)

Höchstzulässige Masse	: 730 kg
Höchstzuladung im Gepäckraum	: 20 kg (nur in Verbindung mit einem Gepäcknetz zulässig)

WARNUNG

Ein Überschreiten der Gewichtsbeschränkungen kann zur Überlastung des Flugzeuges sowie zur Verschlechterung von Flugeigenschaften und Flugleistungen führen.

2.8. SCHWERPUNKT

Die Bezugsebene (BE) für die Schwerpunktberechnung liegt in der Flügelvorderkante im Bereich der Wurzelrippe. Bei horizontaler Rumpfröhre liegt diese Ebene senkrecht. Verfahren zur horizontalen Ausrichtung sowie Angaben über die Leermassenschwerpunktlage finden sich im Abschnitt 6.

Vorderste Schwerpunktlage (bei jedem Gewicht):	250 mm hinter BE
Hinterste Schwerpunktlage (bei jedem Gewicht):	390 mm hinter BE

WARNUNG

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

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

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 6
--------------------	------------------------------	-----------------------

2.9. GENEHMIGTE MANÖVER

Das Flugzeug ist nach JAR-VLA in der Kategorie NORMAL zugelassen.

Zugelassene Flugmanöver in der NORMAL-Kategorie:

- 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 Schräglage von nicht mehr als 60°.

ANMERKUNG

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

2.10. MANÖVERLASTVIELFACHE

Tabelle der strukturellen Höchstlastvielfachen	bei V_A :	bei V_{NE} :	mit voll ausgefahrenen Landeklappen
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.

ANMERKUNG

Flugmanöver mit beabsichtigter negativer Belastung sind nicht gestattet.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 7
-------------	-----------------------	----------------

2.11. MAXIMALE ANZAHL DER PASSAGIERE

Maximale Anzahl der Passagiere: ein Passagier

2.12. FLUGBESATZUNG

Mindestflugbesatzung: ein Pilot, einsitzig darf das Flugzeug nur vom linken Sitz betrieben werden.

2.13. BETRIEBSARTEN

Zugelassen sind nur Flüge nach Sichtflugregeln bei Tag.

Mindestausrüstung, Flug- und Navigationsinstrumente:

Fahrtmesser
Höhenmesser
Magnetkompass

Mindestausrüstung, Triebwerksinstrumente:

Kraftstoffanzeige	Öldruckanzeige
Öltemperaturanzeige	Ansaugdruckanzeige (Manifold Pressure)
Zylinderkopftemperaturanzeige	Drehzahlmesser
Kraftstoffdruckwarnleuchte	Voltmeter
Ampèremeter	Generatorwarnleuchte

ANMERKUNG

Zusätzliche Ausrüstung kann notwendig sein, um speziellen Betriebsanforderungen oder nationalen Vorschriften zu genügen. Es liegt in der Verantwortung des Betreibers, die Einhaltung solcher Vorschriften zu beachten.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 8
-------------	-----------------------	----------------

2.14. KRAFTSTOFF

Kraftstoffinhalt: Gesamtfassungsvermögen : 76 l
 Ausfliegbare Menge : 74 l
 NICHT ausfliegbare Menge : 2 l

2.15. HINWEISSCHILDER

Es müssen folgende Hinweisschilder angebracht sein:

1. Am Instrumentenbrett, neben dem Fahrtmesser

Dieses Flugzeug ist eingestuft als Leichtflugzeug und nur fuer VFR-Fluege am Tag ausserhalb von Vereisungsbedingungen zugelassen. Alle Kunstflugmanoeuver, auch beabsichtigtes Trudeln, sind verboten. Weitere Betriebsgrenzen sind im Flughandbuch enthalten.

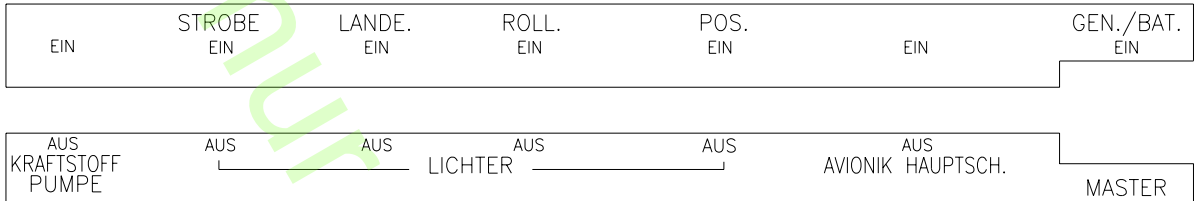
2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 9
--------------------	------------------------------	-----------------------

2. Am Instrumentenbrett, unter dem Fahrtmesser

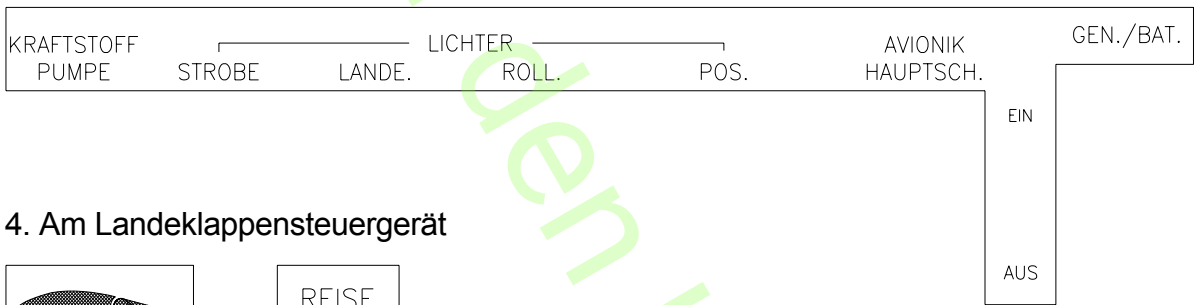
Manoevergeschwindigkeit $V_A = 104$ kts

3. Neben den Schaltern

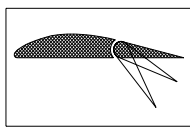
Gültig für S/N 10002 bis S/N 10020, außer Service Bulletin 95-01 wurde durchgeführt



Gültig für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde.



4. Am Landeklappensteuergerät

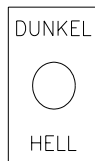


Landeklappen

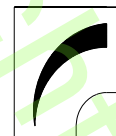
REISE
START
LANDUNG

5. Am Dimmer für Trimmungsanzeige, Landeklappenanzeige und GPS (falls eingebaut)

Gültig für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde.



6. Neben dem Beleuchtungsregler für Kabinenbeleuchtung und Brandhahn



7. Auf dem Instrumentenbrett, neben den entsprechenden Sicherungen

Gültig für S/N 10002 bis S/N 10020, außer Service Bulletin 95-01 wurde durchgeführt

KRAFTST./ OEL DRUCK		
OEL TEMP./ KRAFTST. MENGE./ AUSSENTEMP.		
KRAFTST. PUMPE	COM/NAV 1	
LANDE- SCHEIN- WERFER	TRANS- PONDER	
ROLL- SCHEIN- WERFER	INTERCOM	
INNEN- BELEUCHT.	AVIONIK HAUPT- SCHALTER	
POSITIONS- LICHTER	AVIONIK HAUPTSCH. RELAIS	
STROBE	KUENSTL. HORIZONT	
ANLASSER	KURS- KREISEL	ADF
GENERATOR RELAIS	WENDE- ZEIGER	DME
GENERATOR	LANDE- KLAPPEN	MARKER
BATTERIE	TRIMMUNG	GPS

7. Auf dem Instrumentenbrett, neben den entsprechenden Sicherungen

Gültig für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde.

ZYLINDER- KOPFTEMP./ OELDRUCK				
OEL TEMP./ KRAFTST. MENGE./ AUSSENTEMP.	COM/NAV 1			
KRAFTST. PUMPE	COM/NAV 2	COM/NAV 1		
LANDE- SCHEIN- WERFER	TRANS- PONDER	TRANS- PONDER		
ROLL- SCHEIN- WERFER	INTERCOM	INTERCOM		
INNEN- BELEUCHT.	AVIONIK HAUPT- SCHALTER	AVIONIK HAUPT- SCHALTER		
POSITIONS- LICHTER	AVIONIK HAUPTSCH. RELAIS	AVIONIK HAUPTSCH. RELAIS		
STROBE	KUENSTL. HORIZONT	KUENSTL. HORIZONT		
ANLASSER	KURS- KREISEL	KURS- KREISEL	ADF	COM/GPS 2
GENERATOR RELAIS	WENDE- ZEIGER	WENDE- ZEIGER	DME	DME
GENERATOR	LANDE- KLAPPEN	LANDE- KLAPPEN	MARKER	MARKER
BATTERIE	TRIMMUNG	TRIMMUNG	GPS	ADF

* Abhängig von der spezifischen Avionikausrüstung des Luftfahrzeuges

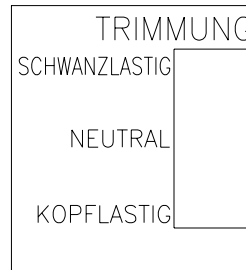
O
D
E
R
*

O
D
E
R
*

8. Oben am Instrumentenbrett, unter dem Kompaß

FOR	N	30	60	E	120	150
STEER						
FOR	S	210	240	W	300	330
STEER						
DATE	Airpath					

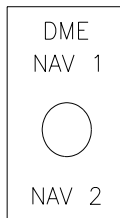
9. Um die Trimmungsanzeige, oben am Instrumentenbrett



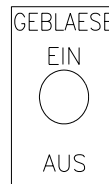
10. Oben am Instrumentenbrett, direkt im Sichtfeld des Piloten

Rauchen verboten!

11. Am DME-Wahlschalter rechts der Funkgeräte (sofern eingebaut)



12. Über der rechten Frischluftdüse am Instrumentenbrett (sofern eingebaut)



13. Über der Außentemperaturanzeige

Aussentemperatur

14. Unter dem Mikrofonanschluß auf der linken Seite des Instrumentenbretts

Mikrofon

15. Auf der Kraftstoffanzeige

Ausfliegar
74 Liter

16. Neben dem GPS (falls eingebaut)

GPS nur für VFR

17. Auf der Öldruckanzeige

OEL DRUCK

18. Auf der Öltemperaturanzeige

OEL TEMPERATUR

19. Auf der Zylinderkopftemperaturanzeige

ZYLINDER KOPF
TEMPERATUR

20. Unter dem Instrumentenbrett, über den entsprechenden Knöpfen

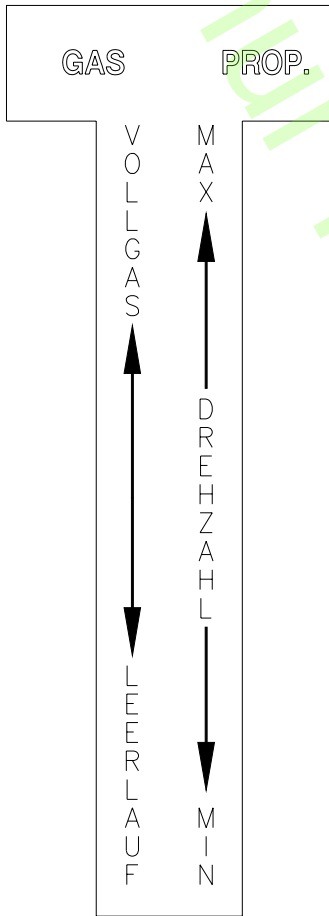
KABINENHEIZUNG
Ziehen-Ein

CHOKE
Ziehen-Ein

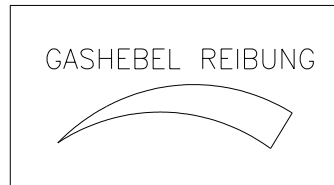
VERGAS. VORWAERM.
Ziehen-Ein

PARKBREMSE
Ziehen

21. Auf der Mittelkonsole, zwischen Gas- und Propellerverstellhebel



22. An der Mittelkonsole über dem Drehknopf für dessen Gängigkeit

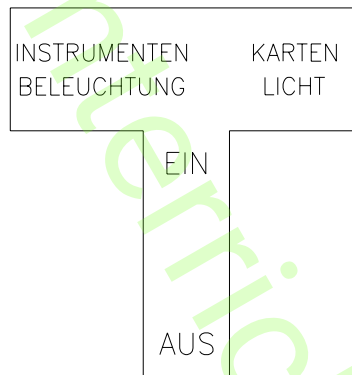


23. Neben dem Trimmungsschalter auf der Mittelkonsole



24. Neben den Innenbeleuchtungs- und Kartenlichtschalter auf der Mittelkonsole

Gültig nur für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde.



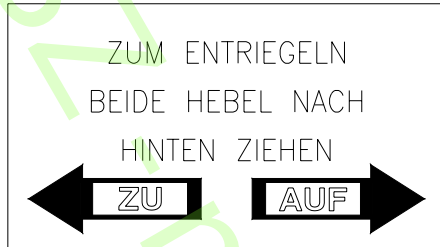
25. Neben dem Brandhahn in korrekter Position

BRANDHAHN
ZU

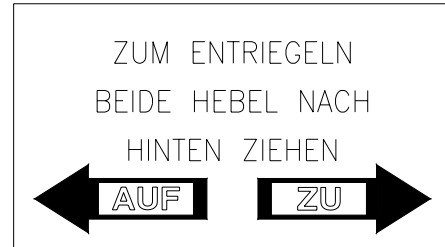
BRANDHAHN
AUF

26. Neben den Verschußhebeln der Kabinenhaubenverriegelung

innen **rechts** (teilweise rot gefärbt)



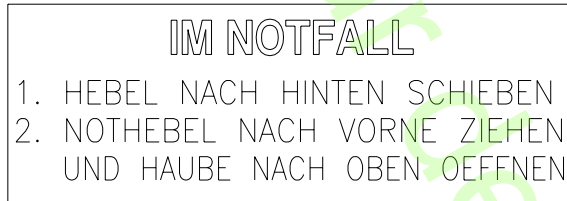
innen **links** (teilweise rot gefärbt)



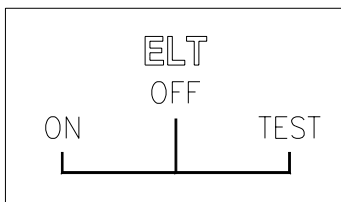
Außen links



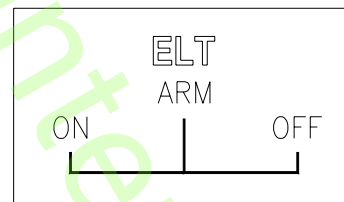
Außen rechts



27. Neben dem ELT (sofern eingebaut), zeigt die Hebelstellung an für das Modell EBC 102A

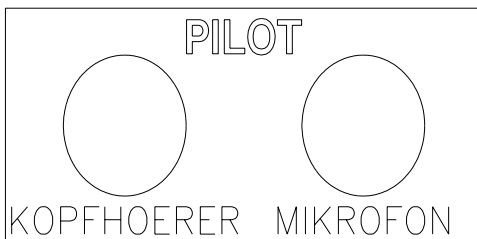


für das Modell EBC 502

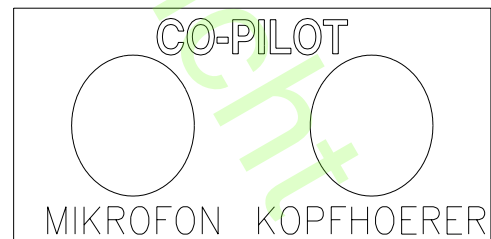


28. Neben den Anschlüssen für Kopfhörer (beide teilweise rot gefärbt)

links auf der Pilotenseite



rechts auf der Copilotenseite



29. Auf der linken Seite des Gepäckfachs

MAX. ZULADUNG GEPÄCK 20kg
NUR MIT GEPÄCKNETZ

30. Auf dem Bremsflüssigkeitsbehälter (Seitenruderpedale)

Hydraulic
Fluid 4

31. Auf der Unterseite der Klappe zum Öleinfüllstutzen (rot gefärbt)

WICHTIGER HINWEIS
KEIN FLUGMOTORENÖL
VERWENDEN

32. Auf dem Verschluß des Öleinfüllstutzens

OEL 3.4 L

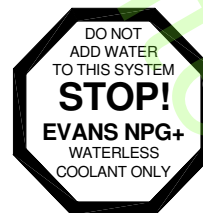
SAE 15W-40
ODER SIEHE
FLUGHANDBUCH

33. Auf dem Kühlmittelüberlaufbehälter

KUEHLMITTEL

34. Auf dem Ausgleichsgefäß für Kühlmittel

KUEHLMITTEL



35. Neben dem Tankeinfüllstutzen

76 Liter AVGAS 100LL
74 Liter ausfliegbar

5. Änderung	Datum 05.Sep. 2006	Seite 2 - 16
--------------------	------------------------------	------------------------

33. On fuselage upper skin behind cockpit (only if ELT is installed), coloured yellow



34. On fuselage underside (belly), by left wing

FUEL DRAIN

35. Under each wing and tail skid plate

TIE DOWN

36. Around Stall Warning Hole in left wing



37. On Nose Landing Gear Strut

1.8 bar
26 psi
180 kPa

38. On Main Landing Gear Strut

2.3 bar
33 psi
230 kPa

39. Above the CHT gauge if Service Bulletin
DA20-72-03L Rev 2 is installed:

MAX CHT = 253 °F (122.8 °C)

36. Hinter dem Cockpit auf dem Rumpf (nur wenn ELT eingebaut), gelb gefärbt



37. An der Rumpfunterseite, nahe des linken Flügels



38. Unter jedem Flügel und am Heck



39. Um die Öffnung der Überziehwarnung am linken Flügel



40. Am Bugradaufhängung



41. Am Hauptfahrwerksbügel



2.16. DEMONSTRIERTE SEITENWINDKOMPONENTE

Die maximal demonstrierte Seitenwindkomponente beträgt 15 kts (27 km/h).

2.17. TEMPERATURGRENZEN

Grenzen der Außentemperatur und der Temperatur des Flugzeuges für den Betrieb des Flugzeuges betragen:

Mindesttemperatur für den Start: - 35° C Außentemp.

Maximaltemperatur für den Start:

- für Luftfahrzeuge der S/N 10031 und folgende und die S/N 10002 bis S/N 10030, falls Service Bulletin SB 95-02 (Strukturtemperaturindikator) durchgeführt wurde 55° C Strukturtemp.
- für Luftfahrzeuge der S/N 10002 bis S/N 10030, falls Service Bulletin SB 95-02 (Strukturtemperaturindikator) nicht durchgeführt wurde 38° C Außentemp.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 2 - 18
-------------	-----------------------	-----------------

ABSCHNITT 3

NOTVERFAHREN

	Seite
3.1. EINFÜHRUNG	3- 2
3.2. FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN	3- 3
3.3. NOTVERFAHREN - CHECKLISTEN	
3.3. 1. Triebwerksstörungen	
(a) Triebwerksstörung während des Startlaufes	3- 4
(b) Triebwerksstörung nach dem Abheben	
I. Triebwerksleistung nicht ausreichend	3- 4
II. Triebwerk steht	3- 4
(c) Triebwerksstörung während des Fluges	
I. Rauh laufendes Triebwerk	3- 5
II. Abfall des Öldrucks	3- 5
III. Abfall des Kraftstoffdrucks	3- 5
IV. Wiederanlassen des ausgefallenen Triebwerks mit Propeller Windmilling	3- 6
V. Wiederanlassen des ausgefallenen Triebwerks bei stehendem Propeller	3- 7
3.3. 2. Notlandung	
(a) Notlandung mit stehendem Triebwerk	3- 8
(b) Sicherheitslandung mit laufendem Triebwerk	3- 8
3.3. 3. Brände	
(a) Triebwerksbrand beim Anlassen am Boden	3-10
(b) Triebwerksbrand im Flug	3-10
(c) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug	3-10
(d) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden	3-11
(e) Kabinenbrand im Flug	3-11
3.3. 4. Vereisung	
Unbeabsichtigtes Einfliegen in Vereisungszonen	3-12
3.3. 5. Beenden des unbeabsichtigten Trudelns	3-13
3.3. 6. Landung mit einem defekten Reifen am Hauptfahrwerk	3-13
3.3. 7. [Absichtlich freigelassen]	3-14

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 3 - 1
--------------------	------------------------------	-----------------------

3.3. 8. Gleitflug	3-15
3.3. 9. Störung im elektrischen System	3-15
3.3.10. Störung im Landeklappensystem	3-17
3.3 11. Störung des Anlassers	3-17
3.3.12. Störung im Avionik-System	3-18
3.3 13. Störung im Trimmungssystem	3-19
3.3.14. Ausfall der Instrumentenbrettbeleuchtung (Gültig für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde)	3-20

3.1. EINFÜHRUNG

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

Falls dennoch ein Notfall eintritt, sollten die hier angegebenen Verfahren angewandt werden, um das Problem zu beheben. Da es nicht möglich ist, alle Arten von Notfällen, die auftreten können, im Flughandbuch zu berücksichtigen, sind Kenntnisse über das Flugzeug sowie Wissen und Erfahrung des Piloten bei der Lösung von auftretenden Problemen unumgänglich.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 2
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

3.2. FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN

	V _{IAS}		
	kts	mph	km/h
Triebwerksausfall nach dem Abheben mit Landeklappen in Startstellung	60	68	110
Manövergeschwindigkeit	104	120	193
Geschwindigkeit für besten Gleitwinkel, Landeklappen in Startstellung, bei 730 kg	72	83	133
Landeklappen in Startstellung, bei 600 kg	66	76	121
Vorsorgliche Landung (mit Triebwerksleistung und Landeklappen in Landestellung)	57	66	106
Notlandung bei Triebwerksstillstand (Landeklappen in Start- oder Landestellung)	57	66	106
Notlandung mit Triebwerksstillstand (Landeklappen in Reiseflugstellung)	65	75	120

3.3. NOTVERFAHREN - CHECKLISTEN

3.3.1. Triebwerksstörungen

(a) TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES STARTLAUFES

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

(b) TRIEBWERKSSTÖRUNG NACH DEM ABHEBEN

I. TRIEBWERKSLEISTUNG NICHT AUSREICHEND

- | | |
|----------------------------------|----------------------------|
| 1. Geschwindigkeit (V_{IAS}) | 60 kts / 68 mph / 110 km/h |
| 2. Gashebel | VOLLGAS |
| 3. Vergaservorwärmung | EIN |
| 4. Choke | AUS |
| 5. Brandhahn | AUF |
| 6. Zündschalter | BOTH |
| 7. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 8. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |

WARNUNG

Wenn die Motorleistung nicht sofort wiederhergestellt werden kann, sollte das Flugzeug geradeaus gelandet werden. Hindernisse sind zu vermeiden.

Kurz vor der Landung:

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

II. TRIEBWERK STEHT

Notlandung mit stehendem Triebwerk entsprechend Punkt 3.3.2. durchführen.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 4
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

(c) TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES FLUGES**I. RAUH LAUFENDES TRIEBWERK:**

- | | |
|--------------------------------|--|
| 1. Vergaservorwärmung | EIN |
| 2. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 3. Zündschalter | L - BOTH - R - BOTH durchschalten |
| 4. Gashebel | Stellung beibehalten |
| 5. Keine Verbesserung | Motorleistung auf minimal erforderlich reduzieren, sobald wie möglich landen |

II. ABFALL DES ÖLDRUCKS

- | | |
|--|--|
| 1. Öltemperatur | prüfen |
| 2. Wenn Öldruck unter grünem Bereich abfällt, Öltemperatur bleibt normal | Landung auf nächstgelegenen Flugplatz |
| Wenn Öldruck unter grünem Bereich abfällt, mit steigender Öltemperatur | Motorleistung auf minimal erforderliche erforderlich reduzieren, sobald wie möglich landen. Auf Motorausfall und Notlandung vorbereitet sein |

III. ABFALL DES KRAFTSTOFFDRUCKS

- | | |
|--|---|
| 1. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN und auf nächstgelegenen geeigneten Flugplatz landen |
| 2. Wenn Kraftstoffdruckwarnleuchte nicht erlischt: | auf nächstgelegenen geeigneten Flugplatz landen. Auf Motorausfall und Notlandung vorbereitet sein |

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 5
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

IV. WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKS MIT PROPELLER WINDMILLING

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

- | | |
|----------------------------------|----------------------------|
| 1. Geschwindigkeit (V_{IAS}) | 70 kts / 81 mph / 130 km/h |
| 2. Landeklappen | Startstellung |
| 3. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 4. Brandhahn | AUF |
| 5. Zündschalter | BOTH |
| 6. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 7. Gashebel | 2 cm nach vorn |

Wenn Triebwerk innerhalb von 10 Sekunden nicht anspringt:
Kaltstartverfahren

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

V. WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKS BEI STEHENDEM PROPELLER

- | | | |
|--------------------------------|----------------|----------------|
| 1. Elektrische Verbraucher | | AUS |
| 2. Hauptschalter (Batterie) | | EIN |
| 3. Propellerverstellhebel | | max. Drehzahl |
| 4. Brandhahn | | AUF |
| 5. Elektrische Kraftstoffpumpe | | EIN |
| 6. Gashebel | - kalter Motor | LEERLAUF |
| | - warmer Motor | 2 cm nach vorn |
| 7. Choke | - kalter Motor | EIN (gezogen) |
| | - warmer Motor | AUS |
| 8. Zündschalter | | START |

ANMERKUNG

Durch Andrücken des Flugzeugs auf ca. 108 kts / 124 mph / 200 km/h kann der Motor ebenfalls wieder angelassen werden. Ein Höhenverlust von ca. 1000 ft / 300 m muß dabei einkalkuliert werden.

Nach erfolgreichem Anlassen:

- | | |
|-----------------------------|-----------------|
| 9. Öldruck | prüfen |
| 10. Choke | AUS |
| 11. Elektrische Verbraucher | nach Bedarf EIN |
| 12. Öltemperatur | prüfen |

3.3.2. Notlandung

(a) NOTLANDUNG MIT STEHENDEM TRIEBWERK

- | | |
|--|-----------------------------------|
| 1. Geschwindigkeit (V_{IAS}) | |
| Landeklappen in Start- oder Landstellung | 57 kts / 66 mph / 106 km/h |
| Landeklappen in Reiseflugstellung | 65 kts / 75 mph / 120 km/h |
| 2. Brandhahn | ZU |
| 3. Zündschalter | OFF |
| 4. Sicherheitsgurte | angelegt und festgezogen |
| 5. Funkgerät | Positions- und Sicherheitsmeldung |
| 6. Hauptschalter (Batterie) | AUS |

(b) SICHERHEITSLANDUNG MIT LAUFENDEM TRIEBWERK

ANMERKUNG

Eine Sicherheitslandung wird erforderlich, wenn die Fortführung des Fluges das Flugzeug oder seine Insassen gefährden würde. Solche Umstände können mechanische Schäden, Treibstoffmangel oder sich verschlechternde Wetterbedingungen einschließen.

- | | |
|--|--|
| 1. Geeignetes Landefeld suchen, dabei besonders auf Windrichtung und Hindernisse im Anflugsektor achten. | |
| 2. Sicherheitsgurte | angelegt und festgezogen |
| 3. Sinkflug einleiten | |
| 4. Gashebel | nach Bedarf |
| 5. Trimmung | nach Bedarf |
| 6. Landeklappen | nach Bedarf |
| | dabei zulässige Geschwindigkeit beachten |

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 3 - 8
--------------------	------------------------------	-----------------------

7. Ausgewähltes Landefeld in niedriger Höhe (nicht unter 500 ft / 150 m über Grund) überfliegen. Beobachten, ob das gewählte Landefeld geeignet ist und die Anflugstrecke für dieses Landefeld hindernisfrei ist.
8. Auf 1000 ft steigen (falls möglich)
9. Niedriger Überflug (ca. 100 ft) um Hindernisse wie z. B. Leitungen, Zäune, Gräben zu entdecken.
10. Auf 1000 ft steigen (falls möglich)
11. Funkgerät Positions- und Sicherheitsmeldung
12. Endanflug

Gashebel	nach Bedarf
Propellerverstellhebel	max. Drehzahl
Vergaservorwärmung	EIN
Elektrische Kraftstoffpumpe	EIN
Landeklappen	Landstellung
Geschwindigkeit (V _{IAS})	57 kts / 66 mph / 106 km/h
13. Aufsetzen mit Mindestgeschwindigkeit, dabei das Bugrad so lange wie möglich über dem Boden halten
14. Nach dem Aufsetzen:

Bremsen	nach Bedarf
Brandhahn	ZU
Zündschalter	OFF
Hauptschalter (Batterie)	AUS

ANMERKUNG

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

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 3 - 9
--------------------	------------------------------	-----------------------

3.3.3. Brände**(a) TRIEBWERKSBRAND BEIM ANLASSEN AM BODEN**

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

(b) TRIEBWERKSBRAND IM FLUG

- | | |
|--|----------------------------|
| 1. Brandhahn | ZU |
| 2. Geschwindigkeit (V_{IAS}) | 70 kts / 81 mph / 130 km/h |
| 3. Landeklappen | Startstellung |
| 4. Gashebel | VOLLGAS |
| 5. Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |
| 6. Kabinenheizung | AUS |
| 7. Notlandung mit stehendem Triebwerk
entsprechend Punkt 3.3.2. durchführen | |

(c) ELEKTRISCHER BRAND MIT RAUCHENTWICKLUNG IM FLUG

- | | |
|-----------------------------|--|
| 1. Hauptschalter (Batterie) | AUS |
| 2. Kabinenbelüftung | AUF |
| 3. Feuerlöscher | erst dann einsetzen, wenn Rauch-
entwicklung anhält |

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:

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 10
-------------------	------------------------------	------------------------

- | | |
|------------------------------|-----|
| 4. Avionikhauptschalter | AUS |
| 5. Elektrische Verbraucher | AUS |
| 6. Hauptschalter (Batterie) | EIN |
| 7. Avionikhauptschalter | EIN |
| 8. Funkgerät | EIN |
| 9. Sobald wie möglich landen | |

(d) ELEKTRISCHER BRAND MIT RAUCHENTWICKLUNG AM BODEN

- | | |
|-----------------------------|-----|
| 1. Hauptschalter (Batterie) | AUS |
|-----------------------------|-----|

Wenn das Triebwerk läuft:

- | | |
|-----------------|-----------------------|
| 2. Gashebel | LEERLAUF |
| 3. Brandhahn | ZU |
| 4. Zündschalter | OFF |
| 5. Kabinenhaube | öffnen |
| 6. Feuerlöscher | nach Bedarf einsetzen |

(e) KABINENBRAND IM FLUG

- | | |
|------------------------------|-----------------------|
| 1. Hauptschalter (Batterie) | AUS |
| 2. Kabinenbelüftung | AUF |
| 3. Kabinenheizung | AUS |
| 4. Feuerlöscher | nach Bedarf einsetzen |
| 5. Sobald wie möglich landen | |

WICHTIGER HINWEIS

Bei Benützung des Feuerlöschers ist die Kabine zu belüften!

3.3.4. Vereisung

UNBEABSICHTIGTES EINFLIEGEN 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. Vergaservorwärmung EIN
4. Drehzahl erhöhen, um Eisansatz an den Propellerblättern zu vermeiden (höchstzulässige Drehzahl beachten!).
5. Kabinenheizung EIN

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz an der Flügelvorderkante erhöht sich die Überziehggeschwindigkeit!

WICHTIGER HINWEIS

Bei Vereisung der Flügelvorderkante müssen fehlerhafte Anzeigen des Fahrtmessers, des Höhenmessers, des Variometers und der Überziehwarnung berücksichtigt werden.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 12
-------------------	------------------------------	------------------------

3.3.5. Beenden des unbeabsichtigten Trudelns

- | | |
|-------------------------------|---|
| 1. Gashebel | LEERLAUF |
| 2. Seitenruder | Vollausschlag entgegen der Trudelrichtung |
| 3. Steuerknüppel | nach vorne drücken, |
| 4. Seitenruder
beendet ist | Neutral sobald Drehung |
| 5. Landeklappen | Reiseflugstellung |
| 6. Höhenruder | Vorsichtig ziehen |
- Flugzeug aus dem Bahnneigungsflug in die Normalfluglage bringen. Dabei die höchstzulässige Geschwindigkeit (V_{NE}) nicht überschreiten.

3.3.6. Landung mit einem defekten Reifen am Hauptfahrwerk

1. Endanflug mit Landeklappen in Landstellung.
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 schadhafte Reifens ist während des Ausrollens ein voller Querruderausschlag in Richtung des unbeschädigten Reifens zu geben.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 13
-------------------	-------------------------------------	-------------------------------

3.3.7. [Absichtlich freigelassen]**[Absichtlich freigelassen]**

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 14
-------------------	-------------------------------------	-------------------------------

3.3.8. Gleitflug

- | | |
|---|-----------------------------------|
| 1. Landeklappen | Startstellung |
| 2. Geschwindigkeit (V _{IAS}) bei 730 kg | 72 kts / 83 mph / 133 km/h |
| 3. Gleitzahl
Grund | 14, d.h. bei 1000 ft / 305 m über |

ist die Gleitstrecke ohne Wind 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.

3.3.9. Störung im elektrischen System**(a) TOTALER STROMAUSFALL**

- | | |
|---|---|
| 1. Sicherung der Batterie | hineindrücken falls herausgesprungen |
| 2. Hauptschalter (Generator und Batterie) | prüfen, ob EIN |
| 3. Falls alle Maßnahmen erfolglos bleiben | Landung auf nächstgelegenen
geeigneten Flugplatz |

(b) GENERATORAUSFALL

GENERATOR-Warnleuchte leuchtet

- | | |
|---|--|
| 1. Hauptschalter (Generator) | AUS - EIN durchschalten |
| 2. Generator-Sicherung | hineindrücken falls herausgesprungen |
| 3. Generator-Kontrollsicherung | hineindrücken falls herausgesprungen |
| 4. Falls der Generator weiterhin ausfällt | alle Stromverbraucher, die für eine
sichere Flugdurchführung nicht be-
nötigt werden, abschalten. Voltmeter
und Ampèremeter beobachten. Auf
nächstgelegenen geeigneten Flug-
platz landen |

ANMERKUNG

Die Batteriekapazität beträgt noch 30 Minuten bei einer Entladung von 20 Ampère.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 15
-------------------	-------------------------------------	-------------------------------

(c) UNTERSPIANNUNGSHINWEIS (NADEL IM GELBEN BEREICH)**I. UNTERSPIANNUNGSHINWEIS WÄHREND FLUGZEUG AM BODEN IST (NADEL IM GELBEN BEREICH)**

- | | |
|---|---|
| 1. Drehzahl | Drehzahl erhöhen, bis die Nadel im grünen Bereich ist. Dies sollte bereits unter 1350 RPM geschehen |
| 2. Alle Stromverbraucher, die für eine sichere Flugdurchführung nicht benötigt werden | abschalten, bis die Nadel im grünen Bereich ist |
| 3. Wenn die Nadel im gelben Bereich bleibt und das Ampèremeter links der Mitte eine Entladung anzeigt | geplanten Flug abbrechen |

II. UNTERSPIANNUNGSHINWEIS IM FLUG (NADEL IM GELBEN BEREICH)

- | | |
|---|--|
| 1. Alle Stromverbraucher, die für eine sichere Flugdurchführung nicht benötigt werden | AUS |
| 2. Wenn die Nadel im gelben Bereich bleibt und das Ampèremeter links der Mitte eine Entladung anzeigt | Generator defekt
Gemäß Punkt 3.3.9 b) verfahren |

III. UNTERSPIANNUNGSHINWEIS WÄHREND DER LANDUNG (NADEL IM GELBEN BEREICH)

Nach der Landung	Gemäß Punkt 3.3.9 c) verfahren
------------------	--------------------------------

WARNUNG

Sollte sich zu irgendeinem Zeitpunkt die Nadel im roten Bereich befinden, so sollte auf dem nächstgelegenen geeigneten Flugplatz gelandet werden und das Flugzeug gewartet werden, bevor der Flug fortgesetzt wird.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 3 - 16
--------------------	------------------------------	------------------------

3.3.10. Störung im Landeklappensystem

Fehler in Landeklappenpositionsanzeige

- Überprüfen der Landeklappenstellung per Sichtprüfung
- Geschwindigkeit im weißen Bereich des Fahrtmessers wählen
- Alle Landeklappenschalterstellungen durchtesten, da die Klappenendstellungen ausfallsicher sind
- Je nach verfügbarer Landeklappenstellung, geändertes Landeanflugverfahren wie folgt:
 - Nur Reiseflugstellung verfügbar:
 - Anfluggeschwindigkeit um 5 kts erhöhen
 - Leistungshebel nach Bedarf
 - flacher Anflugwinkel
 - Nur Startstellung verfügbar:
 - normale Anfluggeschwindigkeit
 - Leistungshebel nach Bedarf
 - flacher Anflugwinkel
 - Nur Landestellung verfügbar:
 - normale Landung

3.3.11. Störung des Anlassers

Anlasser klinkt nach dem Anlassen des Motors nicht aus (anhaltendes heulendes Geräusch hörbar):

1. Gashebel LEERLAUF
2. Zündschalter OFF, geplanten Flug abbrechen

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 3 - 17
--------------------	------------------------------	------------------------

3.3.12. Störung im Avionik-System**TOTALER AVIONIK-AUSFALL**

- | | |
|---------------------------------|---|
| 1. Prüfe Avionik-Hauptsicherung | Falls herausgesprungen, wieder hineindrücken und Status beobachten. Falls Sicherung wieder herausspringt, auf nächstgelegenen geeigneten Flugplatz landen |
| 2. Prüfe Avionik-Hauptschalter | Avionik-Hauptschalter AUS-AN durchschalten. Wenn das Avionik-System weiterhin ausfällt, Avionik-Hauptsicherung ziehen und auf nächstgelegenen geeigneten Flugplatz landen |

KEIN FUNKEMPFANG BEI BETRIEBSBEREITEM GERÄT:

- | | |
|--------------------------|--|
| 1. Mikrophon-Sprechtaste | prüfen, ob sie verhakt ist (siehe Display am Funkgerät) |
| 2. Kopfhörer | prüfen
SQUELCH kurz deaktivieren
falls kein Rauschen hörbar,
Kopfhöreranschluß prüfen |

SENDEN BEI BETRIEBSBEREITEM GERÄT NICHT MÖGLICH

- | | |
|--------------------------------|--|
| 1. Gewählte Frequenz | prüfen, ob richtig |
| 2. Mikrophon

einsetzen) | prüfen, falls verfügbar, ein anderes verwenden (oder Kopfhörer |

Sollte die Störung nicht beseitigt werden können, ggf. den Transponder auf den Code „7600“ einstellen, wenn die Situation dies erfordert.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 18
-------------------	-------------------------------------	-------------------------------

3.3.13. Störung im Trimmungssystem

VERHAKTE TRIMMUNG

- | | |
|-----------------|--|
| 1. Sicherung | prüfen, hineindrücken, falls herausgesprungen |
| 2. Kippschalter | in beide Richtungen drücken,
5 Min. warten, Versuch wiederholen |

ANMERKUNG

Das Höhenruder ist weiterhin über den gesamten Bereich verfügbar, es sind allerdings Kräfte bis zu 9 kg am Steuerknüppel zu erwarten.

3. auf nächstgelegenen geeigneten Flugplatz landen

TRIMMUNG LÄUFT DAVON

- | | |
|---------------------------------|--|
| 1. Steuerknüppel | fest greifen und Flugzeug unter Kontrolle behalten |
| 2. Sicherung für Trimmungsmotor | Sicherung ziehen |
| 3. Kippschalter | prüfen, ob gedrückt |

Falls der Grund für dieses Problem offensichtlich ist und behoben werden konnte, kann die Sicherung wieder hineingedrückt werden.

ANMERKUNG

Es dauert in etwa 10 Sekunden, um die Trimmung von einer Endstellung in die andere zu fahren.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 19
-------------------	------------------------------	------------------------

3.3.14 Ausfall der Instrumentenbrettbeleuchtung

(Gültig für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde)

- | | |
|---|--|
| 1. Schalter für Kartenlicht | EIN |
| 2. Schalter für Instrumentenbrettbeleuchtung | AUS - EIN durchschalten |
| 3. Instrumentenbeleuchtungsregler | im Uhrzeigersinn bis zum Anschlag drehen |
| 4. Sicherung für Instrumentenbrettbeleuchtung | hineindrücken, falls herausgesprungen |
| 5. Falls NICHT erfolgreich | Taschenlampe einsetzen |

Es ist mit einer Störung im elektrischen System zu rechnen.
Hierzu ist Abschnitt 3.3.9. zu beachten.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 3 - 20
-------------------	------------------------------	------------------------

ABSCHNITT 4

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

	Seite
4.1. EINFÜHRUNG	4- 2
4.2. FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	4- 3
4.3. TEMPERATURFÜHLER FÜR DIE RUMPFSTRUKTUR	4- 4
4.4. CHECKLISTE NORMALVERFAHREN	4- 6
4.4. 1. Vorflugkontrolle	
I. Innenkontrolle	4- 6
II. Außenkontrolle, Sichtprüfung	4- 7
4.4. 2. Vor dem Anlassen des Triebwerkes	4-11
4.4. 3. Anlassen des Triebwerkes	4-12
4.4. 4. Vor dem Rollen	4-13
4.4. 5. Rollen	4-13
4.4. 6. Vor dem Start (Motor abbremesen)	4-14
4.4. 7. Start	4-15
4.4. 8. Steigflug	4-16
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	4-18
4.4.15. Flug im Regen	4-19

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 4 - 1
-------------------	------------------------------	-----------------------

4.1. EINFÜHRUNG

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

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 4 - 2
-------------------	------------------------------	-----------------------

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.

START	V _{IAS}		
	kts	mph	km/h
Steigfluggeschwindigkeit bei normalem Start bis über 15 m (50 ft) Hindernis	60	68	110
Geschwindigkeit für bestes Steigen in Meereshöhe V _Y (Landeklappen Startstellung)	65	75	120
Geschwindigkeit für besten Steigwinkel in Meereshöhe V _X (Landeklappen Startstellung)	57	66	106

LANDUNG	V _{IAS}		
	kts	mph	km/h
Anfluggeschwindigkeit für normale Landung, Landeklappen in Landstellung	57	66	106
Geschwindigkeit zum Steigen beim Durchstarten, Landeklappen in Landstellung	57	66	106
Höchste nachgewiesene Seitenwindgeschwindigkeit bei Start und Landung	15	17	27

REISEFLUG	V _{IAS}		
	kts	mph	km/h
Höchstzulässige Geschwindigkeit bei Turbulenz V _{NO}	118	135	218
Höchstzulässige Geschwindigkeit für volle Ruderausschläge V _A	104	120	193
Höchstzulässige Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen V _{FE}	81	93	150

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 4 - 3
------------	-----------------------	----------------

4.3. TEMPERATURFÜHLER FÜR DIE STRUKTURTEMPERATUR

Auf der Holmbrücke ist ein Temperaturfühler angebracht, der anzeigt, ob die Strukturtemperatur die Betriebsgrenze (siehe Abschnitt 2.17) überschreitet. Die Strukturtemperatur muß nur dann überprüft werden, wenn die Außenlufttemperatur mehr als 38° C (100° F) beträgt.

Der Temperaturfühler ist zwischen der Überlappung der beiden Sitzkissen zugänglich, er ist durch einen Einschnitt in den Sitzschalen zu sehen (Siehe Figur 2).

Der Temperaturfühler erscheint bei Temperaturen unter dem Limit von 55° C (131° F) rot gefärbt, ganz schwach ist „55“ (° C) zu erkennen. Bei Temperaturen über dem Limit von 55° C (131° F) verfärbt sich der Temperaturfühler in eine vom schwarzem Hintergrund deutlich rot abgesetzte „55“ (° C) (Siehe Figur 1).

ANMERKUNG

Während sich die Strukturtemperatur dem Limit annähert, wird sich der Hintergrund langsam verdunkeln, bevor er schwarz wird; die graduelle Veränderung alleine bedeutet noch kein Flugverbot.

Figur 1

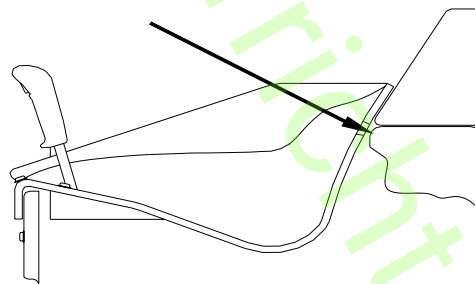


Eine rote „55“ auf schwarzem Hintergrund bedeutet, daß das Limit der Strukturtemperatur überschritten ist, der Flug ist verboten.

Ausschliesslich rot gefärbt zeigt an, daß die Strukturtemperatur unter dem Limit liegt. Der Flug ist erlaubt.

Lage des Temperaturfühlers, auf der Rumpfmittellinie

Figur 2



FSZ - nur für den Unterricht

[Absichtlich freigelassen]

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 4 - 5
-------------------	------------------------------	-----------------------

4.4. CHECKLISTE NORMALVERFAHREN

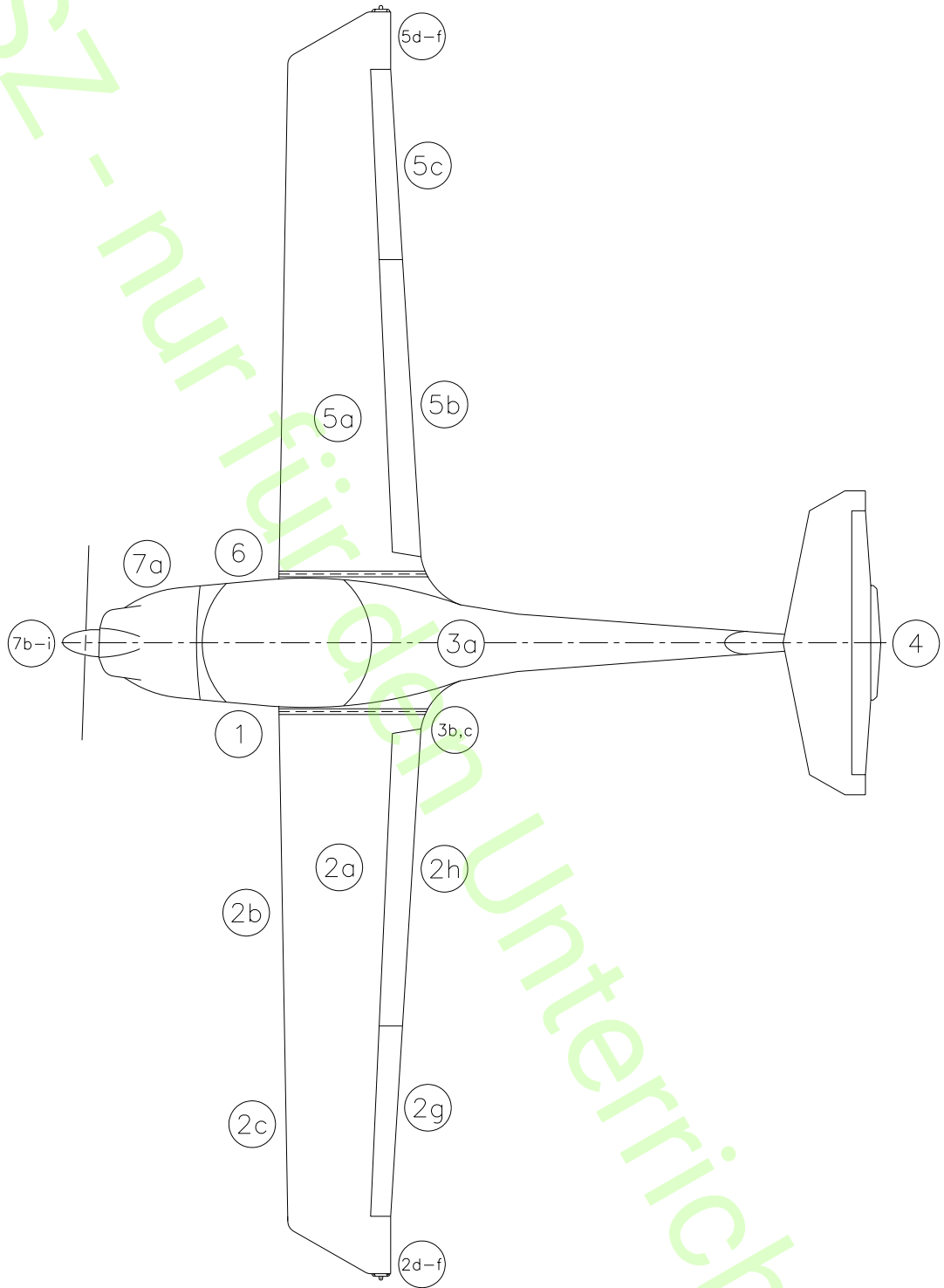
4.4.1. Vorflugkontrolle

I. Innenkontrolle

- | | |
|--|---|
| 1. Temperaturfühler (falls die Außen-
temperatur 38° C (100° F) überschreitet | prüfen, ob die Strukturtemperatur
55° C (131° F) überschreitet |
| 2. Flugzeugpapiere | prüfen |
| 3. Steuerknüppelverriegelung | entfernen |
| 4. Steuerknüppel | prüfe sinngemäße Ruderausschläge |
| 5. Zündschlüssel | abgezogen |
| 6. Vergaservorwärmung | freigängig, AUS |
| 7. Kabinenheizung | freigängig |
| 8. Choke | freigängig, selbstrückstellend |
| 9. Parkbremse | lösen |
| 10. Gashebel | freigängig, LEERLAUF |
| 11. Propellerverstellhebel | freigängig, max. Drehzahl |
| 12. Hauptschalter (Batterie) | EIN |
| 13. Warnlichter (Generator, Benzindruck,
Kabinenhaube) | leuchten auf |
| 14. Kraftstoffvorrat | ausreichend |
| 15. Triebwerksinstrumente, Ampère- und Voltmeter | prüfen |
| 16. Sicherungen | gedrückt |
| 17. Kartenlicht | funktionstüchtig |
| 18. Instrumentenbeleuchtung | funktionstüchtig und regelbar |
| 19. Trimmung | NEUTRAL |
| 20. Landeklappen (Anzeige und Funktion) | prüfen, voll ein- und ausfahren |
| 21. Trimmungs- und Landeklappenanzeige | funktionstüchtig und regelbar |
| 22. Aussenbeleuchtung | funktionstüchtig soweit erforderlich |
| 23. Hauptschalter (Batterie) | AUS |
| 24. Fremdkörperkontrolle | durchführen |
| 25. Notsender (ELT) EBC Modell 502
EBC Modell 102A „OFF“ | „ARM“ (betriebsbereit) |
| 26. Feuerlöscher | prüfen |
| 27. Gepäck | verstaut, Gepäcknetz eingehängt |
| 28. Kabinenhaube | sauber, unbeschädigt |

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 4 - 6
--------------------	-------------------------------------	------------------------------

II. Außenkontrolle, Sichtprüfung



WICHTIGER HINWEIS

Unter Sichtprüfung ist zu verstehen: Überprüfung auf Beschädigungen, Verschmutzung, Risse, Delaminationen, Spielfreiheit, lockere oder unsachgemäße Befestigung und allgemeinen Zustand; bei Rudern zusätzlich deren Gängigkeit.

WICHTIGER HINWEIS

Die Parkbremse ist vor dem Entfernen der Bremsklötze zu setzen.

1. Linkes Hauptfahrwerk

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

2. Linke Tragfläche

- | | |
|--|----------------------------|
| a) Gesamte Flügelfläche | Sichtprüfung |
| b) Überziehwarnung | prüfen (an Bohrung saugen) |
| c) Pitot-Statiksonde | sauber, Bohrungen offen |
| d) Erdverankerung | entfernen |
| e) Roll- und Landescheinwerfer | Sichtprüfung |
| f) Randbogen, Positions- und Strobelichter | Sichtprüfung |
| g) Massenausgleich des Querruders | Sichtprüfung |
| h) Querruder und Inspektionsloch | Sichtprüfung |
| i) Landeklappen und Inspektionsloch | Sichtprüfung |

4.4. NORMAL OPERATION CHECKLIST

4.4.2. Before Starting Engine

CAUTION

Before starting the engine, the canopy must be closed and locked. The red handles must be moved fully forward.

After starting the engine the canopy must be closed and locked and stay closed and locked until the engine is shut down.

During engine operation it is prohibited to enter or exit the airplane.

1.	Preflight Inspection	performed
2.	Pedals	adjust, lock
3.	Passenger Briefing	performed
4.	Safety Belts	fasten
5.	Parking Brake	set
6.	Controls	free
7.	Fuel Shut-off Valve	OPEN
8.	Carburetor Heat	OFF
9.	Throttle	IDLE
10.	Propeller Speed Control Lever	max. RPM
11.	Friction Device of Throttle Quadrant	adjust
12.	Avionics Master Switch	OFF
13.	Master Switch (Battery/Generator)	ON
14.	Generator Warning Light	illuminated
15.	Fuel Pressure Warning Light	illuminated
16.	Exterior Lights	as required
17.	Instrument Panel Lighting	as required
18.	Canopy	Close and Secure
19.	Canopy Locking Warning Light	OFF

NOTE

Under certain circumstances, activation of the fuel pressure warning light might take as long as 10 minutes after shutting down the engine or switching off the electric fuel pump.

3. Rumpfröhre

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

4. Leitwerke

- a) Flossen und Ruder Sichtprüfung
- b) Erdverankerung an der Finne entfernen
- c) Trimmruder Sichtprüfung

5. Rechte Tragfläche

- a) Gesamte Flügelfläche Sichtprüfung
- b) Landeklappen und Inspektionsloch Sichtprüfung
- c) Querruder und Inspektionsloch Sichtprüfung
- d) Massenausgleich des Querruders Sichtprüfung
- e) Randbogen, Positions- und Strobelichter Sichtprüfung
- f) Erdverankerung entfernen

6. Rechtes Hauptfahrwerk

- a) Fahrwerksbügel Sichtprüfung
- b) Radverkleidung Sichtprüfung
- c) Reifendruck (2,3 bar) prüfen
- d) Reifen, Rad, Bremse Sichtprüfung
- e) Bremsklötze entfernen

7. Rumpfvorderteil

- | | |
|---|--|
| <p>a) - Ölstand</p> <p style="padding-left: 40px;">- Kühlmittelstand</p> | <p>mittels Peilstab überprüfen
Min./Max.-Werte werden durch Flach-
stelle am Peilstab angezeigt
zwischen Peilstabmarken,
wenn nötig: auffüllen</p> |
| <p>b) Cowling</p> | <p>Sichtprüfung</p> |
| <p>c) Lufteinlässe (sieben)</p> | <p>frei</p> |
| <p>d) Propeller</p> <p style="padding-left: 40px;">Bodenfreiheit min. ca. 25 cm</p> | <p>Sichtprüfung
Bodenfreiheit min. ca. 25 cm</p> |
| <p>e) Propellerblätter</p> | <p>per Hand Verstellbereich prüfen</p> |
| <p>f) Spinner</p> | <p>Sichtprüfung</p> |
| <p>g) Bugfahrwerk</p> | <p>Sichtprüfung, Schleppgabel entfernt</p> |
| <p>h) Radverkleidung</p> | <p>Sichtprüfung</p> |
| <p>i) Reifendruck (1,8 bar)</p> | <p>prüfen</p> |
| <p>j) Reifen und Rad</p> | <p>Sichtprüfung</p> |
| <p>k) Bremsklötze</p> | <p>entfernen</p> |

4.4.2. Vor dem Anlassen des Triebwerkes

- | | |
|--|----------------------------|
| 1. Vorflugkontrolle | durchgeführt |
| 2. Pedale | einstellen und verriegeln |
| 3. Einweisung des Passagieres | durchgeführt |
| 4. Sicherheitsgurte | festgezogen |
| 5. Parkbremse | setzen |
| 6. Steuerknüppel | freigängig |
| 7. Brandhahn | AUF |
| 8. Vergaservorwärmung | AUS |
| 9. Gashebel | LEERLAUF |
| 10. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 11. Hebelreibung am Throttle Quadrant | einstellen |
| 12. Avionikhauptschalter | AUS |
| 13. Hauptschalter (Generator und Batterie) | EIN |
| 14. Generatorwarnleuchte | leuchtet |
| 15. Kraftstoffdruckwarnleuchte | leuchtet |
| 16. Aussenbeleuchtung | nach Bedarf |
| 17. Instrumentenbrettbeleuchtung | nach Bedarf |
| (Gültig nur für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde) | |
| 18. Kabinenhaube | geschlossen und verriegelt |
| 19. Warnlicht Kabinenhaubenverriegelung | AUS |

ANMERKUNG

Die Kraftstoffdruckwarnleuchte kann unter Umständen erst nach ca. 10 min Motorstillstand oder dem Ausschalten der elektrischen Kraftstoffpumpe ansprechen.

4.4.3. Anlassen des Triebwerkes

ANMERKUNG

Extrem niedrige Temperaturen erfordern, daß das Triebwerk vor dem Anlassen vorgeheizt wird. Zufriedenstellende Ergebnisse bei einer Außentemperatur von -35° C wurden nach einer Vorwärmphase von 2 Stunden mit einem Vorwärmgerät von Tannis TAS100-27 erzielt.

- | | | |
|--------------------------------|----------------|------------------------------|
| 1. Elektrische Kraftstoffpumpe | | EIN (Pumpgeräusch hörbar) |
| 2. Kraftstoffdruckwarnleuchte | | AUS |
| 3. Gashebel | - kalter Motor | LEERLAUF |
| | - warmer Motor | ca. 2 cm. nach vorne |
| 4. Choke | - kalter Motor | EIN, voll gezogen und halten |
| | - warmer Motor | AUS |
| 5. Fußspitzenbremsen | | halten |
| 6. Propellerbereich | | frei |

WARNUNG

Die Propellergefahrenzone muß frei sein!

- | | |
|-----------------|-------|
| 7. Zündschalter | START |
|-----------------|-------|

ANMERKUNG

Bei Anlaßvorgängen bei extremer Kälte muß der Choke aktiviert sein, bis sich das Triebwerk zu erwärmen beginnt.

- | | |
|-------------|--|
| 8. Choke | AUS |
| 9. Gashebel | max. 1500 RPM |
| 10. Öldruck | im grünen Bereich nach
spätestens 10 Sekunden |

WICHTIGER HINWEIS

Bei Öldruck unter 22 psi (1,5 bar) Motor nach 10 Sekunden sofort abstellen!

ANMERKUNG

Der Öldruck kann bis in den gelben Bereich steigen, solange die Öltemperatur normale Betriebstemperaturen noch nicht erreicht hat.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 4 - 12
--------------------	------------------------------	------------------------

ANMERKUNG

Den Starter max. 10 Sekunden betätigen, danach eine Abkühlphase von 2 Minuten einlegen.

ANMERKUNG

Um den Motor zu starten, werden für die elektronische Zündung 100 Propellerumdrehungen benötigt.

- | | |
|---------------------------------|-------------|
| 11. Generatorwarnleuchte | AUS |
| 12. Aussenbeleuchtung | nach Bedarf |
| 13. Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |

4.4.4. Vor dem Rollen

- | | |
|--------------------------------------|---|
| 1. Avionikhauptschalter | EIN |
| 2. Fluginstrumente und Avionik | einstellen |
| 3. Triebwerksüberwachungsinstrumente | prüfen |
| 4. Voltmeter | prüfen, ob Nadel im grünen Bereich ist. |
| | Hierfür Drehzahl erhöhen oder für den Flug unnötige elektrische Verbraucher abschalten. |
| 5. Parkbremse | lösen |

WICHTIGER HINWEIS

Den Motor bis zu einer Öltemperatur von mindestens 122° F (50° C) mit 1100 bis 1500 RPM warmlaufen lassen (auch beim Rollen möglich).

4.4.5. Rollen

- | | |
|--------------------------------|--------|
| 1. Bremsen | prüfen |
| 2. Richtungssteuerung | prüfen |
| 3. Fluginstrumente und Avionik | prüfen |
| 4. Kompaß | prüfen |

WICHTIGER HINWEIS

Bei hohen Drehzahlen kann der Propeller durch Dreck, lockere Steinchen und Wasser beschädigt werden.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 4 - 13
--------------------	------------------------------	------------------------

4.4.6. Vor dem Start (Motor abbremesen)

ANMERKUNG

Bei Außentemperaturen von unter -20° C ist die Kabinenheizung vor dem Abheben für mindestens 10 Minuten zu aktivieren.

- | | |
|--------------------------------------|--|
| 1. Fußspitzenbremse | halten |
| 2. Sicherheitsgurte | angelegt und festgezogen |
| 3. Kabinenhaube | geschlossen und verriegelt |
| 4. Kraftstoffdruckwarnleuchte | AUS (falls das Warnlicht leuchtet, ist technische Wartung erforderlich, der Flug sollte nicht begonnen werden) |
| 5. Brandhahn | prüfen, ob AUF |
| 6. Kraftstoffvorrat | prüfen |
| 7. Triebwerksüberwachungsinstrumente | im grünen Bereich |
| 8. Trimmung | NEUTRAL |
| 9. Steuerknüppel | freigängig |
| 10. Gashebel | 1800 - 1900 RPM |
| 11. Propellerverstellhebel | 3 x voll ziehen,
(Drehzahlabfall: 50 - 250 RPM) |
| 12. Zündschalter | L - BOTH - R - BOTH durchschalten
(Max. Drehzahlabfall: 150 RPM
Max. Differenz [L/R]: 50 RPM
Min. Differenz: Abfall muß zumindest bemerkbar sein) |
| 13. Gashebel | 1500 RPM |
| 14. Vergaservorwärmung | AN, Drehzahlabfall max. 50 RPM |
| 15. Gashebel | LEERLAUF |
| 16. Vergaservorwärmung | AUS |
| 17. Sicherungen | prüfen, ob hineingedrückt |
| 18. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 19. Landeklappen | Startstellung |
| 20. Parkbremse | lösen |

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 4 - 14
--------------------	------------------------------	------------------------

4.4.7. Start

- | | |
|---|----------------------------|
| 1. Elektrische Kraftstoffpumpe | prüfen, ob EIN |
| 2. Hauptschalter (Generator und Batterie) | prüfen, ob EIN |
| 3. Zündschalter | prüfen, ob BOTH |
| 4. Vergaservorwärmung | prüfen, ob AUS |
| 5. Landeklappen | prüfen, ob Startstellung |
| 6. Propellerverstellhebel | prüfen, ob max. Drehzahl |
| 7. Gashebel | VOLLGAS |
| 8. Drehzahl | prüfen, ob 2400 - 2500 RPM |
| 9. Höhenruder - beim Anrollen | NEUTRAL |
| 10. 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.

- | | |
|--|----------------------------|
| 10. Bugrad abheben (V_{IAS}) | 51 kts / 59 mph / 95 km/h |
| 11. Steigfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 60 kts / 69 mph / 111 km/h |

WICHTIGER HINWEIS

Für die kürzest mögliche Startstrecke über ein 15 m (50 ft) Hindernis:

- | | |
|--|----------------------------|
| Abhebegeschwindigkeit (V_{IAS}) | 57 kts / 66 mph / 106 km/h |
| Steigfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 60 kts / 69 mph / 111 km/h |

- | | |
|---------------------------------|---------------------------------|
| 12. Propellerverstellhebel | 2400 RPM (über Sicherheitshöhe) |
| 13. Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |

ANMERKUNG

Aus Lärmgründen sollte die Drehzahl auf 2400 RPM reduziert werden, sobald eine sichere Flughöhe erreicht ist.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 4 - 15
--------------------	------------------------------	------------------------

4.4.8. Steigflug

- 1. Propellerverstellhebel 2400 RPM
- 2. Gashebel VOLLGAS
- 3. Triebwerksüberwachungsinstrumente im grünen Bereich
- 4. Landeklappen Start- oder Reiseflugstellung
- 5. Fluggeschwindigkeit 65 kts / 75 mph / 120 km/h
- 6. Trimmung nach Bedarf

ANMERKUNG

Die Geschwindigkeit für bestes Steigen sinkt mit zunehmender Höhe.

Höhe in ft	Geschwindigkeit (V _{IAS})					
	Landeklappen Startstellung			Landeklappen Reiseflugstellung		
	kts	mph	km/h	kts	mph	km/h
0 - 4000	65	75	120	69	79	128
4000 - 7000	63	73	117	65	75	120
7000 -10000	62	71	115	---	---	---
10000	59	68	110	---	---	---

4.4.9. Reiseflug

- 1. Gashebel nach Bedarf
- 2. Propellerverstellhebel 1900 - 2400 RPM

ANMERKUNG

Günstige Ansaugdruck/Drehzahl-Kombinationen: siehe Abschnitt 5.

- 3. Landeklappen Reiseflugstellung
- 4. Trimmung nach Bedarf
- 5. Triebwerküberwachungsinstrumente prüfen

4.4.10. Sinkflug

- | | |
|--------------------------------|-----------------|
| 1. Vergaservorwärmung | nach Bedarf |
| 2. Fluginstrumente und Avionik | nachstellen |
| 3. Gashebel | nach Bedarf |
| 4. Propellerverstellhebel | 1900 - 2400 RPM |

WICHTIGER HINWEIS

zur Erzielung eines raschen Abstiegs:

- | | |
|------------------------|------------------------------|
| Propellerverstellhebel | 2400 RPM |
| Vergaservorwärmung | EIN |
| Gashebel | LEERLAUF |
| Landeklappen | Reiseflugstellung |
| Geschwindigkeit | 118 kts / 135 mph / 218 km/h |

4.4.11. Landeanflug

- | | |
|---|---------------------------------|
| 1. Sicherheitsgurte | festgezogen |
| 2. Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 3. Beleuchtung | nach Bedarf |
| 4. Hauptschalter (Generator und Batterie) | prüfen, ob EIN |
| 5. Zündschalter | prüfen, ob BOTH |
| 6. Vergaservorwärmung | EIN |
| 7. Gashebel | nach Bedarf |
| 8. Geschwindigkeit | max. 81 kts / 93 mph / 150 km/h |
| 9. Landeklappen | Startstellung |
| 10. Trimmung | nach Bedarf |
| 11. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 12. Landeklappen | Landstellung |
| 13. Anfluggeschwindigkeit | 57 kts / 66 mph / 106 km/h |

ANMERKUNG

Bei starkem Gegenwind, Seitenwind, Gefahr von Windscherungen oder Turbulenzen ist eine höhere Anfluggeschwindigkeit zu wählen.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 4 - 17
--------------------	------------------------------	------------------------

4.4.12. Durchstarten

- | | |
|---------------------------|----------------------------|
| 1. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 2. Gashebel | VOLLGAS |
| 3. Vergaservorwärmung | AUS |
| 4. Landeklappen | Startstellung |
| 5. Fluggeschwindigkeit | 57 kts / 66 mph / 106 km/h |

4.4.13. Nach der Landung

- | | |
|--------------------------------|-------------------|
| 1. Gashebel | nach Bedarf |
| 2. Landeklappen | Reiseflugstellung |
| 3. Vergaservorwärmung | AUS |
| 4. Aussenbeleuchtung | nach Bedarf |
| 5. Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |

4.4.14. Abstellen des Motors

- | | |
|--|-----------------------------|
| 1. Gashebel | LEERLAUF |
| 2. Parkbremse | setzen |
| 3. ELT | prüfen (Frequenz 121.5 MHz) |
| 4. Avionikhauptschalter | AUS |
| 5. Elektrische Verbraucher | AUS |
| 6. Zündschalter | OFF |
| 7. Instrumentenbrettbeleuchtung | AUS |
| (Gültig nur für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde) | |
| 8. Hauptschalter (Batterie) | AUS |
| 9. Erdverankerung und Bremsklötze | nach Bedarf |

ANMERKUNG

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

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 4 - 18
--------------------	------------------------------	------------------------

4.4.15. Flug im Regen

ANMERKUNG

Die Flugleistungen können bei Regen schlechter werden; 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.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 4 - 19
-------------------	------------------------------	------------------------

ABSCHNITT 5

FLUGLEISTUNGEN

	Seite
5.1. EINFÜHRUNG	5- 2
5.2. BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME	5- 2
5.3. LEISTUNGSTABELLEN UND –DIAGRAMME	5- 3
5.3. 1. Bild 5. 1: Fahrtmesserkorrektur	5- 3
5.3. 2. Bild 5. 2: Tabelle zur Leistungseinstellung im Reiseflug	5- 4
5.3. 3. Bild 5. 3: Überziehggeschwindigkeiten	5- 5
5.3. 4. Bild 5. 4: Windkomponenten	5- 6
5.3. 5. Bild 5. 5: Startstrecke	5- 7
5.3. 6. Bild 5. 6: Steigleistung/ Reiseflughöhe	5- 9
5.3. 7. [Absichtlich freigelassen]	5-10
5.3. 8. Bild 5. 8: Reisefluggeschwindigkeit (wahre Fluggeschwindigkeit)	5-11
5.3. 9. Bild 5. 9: Maximale Flugdauer	5-12
5.3.10. Bild 5.10: Steigleistung beim Durchstarten	5-13
5.3.11. Bild 5.11: Landestrecke und Landerollstrecke	5-14
5.4. LÄRMWERTE	5-15

4. Änderung	Datum 25. März 2004	Seite 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 Flugplanung ermöglichen. Die Werte in den Tabellen und Diagrammen wurden im Rahmen der Flugerprobung mit einem in gutem Betriebszustand befindlichen Flugzeug und Triebwerk erfolgen und auf die Bedingungen der Standardatmosphäre (ISA = 15° C und 1013,25 hPa in Meereshöhe) korrigiert.

Die Leistungsdiagramme berücksichtigen nicht die unterschiedliche Pilotenerfahrungen oder den 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 Angaben zur Flugdauer keine Kraftstoffreserven enthalten. Die Werte für den Kraftstoffdurchfluß im Reiseflug basieren auf der Einstellung von Propellerdrehzahl und Ansaugdruck. Einige unbekannte Größen wie z. B. der Zustand des Triebwerkes, Verschmutzung der Oberfläche des Flugzeuges oder Turbulenzen können Einfluß auf die Reichweite und den Kraftstoffverbrauch haben. Daher ist es von äußerster Wichtigkeit, daß alle verfügbaren Informationen verwertet werden, um die für den Flug erforderliche Treibstoffmenge zu ermitteln.

Für den Flugbetrieb ohne Radverkleidung sind die daraus resultierenden Leistungsabweichungen in % angegeben.

5.2. BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

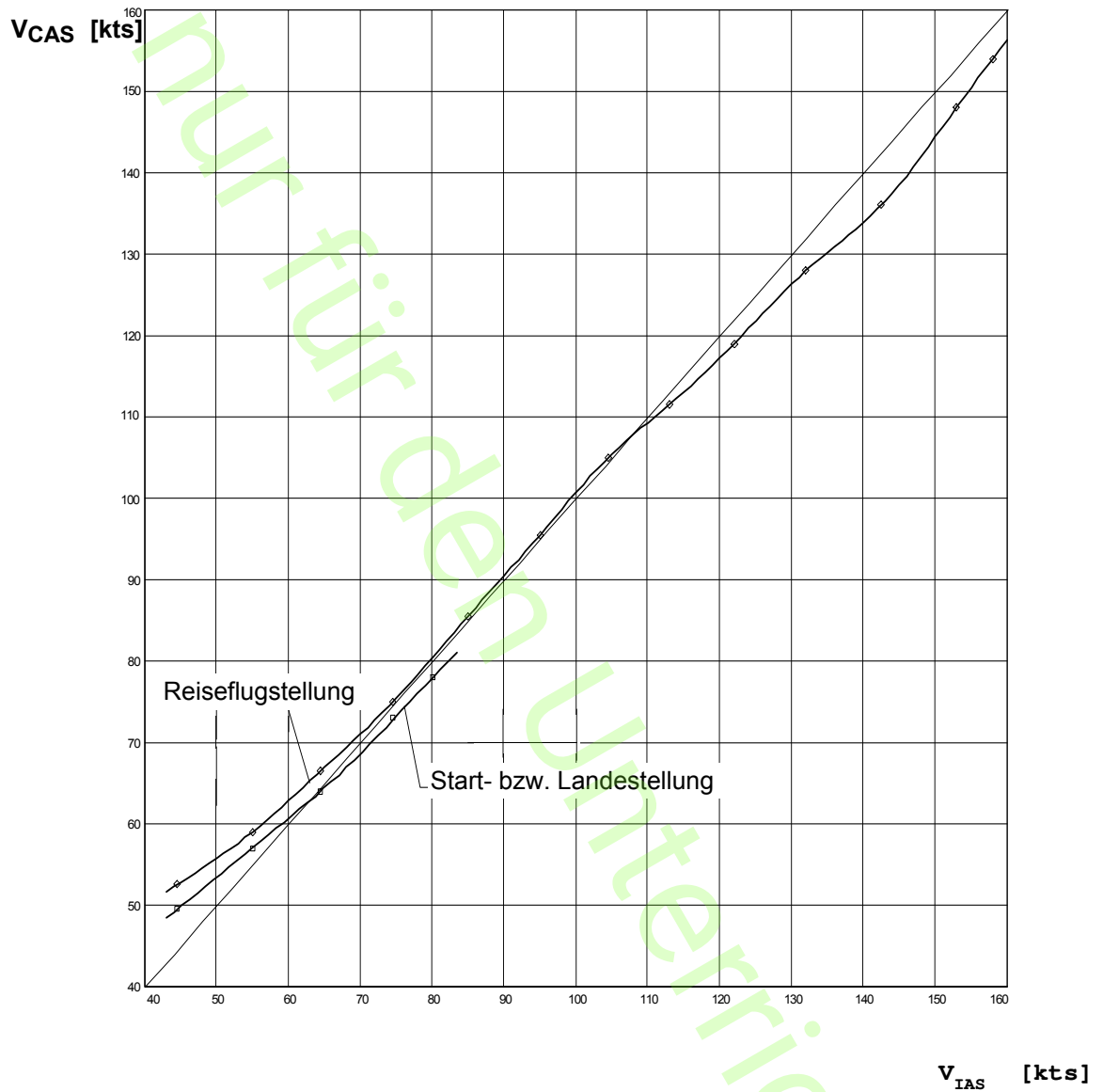
Um den Einfluß verschiedener Variablen zu veranschaulichen, sind die Leistungsdaten in Form von Tabellen oder Diagrammen wiedergegeben. Diese enthalten ausreichend detaillierte Angaben, so daß auf der sicheren Seite liegende Werte ausgewählt und zur Bestimmung der Leistungswerte für den geplanten Flug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

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 5 - 2
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

5.3. LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

5.3. 1. Bild 5.1: Fahrtmesserkorrektur

Annahme: Instrumentenfehler ist Null



Beispiel: $V_{IAS} = 93$ kts entspricht $V_{CAS} = 95$ kts

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 5 - 3
-------------	-----------------------	----------------

5.3. 2. Bild 5.2: Tabelle zur Leistungseinstellung im Reiseflug

Umdrehungen pro Minute: RPM * 100

Druckhöhe		Stand. Temp. [° C]	Motorleistung in % der max. Dauerleistung					
[ft]	[m]		55 %		65 %		75 %	
			RPM	MP	RPM	MP	RPM	MP
0	0	15	19	24,7	21	25,3	22	26,3
2000	600	11	19	24,0	21	24,7	22	25,7
4000	1200	7	19	23,3	21	24,0	22	25,0
6000	1800	3	19	23,0	21	23,7	23	23,7
8000	2400	-1	20	21,3	23	21,7	24	22,0
10000	3000	-5	21	20,0	24	20,3	---	---
12000	3600	-9	22	18,7	---	---	---	---
13000	4000	-11	23	17,3	---	---	---	---
Verbrauch pro Stunde			12,3 Liter		14,5 Liter		16,6 Liter	

Druckhöhe		Stand. Temp. [° C]	Motorleistung in % der max. Dauerleistung					
[ft]	[m]		85 %		95 %		104 %	
			RPM	MP	RPM	MP	RPM	MP
0	0	15	23	27,7	24	28,0	25,5	29,7
2000	600	11	23	27,0	24	27,7	---	---
4000	1200	7	24	25,3	---	---	---	---
Verbrauch pro Stunde			19,3 Liter		22,7 Liter		24,7 Liter	

Um eine gleichbleibende Leistung bei abweichender Standardtemperatur zu erhalten:

Ansaugdruck um 0,7 in.Hg bei Standardtemp. +10° C erhöhen

Ansaugdruck um 0,7 in.Hg bei Standardtemp. -10° C verringern

ANMERKUNG

Um den Triebwerksverschleiß so gering wie möglich zu halten, wird der Betrieb des Triebwerkes unter 1900 RPM nicht empfohlen.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 5 - 4
------------	-----------------------	----------------

5.3. 3. Bild 5.3.: Überziehgeschwindigkeiten

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

Überziehgeschwindigkeit in **kts**

Lande- klappen	Schräglage							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
UP	41	50	46	53	55	59	69	70
T/O	39	46	44	49	51	54	63	65
LDG	37	44	41	47	49	52	59	62

Überziehgeschwindigkeit in **km/h**

Lande- klappen	Schräglage							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
UP	76	93	85	99	101	109	127	130
T/O	72	84	81	91	94	100	117	120
LDG	69	81	76	87	91	96	109	115

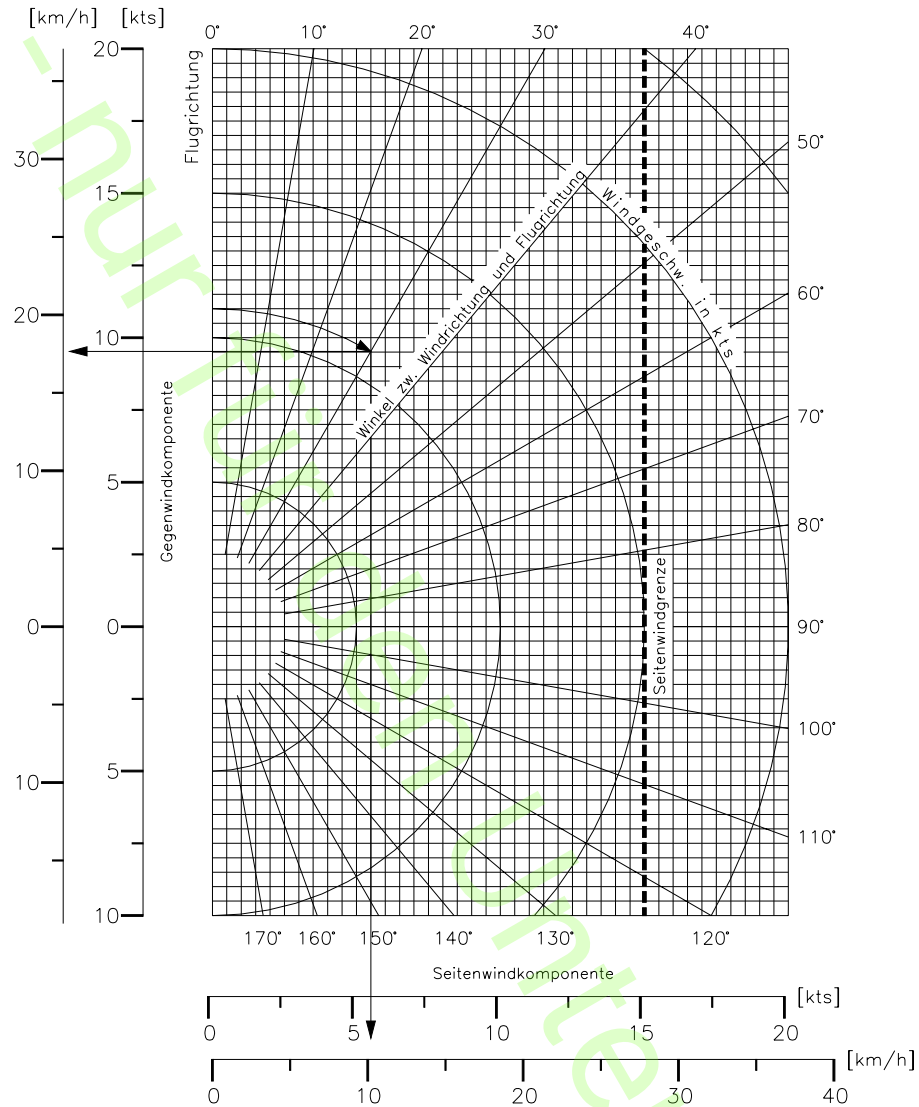
Überziehgeschwindigkeit in **mph**

Lande- klappen	Schräglage							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
UP	47	57	53	62	63	68	79	81
T/O	45	52	51	56	59	62	72	75
LDG	43	50	47	54	56	60	68	72

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 5 - 5
-------------	-----------------------	----------------

5.3. 4. Bild 5.4: Windkomponenten

Maximal demonstrierte Seitenwindkomponente: 15 kts / 27 km/h

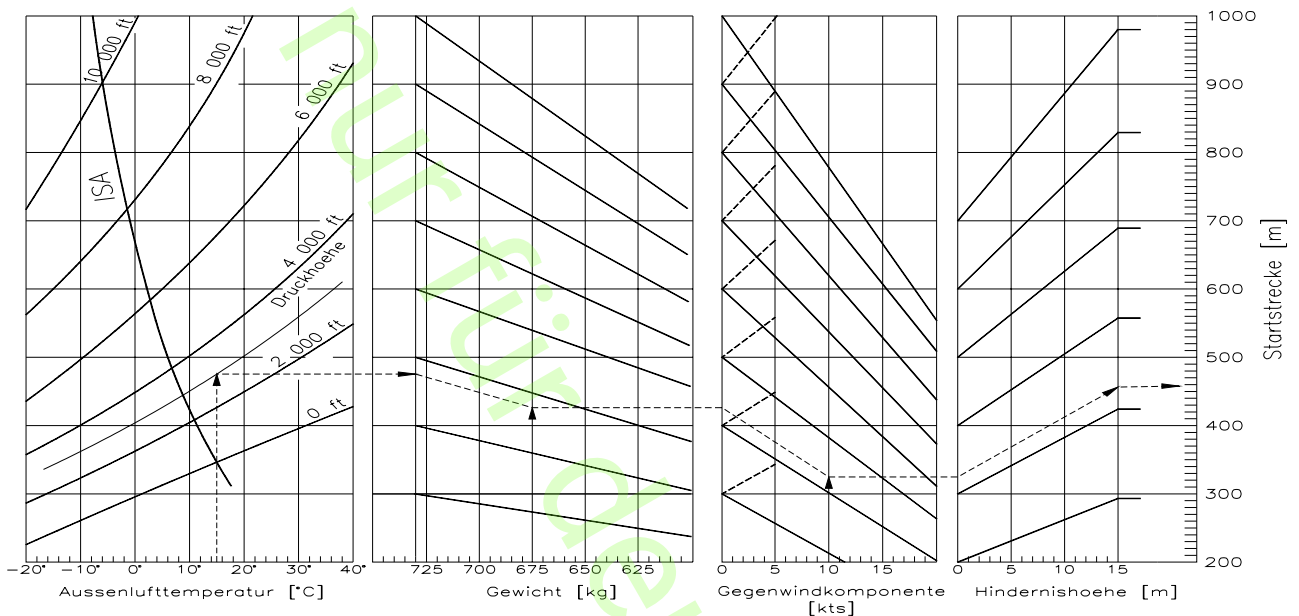


Beispiel:

Windgeschwindigkeit: 11 kts (20 km/h)
 Winkel zwischen Flugrichtung und Windrichtung: 30°
 Gegenwindkomponente: 9,5 kts (18 km/h)
 Seitenwindkomponente: 5,5 kts (10 km/h)

5.3. 5. Bild 5.5: Startstrecke

Bedingungen: maximale Startleistung
 Abhebegeschwindigkeit: 57 KIAS
 Steigfluggeschwindigkeit über Hindernis: 60 KIAS
 ebene Startbahn, Asphaltbelag
 Landeklappen in Startstellung:



Beispiel: Druckhöhe: 3000 ft
 Außentemperatur: 15° C
 Flugmasse: 675 kg
 Wind: 10 kts

Ergebnis: Rollstrecke: 330 m
 Startstrecke über 15 m-Hindernis: 470 m

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 erheblich verlängern.

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

4. Änderung	Datum 25. März 2004	Seite 5 - 7
--------------------	-------------------------------	-----------------------

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

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

Diese information gilt nur als Richtlinie und ist noch nicht erwiesen.

Die gestrichelte Linie im obigen Diagramm-Bereich "Windkomponente" ist bei Rückenwind zu verwenden.

4. Änderung	Datum 25. März 2004	Seite 5 - 8
--------------------	-------------------------------	-----------------------

5.3. 6. Bild 5.6 Steigleistung/ Reiseflughöhe

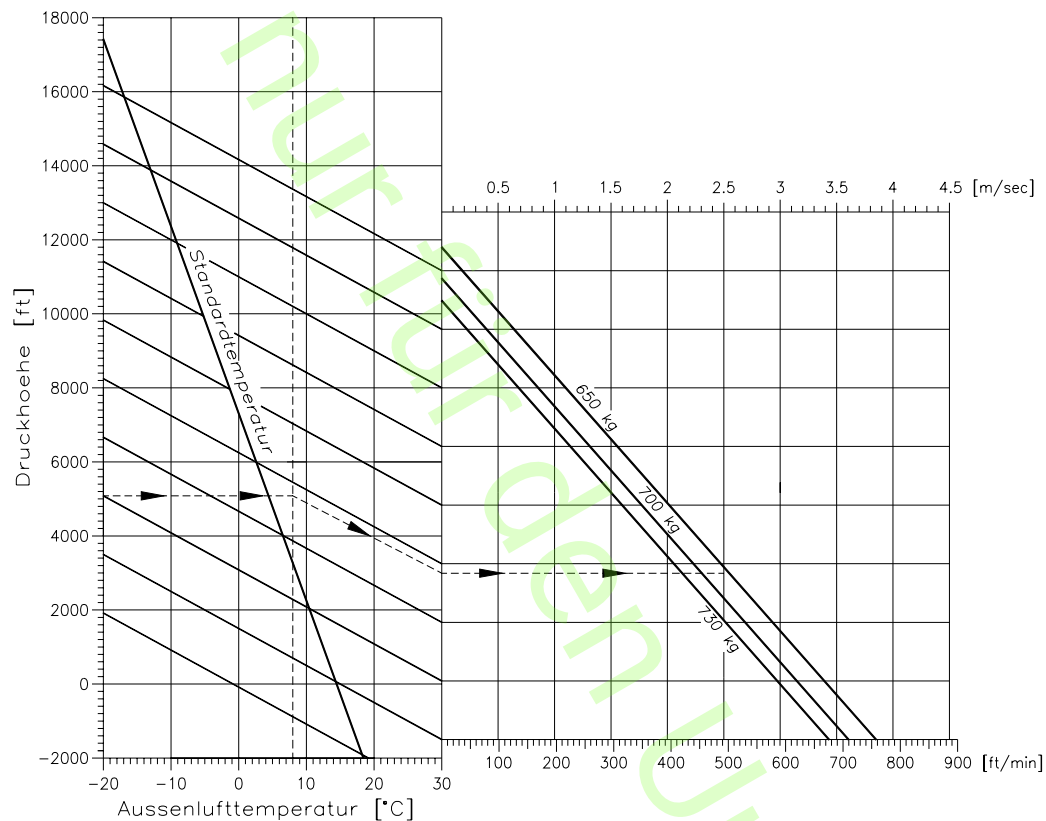
Dienstgipfelhöhe (Standardatmosphäre):

13120 ft / 4000 m

Geschwindigkeit für beste Steigrate,

Landeklappen in Startstellung:

65 kts / 75 mph / 120 km/h



Beispiel: Druckhöhe: 5000 ft
 Außentemperatur OAT: +8° C
 Flugmasse: 670 kg

Ergebnis: Steigleistung: 490 ft/min (2,5 m/s)

WICHTIGER HINWEIS

Im Flugbetrieb ohne Radverkleidung vermindert sich die Steigleistung um ca. 3%.

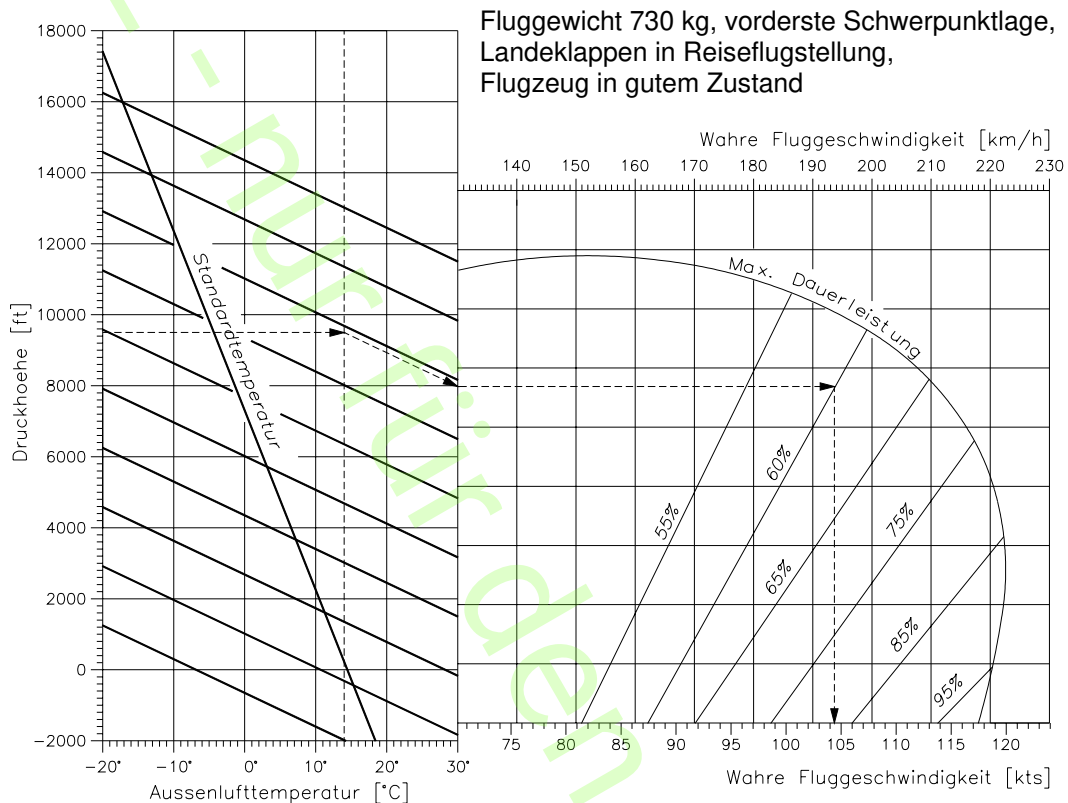
4. Änderung	Datum 25. März 2004	Seite 5 - 9
--------------------	-------------------------------	-----------------------

5.3.7. [Absichtlich freigelassen]**[Absichtlich freigelassen]**

4. Änderung	Datum 25. März 2004	Seite 5 - 10
--------------------	--------------------------------------	-------------------------------

5.3. 8. Bild 5.8: Reisefluggeschwindigkeit (wahre Fluggeschwindigkeit)

Diagramm zur Ermittlung der wahren Fluggeschwindigkeit TAS bei gesetzter Leistung.



Beispiel: Druckhöhe 9500 ft
Temperatur: + 14° C
gesetzte Leistung: 60 %

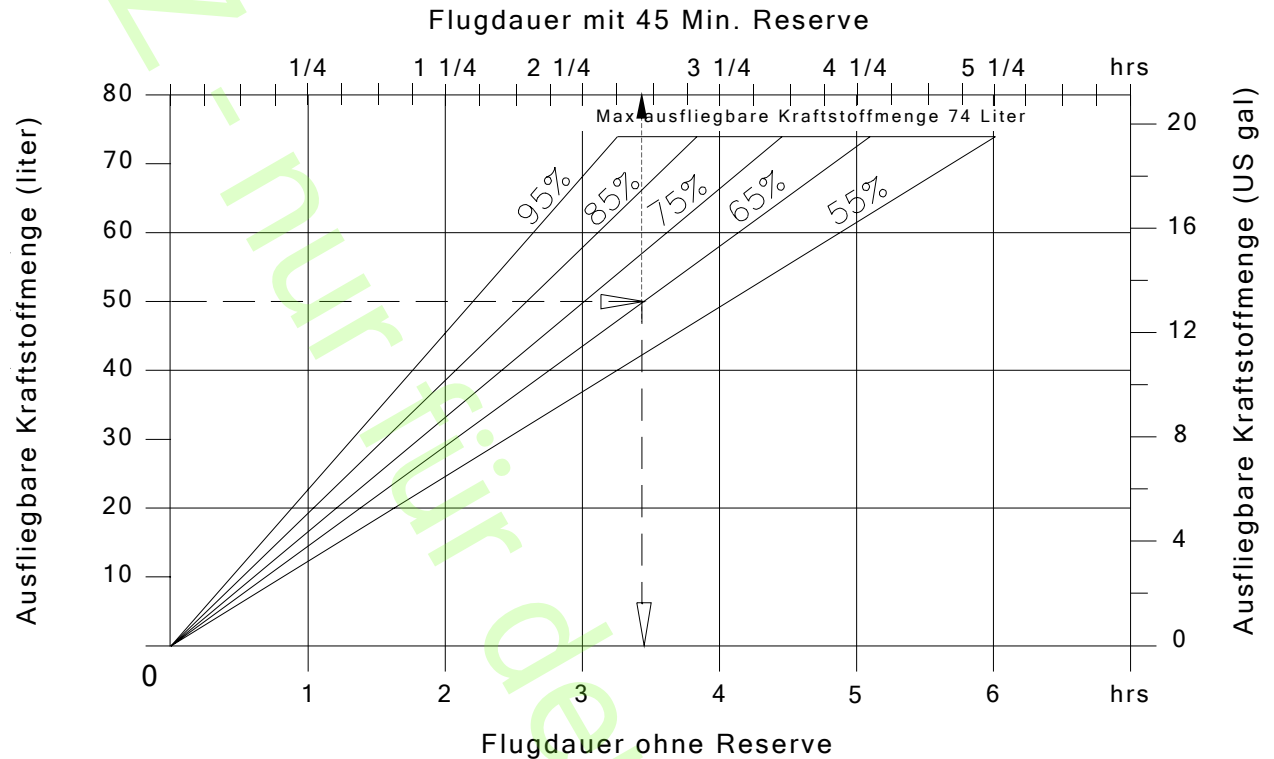
Ergebnis: wahre Fluggeschwindigkeit: TAS 104,2 kts (193 km/h)

WICHTIGER HINWEIS

Im Flugbetrieb ohne Radverkleidungen vermindert sich die max. Reisegeschwindigkeit um ca. 5 %.

5.3. 9. Bild 5.9: Maximale Flugdauer

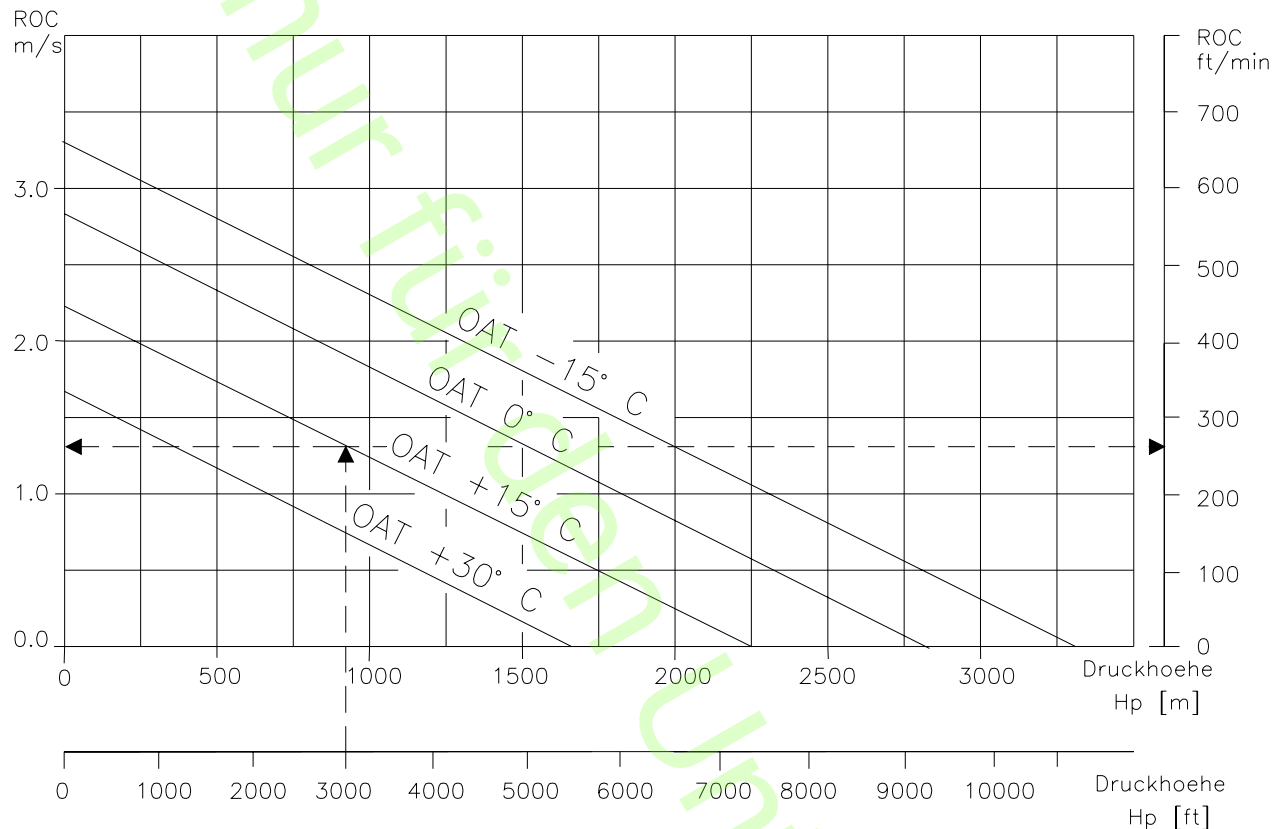
Diagramm zur Bestimmung der maximalen Flugdauer in Abhängigkeit der Treibstoffmenge



<i>Beispiel:</i>	Treibstoffmenge:	50 Liter
	gesetzte Leistung:	65 %
<i>Ergebnis:</i>	Mögliche Flugdauer <u>ohne</u> Reserve:	3:28 h:min
	Mögliche Flugdauer <u>mit</u> 45 Min. Reserve:	2:43 h:min

5.3.10. Bild 5.10: Steigleistung beim Durchstarten

Bedingungen: Geschwindigkeit: 57 kts / 66 mph / 106 km/h,
 Landeklappen auf Landstellung
 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 %.

4. Änderung	Datum 25. März 2004	Seite 5 - 13
--------------------	-------------------------------	------------------------

5.3.11. Bild 5.11: Landestrecke und Landerollstrecke

Bedingungen: Leerlauf
 Höchstabflugmasse
 Propellerverstellhebel: max. Drehzahl
 Anfluggeschwindigkeit: 57 kts / 66 mph / 106 km/h
 ebene Landebahn, Asphaltbelag
 Landeklappen in Landstellung
 Standardsetting, MSL

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

Landerollstrecke: ca. 228 m

Höhe über MSL in ft.	0	1000	2000	3000	4000	5000
Landestrecke in m.	454	472	491	509	527	545
Landerollstrecke in m.	228	235	242	249	257	265

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 erheblich verlängern.

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

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

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

Diese information gilt nur als Richtlinie und ist noch nicht erwiesen.

4. Änderung	Datum 25. März 2004	Seite 5 - 14
--------------------	--------------------------------------	-------------------------------

5.4. LÄRMWERTE

- a) Lärmgrenzwert gemäß FAR 36, Anhang G: 76,8 dB(A)
gemessener Lärm: 65,2 dB(A)
- b) Lärmgrenzwert gemäß ICAO Annex 16, Kapitel 10: 71,9 dB(A)
gemessener Lärm: 63,6 dB(A)

4. Änderung	Datum 25. März 2004	Seite 5 - 15
--------------------	-------------------------------	------------------------

ABSCHNITT 6

MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNGSLISTE

	Seite
6.1. EINFÜHRUNG	6- 2
6.2. FLUGZEUGWÄGUNG	6- 3
Bild 6.1: Wägebericht	6- 4
6.3. MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT	6- 5
Bild 6.2: Massen- und Schwerpunktbericht	6- 5
6.4. FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE	6- 6
Bild 6.3: Beladungsdiagramm	6- 7
Bild 6.4: Berechnung des Beladezustandes	6- 8
Bild 6.5: Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment	6- 9
6.5. AUSRÜSTUNGSLISTE	6-10

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 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 in diesem Flughandbuch beschriebenen zulässigen Beladungs- und Schwerpunktbereiches betrieben werden (siehe auch Abschnitt 2).

Für die Einhaltung der zulässigen Beladungs- und Schwerpunktgrenzwerte ist der Pilot verantwortlich. Dabei ist auch die Schwerpunktwanderung durch den Kraftstoffverbrauch während des Fluges zu berücksichtigen.

In diesem Abschnitt ist die Prozedur für die Wägung des Flugzeuges und die Berechnungsmethode zur Ermittlung der Leermassenschwerpunktlage aufgeführt.

Vor Auslieferung eines Flugzeuges wird es gewogen, entsprechend den einschlägigen Luftverkehrsvorschriften sollte die Wägung wiederholt werden. Leermasse und Schwerpunkt sind im Wägebericht (siehe Bild 6.1) und im Massen- und Schwerpunktbericht (siehe Bild 6.2) festgehalten.

Im Falle einer Ausrüstungsänderung sind die neue Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage durch Rechnung oder Wägung zu ermitteln und im Massen- und Schwerpunktbericht festzuhalten. Die folgenden Seiten dienen als Formblätter zur Benutzung bei der Flugzeugwägung und der Berechnung der Leermassenschwerpunktlage und der Zuladung.

ANMERKUNG

Nach jeder Reparatur, Neulackierung oder bei Ausrüstungsänderungen ist die Leermasse entsprechend den einschlägigen Luftverkehrsvorschriften neu zu bestimmen. Leermasse, Leermassenschwerpunktlage und maximale Zuladung sind von einer befugten Person im Massen- und Schwerpunktbericht zu bescheinigen.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 6 - 2
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

6.2. FLUGZEUGWÄGUNG

Wägungszustand:

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

Zur Ermittlung der Leermasse und der Leermassenschwerpunktlage wird das Flugzeug in dem oben angegebenen Zustand mit den Hauptfahrwerksrädern und dem Bugrad auf jeweils eine Waage gestellt. Dabei ist die Rumpflängsachse wie im Wägebericht-Formblatt (siehe Bild 6-1) ersichtlich horizontal auszurichten.

In dieser Lage wird jeweils von der Vorderkante der Tragflügel an der Wurzelrippe auf den Boden gelotet. Die Verbindung beider Punkte ergibt die Bezugsebene BE. Von dieser Linie werden die Abstände D_B (zum Bugrad), D_L (zum linken Hauptrad) und D_R (zum rechten Hauptrad) ermittelt.

Die folgenden Formeln werden angewendet:

Leergewicht	$G_{\text{Leer}} = G_B + G_L + G_R \quad [\text{kg}]$	
Leergewichtsmoment	$M = G_B \times D_B + G_L \times D_L + G_R \times D_R \quad [\text{kgm}]$	
Lage des Leermassenschwerpunktes [m]	$= \text{Leergewichtsmoment} / \text{Leergewicht} = M / G_{\text{Leer}}$	

WICHTIGER HINWEIS

Punkte vor der Bezugsebene haben einen negativen Hebelarm.
Punkte hinter der Bezugsebene haben einen positiven Hebelarm.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 6 - 3
--------------------	------------------------------	-----------------------

Figure 6.1: Weighing Report

Model: DA 20

S/N: 10.238

Registration: D-ENOL

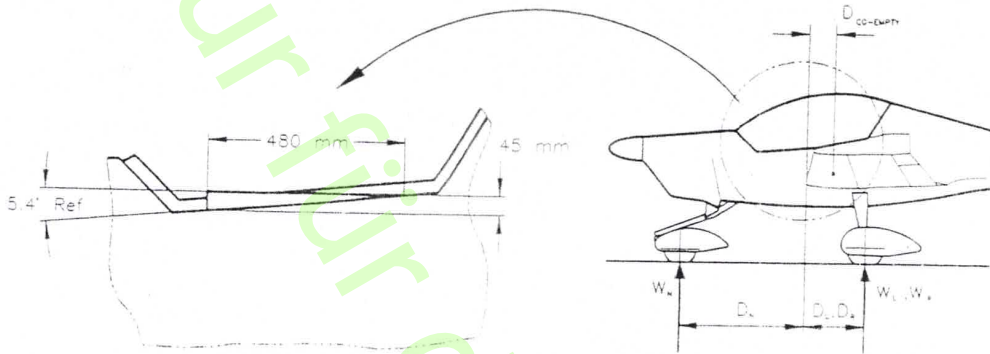
Data in accordance with TCDS and Flight Manual

Reason for Weighing: Kalenderzeitablauf

Reference Datum: Leading edge of wing at root rib

Horizontal reference line: 480 mm Spirit Level placed on Fuselage Canopy Rail (L or R), supported at front by a 57 mm spacer as shown below

Weighing Conditions: including brake fluid, lubricant, coolant and unusable fuel (1.5 kg /3.31 lbs)
Equipment List dated: 02.10.2014



Support	Gross [kg] ([lbs])	Tare [kg] ([lbs])	Net Weight [kg] ([lbs])	Lever Arm [m] ([in])
Nose	76		$W_N = 76$	$D_N = 1,165$
Main Left	226,5		$W_L = 226,5$	$D_L = 0,562$
Main Right	226,0		$W_R = 226,0$	$D_R = 0,571$
Empty Weight $W_T = W_N + W_L + W_R = 528,5$ lbs (kg)				

Empty Weight Moment $M = W_N \times D_N + W_L \times D_L + W_R \times D_R = 167,80$ m kg ~~(ft-lbs)~~

Empty Weight CG Position $\frac{\text{Empty Weight Moment}}{\text{Empty Weight}} = 0,317$ m ~~(ft)~~

(Positive results indicate, that CG is located aft of RD)

Maximum Permissible Useful Load:	Maximum Weight [kg] ([lbs])	+ 730
	Empty Weight [kg] ([lbs])	- 528,5
	Max useful Load [kg] ([lbs])	= 201,5

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

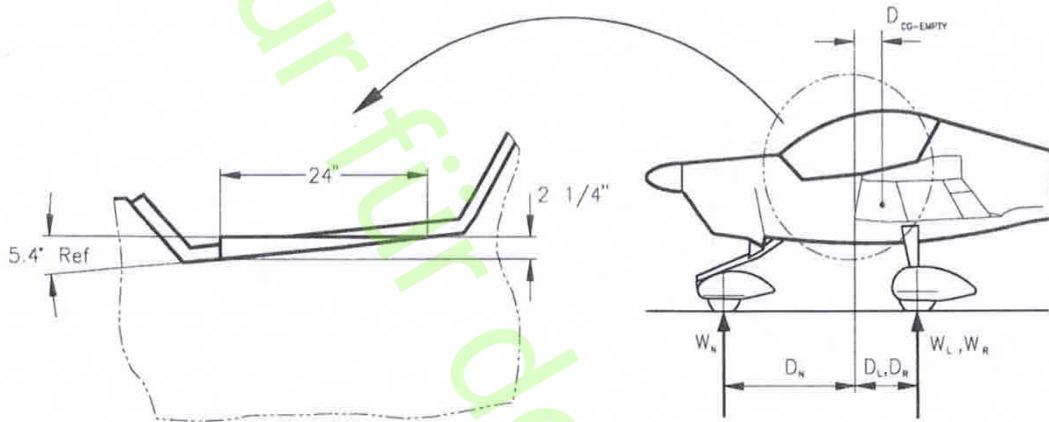
Empty Weight [kg] ([lbs])	528,5	Empty- Weight-Moment [kg-m] ([in-lbs])	167,80
---------------------------	-------	--	--------

Place / Date	Inspector's Stamp	Inspector's Signature
Vilshofen, 02.10.2014		

Figure 6.1: Weighing Report

Model: DA 20 S/N: 10.238 Registration: D-ENOL
 Data in accordance with TCDS and Flight Manual Reason for Weighing: Avionic Upgrade

Reference Datum: Leading edge of wing at root rib
 Horizontal reference line: 24" Spirit Level placed on Fuselage Canopy Rail (L or R), supported at front by a 2 1/4" spacer as shown below
 Weighing Conditions: including brake fluid, lubricant, coolant and unusable fuel (3.31 lbs/1.5 kg) Equipment List dated: 27.04.2018



Support	Gross [lbs] ([kg])	Tare [lbs] ([kg])	Net Weight [lbs] ([kg])	Lever Arm [in] ([m])
Nose			$W_N = 72,2 \text{ kg}$	$D_N = 1,165 \text{ m}$
Main Left			$W_L = 225 \text{ kg}$	$D_L = 0,562 \text{ m}$
Main Right			$W_R = 226 \text{ kg}$	$D_R = 0,571 \text{ m}$
Empty Weight $W_T = W_N + W_L + W_R = 523,2 \text{ kg lbs (kg)}$				

Empty Weight Moment $M = W_N \times D_N + W_L \times D_L + W_R \times D_R = 171,383 \text{ kgm}$ in lbs [m kg]

Empty Weight CG Position $\frac{\text{Empty Weight Moment}}{\text{Empty Weight}} = \frac{M}{W_T} = 0,328 \text{ m}$ in [m]

(Positive results indicate, that CG is located aft of RD)

Maximum Permissible Useful Load:	Maximum Weight [lbs] ([kg])	+ 730 kg
	Empty Weight [lbs] ([kg])	- 523,2 kg
	Max useful Load [lbs] ([kg])	= 206,8 kg

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

Empty Weight [lbs] ([kg])	523,2 kg	Empty- Weight-Moment [in-lbs] ([kg-m])	171,383 kgm
---------------------------	----------	--	-------------

Place / Date LOAN, 27.04.2018	Inspector's Stamp 	Inspector's Signature
----------------------------------	-----------------------	---------------------------

MUSTER

DIAMOND AIRCRAFT DA 20 FLUGHANDBUCH MASSE UND SCHWERPUNKT

Bild 6.1: Wägebericht

Muster: DA 20 Serien-Nr.: _____ Kennz.: **D -**

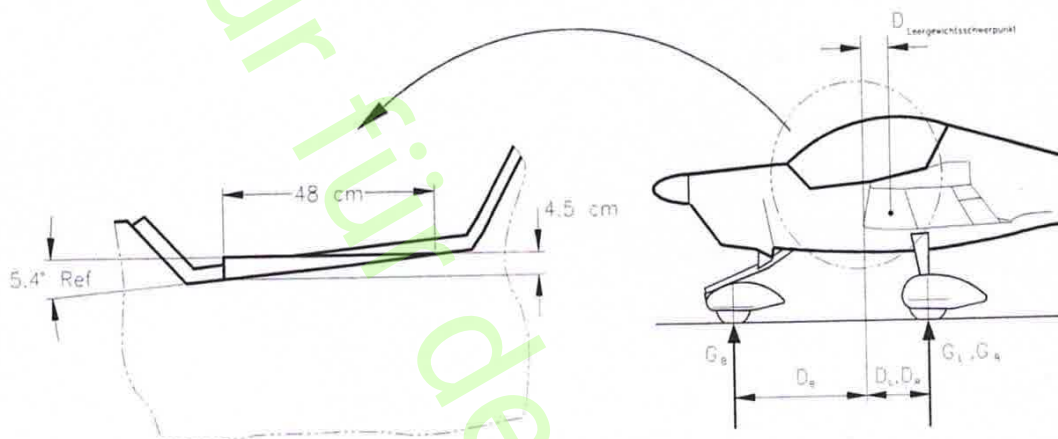
Daten nach Kennblatt und Flughandbuch Grund der Wägung: _____

Bezugsebene BE: Flügelvorderkante an der Wurzelrippe

Horizontale eine Wasserwaage von 48 cm Länge am Haubenrahmen aufliegen
 Bezugslinie BL. (l. oder r.) und vorne durch ein Distanzstück von 4,5 cm Höhe
unterstützen, waagrecht ausrichten wie unten dargestellt.

Wägungszustand: incl. Bremsflüssigkeit, Schmierstoff, Kühlmittel und nicht
ausfliegbarem Kraftstoff (1,5 kg)

Stand der Ausrüstungsliste: _____



Auflage	Brutto [kg]	Tara [kg]	Netto [kg]	Hebelarm [m]
Bugrad			$G_B =$	$D_B =$
Hauptrad links			$G_L =$	$D_L =$
Hauptrad rechts			$G_R =$	$D_R =$
Leergewicht $G_{Leer} = G_B + G_L + G_R =$				[kg]

Leergewichtsmoment $M = G_B \times D_B + G_L \times D_L + G_R \times D_R =$ _____ [kgm]

Lage des Leermassenschwerpunktes = $\text{Leergewicht} / \text{Leergewichtsmoment} =$
 $= M / G_{Leer} =$ _____ [m]

Höchstzulässige Zuladung:	+ Höchstmasse [kg]	+
	- Leermasse [kg]	-
	= höchstzulässige Zuladung [kg]	=

Daten für die Eintragung in das Flughandbuch, Bild 6.2

Leermasse [kg]	Leermassen-Moment [kgm]
----------------	-------------------------

Ort und Datum	Prüfstempel	Unterschrift des Prüfers
---------------	-------------	--------------------------

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 6 - 4
-------------	-----------------------	----------------

6.3. MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT

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

Wenn Sie eine Gewichts- und Schwerpunktberechnung durchführen, müssen Sie sicherstellen, daß Sie die neuesten Gewichts- und Schwerpunktinformationen verwenden.

Bild 6.2: Massen- und Schwerpunktbericht

(Fortlaufender Bericht über Änderungen der Struktur oder Ausrüstung)

DA 20 KATANA			Serien-Nr.: 10238			Kennzeichen: D-EMOL			Blatt-Nr.: 1			
Datum	Ifd. Nr.		Beschreibung des Teiles oder der Modifikation	Masseänderungen						Aktuelle Leermasse		
	E	A		Addition (+)			Subtraktion (-)					
				Masse	Hebel	Moment	Masse	Hebel	Moment	Masse	Hebel	Moment
I	U		[kg]	[m]	[kgm]	[kg]	[m]	[kgm]	[kg]	[m]	[kgm]	
N	S											
10.11.10									527,6	0,325	171,6	
27.04.18			AV-Upgrade	-	-	-	-	-	523,2	0,328	171,383	

6.4. FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE

Die nachfolgenden Angaben sollen Ihnen ermöglichen, Ihre DA 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: "Berechnung des Beladezustandes" und

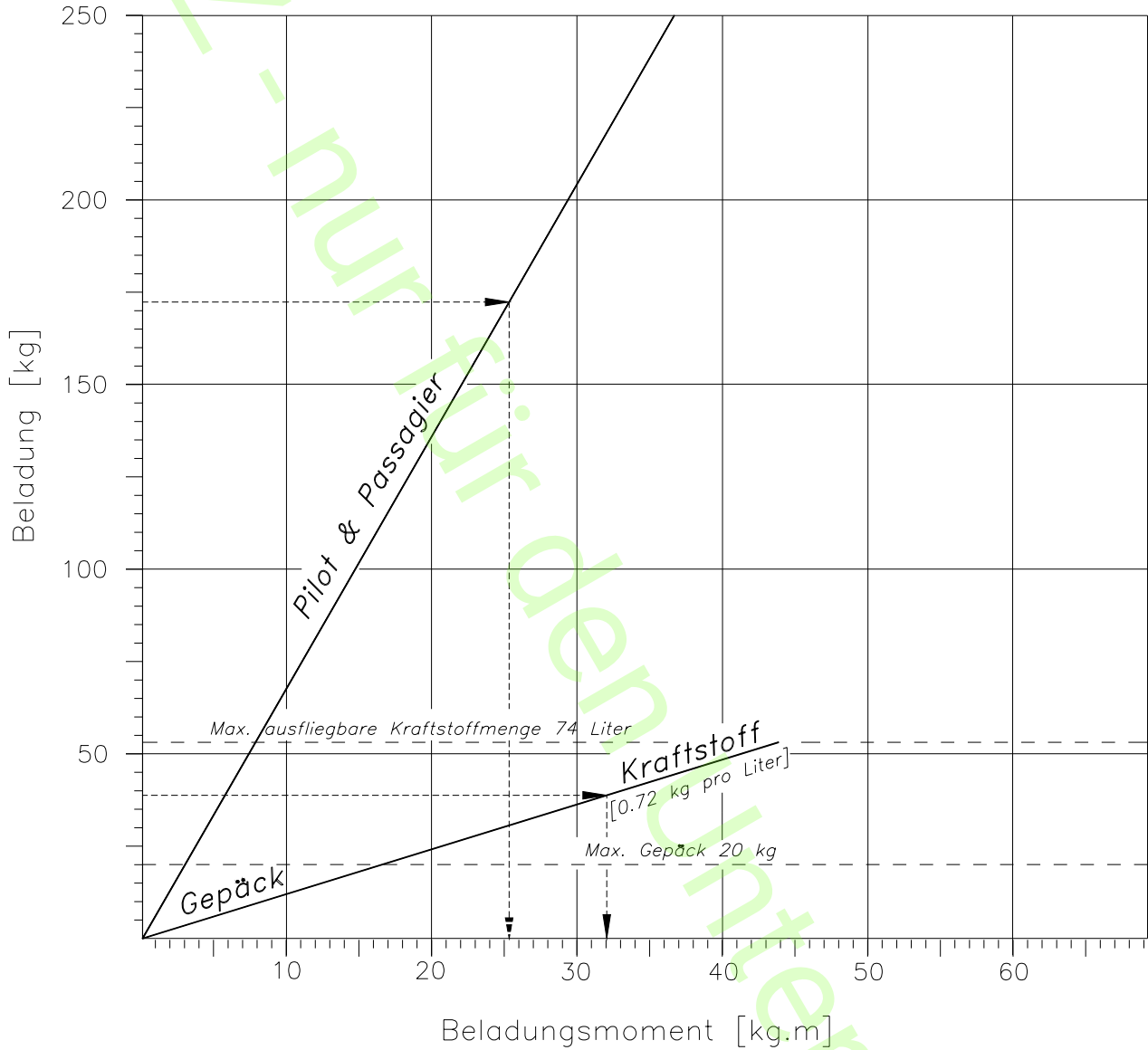
Bild 6.5: "Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment"

wie folgt zu verwenden:

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

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 6 - 6
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

Bild 6.3: Beladungsdiagramm



Beispiel: Pilot und Copilot: 172 kg
 Benzin: (0,72 kg/Liter): 38 kg

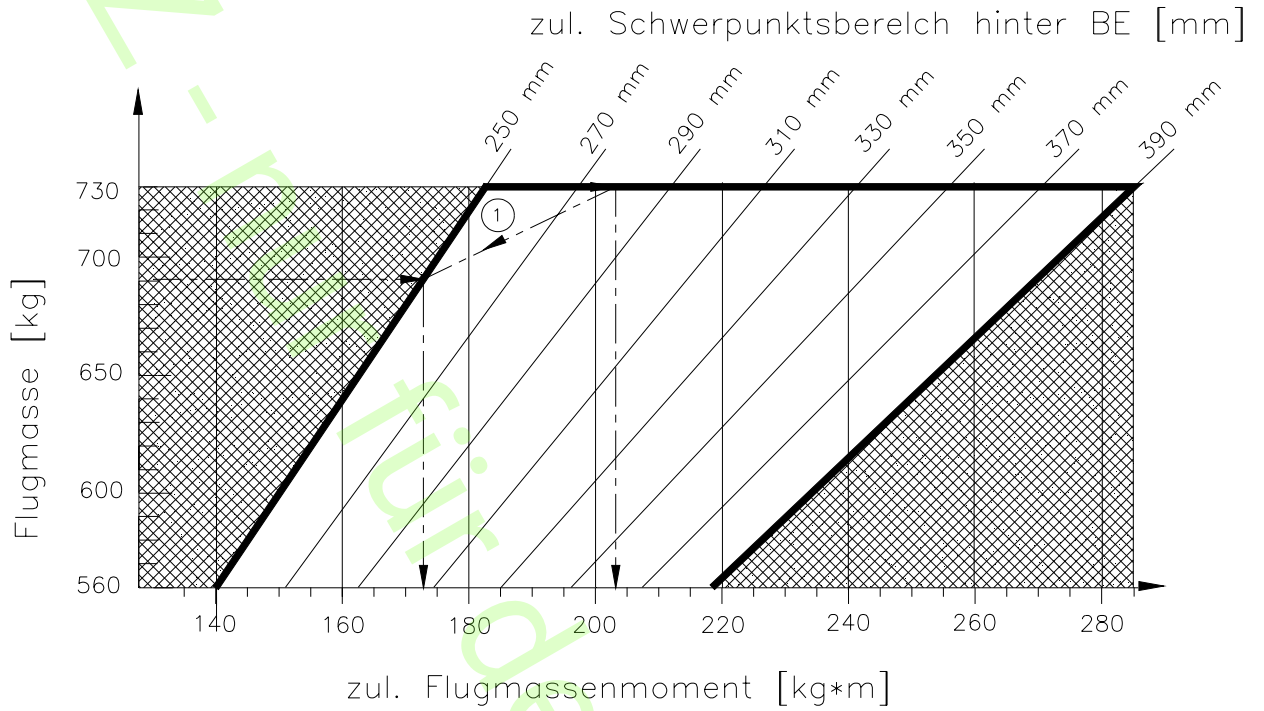
Ergebnis: Beladungsmoment Pilot und Passagier: 24,6 kgm
 Beladungsmoment Treibstoff: 31,3 kgm

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 6 - 7
--------------------	------------------------------	-----------------------

Bild 6.4: Berechnung des Beladezustandes

BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES	DA 20 (Beispiel)		Ihre DA 20	
	Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1. Leermasse (dem Massen- und Schwerpunktbericht zu entnehmen, inkl. nicht ausfliegbarem Kraftstoff, Schmierstoff und Kühlmittel)	520	148,404		
2. Pilot und Passagier Hebelarm 0,143 m	172	24,596		
3. Gepäck Hebelarm 0,824 m	--	--		
4. Gesamtmasse und Gesamtmoment bei leerem Kraftstofftank (Summe 1 - 3)	692	173,00		
5. mitgeführter ausfliegbarer Kraftstoff (0,72 kg/l) Hebelarm 0,824 m	38	31,312		
6. Gesamtmasse und Ge- samtmoment inklusive Kraftstoff (Summe 4 - 5)	730	204,312		
7. Die Werte für die Gesamtmasse (692 bzw. 730 kg) und das Flugmassenmoment (173,00 bzw. 205,00 kgm) im Schwerpunktbereich-Diagramm aufsuchen. Da sie in den zulässigen Bereich fallen, ist der Beladezustand erlaubt.				

Bild 6.5: Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment



-- -- DA20 (Beispiel von Seite 6-8)

① Änderung während dem Flug durch Verbrauch von Treibstoff

6.5 AUSTRÜSTUNGSLISTE

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

Die vorliegende Ausrüstungsliste enthält folgende Angaben:

- die laufende Nummer besteht aus einer Buchstabenkennung für die Zugehörigkeitsgruppe und einer fortlaufenden Numerierung.
- Es bedeuten:
 - A Avionik
 - I Instrumente
 - V Verschiedenes (jegliche Ausrüstung außer Avionik oder Instrumente)

In den Spalten "Masse" und "Hebelarm" ist die Masse und der Hebelarm des Ausrüstungsteiles aufgeführt.

ANMERKUNG


Wird Zusatzausrüstung eingebaut, so muß diese in Übereinstimmung mit den Angaben im Wartungshandbuch erfolgen. Die Spalten „Masse“ 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.

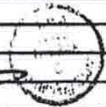
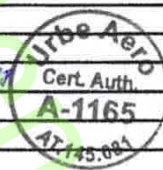
2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 6 - 10
--------------------	------------------------------	------------------------

Nach der LBA-Anweisung LBA-013 muß der Halter ein Ausrüstungsverzeichnis führen. Es ist laufend zu ergänzen, bei den Betriebsaufzeichnungen (L-Akte) abzulegen und bei Nachprüfung vorzulegen

AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS für sonstige Geräte **D-ENOL**

Art des Luftfahrtgerätes: Flugzeug	Muster: DA 20-A1	Werk Nr.: 10238
Datum der Ausstellung : 29.11.2010	Blattzahl: 2	Blatt Nr.: 1

1	2	3	4
	M oder Z gem. Erläuterung	Gegenstand und Musterbezeichnung	Bestätigung des Einbaues
1	M	Fahrtmesser	
		Fahrtmesser	
1	M	Höhenmesser	
		Höhenmesser	
1	M	Variometer	
1	Z	Wendezeiger	
1	Z	Künstl. Horizont	
1	Z	Kurskreisel	
1	M	Magnetkompaß	
		Borduhr	
		Beschleun. Messer	
		Vakuummesser	
1	Z	Außenthermometer	
		Fahrw. Anzeige	
1	Z	Landekl. Anzeige	
		Hydr. Druckanzeige	
		EGT	
1	M	Drehz. Anzeige	
1	M	Ladedr. Anzeige	
1	M	Ampere Meter	
		Ansauglufttemp. Anzeige	
1	M	Öldruckmesser Doppelinstrument	
1	M	Ölthermometer	
1	M	Ölvorratsmesser - Peilstab	
1	Z	Zyl. Kopf Thermometer	
		Kraftst. Durchflußmesser / Doppelinstrument	
1	M	Kraftst. Vorratsmesser	
1	Z	Hobbsmeter	
1	Z	Voltmeter	




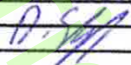

27.4.2010
D.S.P.

Piloten-Service Robert Rieger GmbH DE.145.0170
 94474 Vilshofen Tel.:08541-8974 94348 Atting Straubing Tel.: 09429-716

Nach der LBA-Anweisung LBA-013 muß der Halter ein Ausrüstungsverzeichnis führen. Es ist laufend zu ergänzen, bei den Betriebsaufzeichnungen (L-Akte) abzulegen und bei Nachprüfung vorzulegen

AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS für sonstige Geräte D-ENOL

Art des Luftfahrzeuges: **Flugzeug** Muster: **DA 20-A1** Werk Nr.: **10238**
 Datum der Ausstellung : **29.11.2010** Blattzahl: **2** Blatt Nr.: **2**

1 Anzahl	2 M oder Z gem. Erläuterung	3 Gegenstand und Musterbezeichnung	4 Bestätigung des Einbaues
1	M	Batterie	
1	M	Generator / Ladekontrolle	
1	M	Regler / Amperemeter	
1	M	Anlasser	
1	M	Hauptschalter	
1/1	Z	Landescheinwerfer / Rollscheinwerfer	
2	Z	Positionslichter	
2	Z	Warnlichter	
1	M	Überzieh-Warn-Gerät	
1	Z	Radverkleidungen - vorne	
2/2	M	Anschnallgurte Bauch-/ Schultergurte (je ein Paar)	
1	Z	Feuerlöscher	
		Liese Schalldämpferanlage R74x8x100 # 59	
1	Z	Staurohr beheizt	
		Seilabweiser	
		Rückblickspiegel	
		Ein-Aus-Anzeigegerät für Schleppkupplung	
1	Z	ELT	
		Bordfunkausrüstung – siehe Avionik Prüfbericht	
7		COM/NAV GNC 755A, Garmin	27.04.2018  
7		Mod S XPDR TT 37, Trig	
7		ELT 406 MHz-Comp, Kannad	
7		GPS AERA 660, Garmin	

Ausrüstungsliste		Werknummer:		Kennz.:	
				Datum:	
Ifd. Nr.	Teil-Bezeichnung Hersteller, Typ	Serien- Nummer	Inst.	Masse [kg]	Hebelarm [m]
A 1	Slaving Amplifier Century 1D755			0,82	+0,14
A 2	GPS Antenne Garmin GA56			0,11	+0,407
A 3	Marker Beacon Antenne King KA26			0,23	+1,499
A 4	Transponder Antenne King KA60			0,09	+0,457
A 5	VHF Antenne Commant CI122			0,23	+1,105
A 6	Aufschaltanlage King KMA24			0,772	-0,521
A 7	Diplexer Commant CI1125			0,11	-0,457
A 8	Diplexer Commant CI505			0,09	-0,457
A 9	Flux Detector Century 1B495			0,18	+0,356
A 10	GPS Garmin 155			0,97	-0,521
A 11	Betriebsstundenzähler Hobbs 85000			0,227	-0,394
A 12	HSI Anzeige Century NSD1000			2,09	-0,415
A 13	NAV / VOR Anzeige King KI208			0,499	-0,415
A 14	NAV / VOR Anzeige King KI209			0,499	-0,415
A 15	Außentemperaturanzeige Davtron 301F			0,227	-0,394
A 16	Intercom / Eigenverständigung PS Engineering PM501			0,24	-0,394
A 17	NAV / COM #1 King KX125			1,76	-0,521
A 18	NAV / COM #2 King KX125			1,76	-0,521
A 19	NAV / COM #1 King KX155			2,24	-0,521
A 20	NAV / COM #2 King KX155			2,24	-0,521

DIAMOND AIRCRAFT DA 20 FLUGHANDBUCH MASSE UND SCHWERPUNKT

Ausrüstungsliste		Werknummer		Kennz.:	
				Datum:	
Ifd. Nr.	Teil-Bezeichnung Hersteller, Typ	Serien- Nummer	Inst.	Masse [kg]	Hebelarm [m]
A 21	Remote-Schalter GPS --> HSI NAT RS16			0,2	-0,432
A 22	Transponder King KT76A			1,36	-0,521
A 23	GPS Garmin 150			0,97	-0,521
A 24	Uhr Davtron M800B			0,11	-0,394
A 25	Aufschaltanlage King KA134 TSO'd			0,36	-0,521

Ausrüstungsliste		Werknummer:		Kennz.:	
				Datum:	
Ifd. Nr.	Teil-Bezeichnung Hersteller, Typ	Serien- Nummer	Inst.	Masse [kg]	Hebelarm [m]
I 1	Höhenmesser United, 5934PD3		X	0,39	-0,415
I 2	Kompaß Airpath C2400L4			0,34	-0,381
I 3	Kompaß IFR 31-12			0,29	-0,415
I 4	Wendezeiger EGC1394T100-7Z			0,54	-0,415
I 5	Ampèremeter VDO, 190-031S3		X	0,08	-0,415
I 6	Zylinderkopftemperaturanzeige VDO		X	0,14	-0,415
I 7	Kraftstoffvorratsanzeige VDO 301-035-SB		X	0,09	-0,415
I 8	Ansaugdruckanzeige Uma 7-100-20			0,13	-0,415
I 9	Öldruckanzeige VDO 350-041SB		X	0,14	-0,415
I 10	Öltemperaturanzeige VDO 310-012SB		X	0,14	-0,415
I 11	Kurskreisel R.C.Allen, RCA15AK-2			1,11	-0,415
I 12	Künstlicher Horizont R.C.Allen, RCA26AK-1			1,10	-0,415
I 13	Fahrtmesser United, 8000		X	0,30	-0,415
I 14	Wendezeiger United, 9000		X	0,56	-0,415
I 15	Variometer United, 7000		X	0,35	-0,415
I 16	Drehzahlmesser Mitchell, D1-1125240		X	0,38	-0,415
I 17	Wendezeiger R.C. Allen, 56-3BL			0,56	-0,415
I 18	Ansaugdruckanzeige Mitchell, D1-111-5076			0,13	-0,415
I 19	Künstlicher Horizont B. F. Goodrich, 5040033943			1,14	-0,415
I 20	Kurskreisel B. F. Goodrich, 5050031927			1,34	-0,415

Equipment List		Airplane Serial No.:		Registr.: <i>D-Enol</i>	
				Date: <i>30.09.15</i>	
Seq. No.:	Part Description, Manufacturer, Type	Serial No.:	Inst.	Weight [lbs] (kg)	Arm [in] (m)
I1	Altimeter United, 5934PD3			0.86 (0.39)	-16.35 (-0.415)
I2	Compass Airpath C2300L4			0.75 (0.34)	-15.0 (-0.381)
I3	Compass IFR 31-12			0.64 (0.290)	-16.35 (-0.415)
I4	Turn Coordinator EGC 1394T100-7Z			1.2 (0.54)	-16.35 (-0.415)
I5	Ammeter VDO,190-031S3			0.18 (0.08)	-16.35 (-0.415)
I6	Cylinder Head Temp. Indicator VDO 310-025S8			0.31 (0.14)	-16.35 (-0.415)
I7	Fuel Quantity Indicator VDO 301-035SB			0.20 (0.09)	-16.35 (-0.415)
I8	Manifold Pressure Indicator Uma 7-100-20			0.29 (0.13)	-16.35 (-0.415)
I9	Oil Pressure Indicator VDO 350-041SB			0.31 (0.14)	-16.35 (-0.415)
I10	Oil Pressure Indicator (Installed by SB DA20-79-08) 20-7930-00-00	<i>050707386- 100000(3)</i>	<i>X</i>	.031 (0.14)	-16.35 (-0.415)
I11	Oil Temperature Indicator VDO 310-012SB			0.31 (0.14)	-16.35 (-0.415)
I12	Directional Gyro R.C.Allen, RCA15AK-2			2.45 (1.11)	-16.35 (-0.415)
I13	Artificial Horizon R.C.Allen, RCA26AK-1			2.43 (1.10)	-16.35 (-0.415)
I14	Airspeed Indicator United, 8000			0.66 (0.30)	-16.35 (-0.415)
I15	Turn and Slip Indicator RCA Allen 56-3BL			1.23 (0.56)	-16.35 (-0.415)
I16	Vertical Speed Indicator United, 7000			0.77 (0.35)	-16.35 (-0.415)
I17	RPM Indicator Mitchell D1-112-5240			0.84 (0.38)	-16.35 (-0.415)
I18	Manifold Pressure Indicator Mitchel D1-111-5076			0.29 (0.13)	-16.35 (-0.415)
I19	Artificial Horizon B.F. Goodrich, 5040033943			2.5 (1.14)	-16.35 (-0.415)
I20	Directional Gyro B.F. Goodrich, 5050031927			3.0 (1.34)	-16.35 (-0.415)
I21	RPM Indicator Rotax, DAI# 20-3910-01-09			0.43 (0.19)	-16.35 (-0.415)
I22	RPM Indicator Superior Labs SL1010-12009-11-N00			0.60 (0.27)	-16.35 (-0.415)

Ausrüstungsliste		Werknummer:		Kennz.:	
				Datum:	
Ifd. Nr.	Teil-Bezeichnung Hersteller, Typ	Serien- Nummer	Inst.	Masse [kg]	Hebelarm [m]
V 1	Radverkleidung, Hauptrad DIAMOND		X	1,20	+0,700
V 2	Radverkleidung, Bugrad DIAMOND		X	1,20	-1,139
V 3	Sitzkissen, Standard DIAMOND, 2-teilig			2,05	+0,305
V 4	Sitzkissen, Leder DIAMOND, 2-teilig			2,55	+0,305
V 5	Feuerlöscher AMEREX, A 620			1,02	-0,895

ABSCHNITT 7

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

	Seite
7. 1. EINFÜHRUNG	7- 1
7. 2. FLUGWERK	7- 2
7. 3. STEUERUNGSANLAGE	7- 3
7. 4. INSTRUMENTENBRETT	7- 5
7. 5. FAHRWERK	7- 7
7. 6. SITZE UND SICHERHEITSGURTE	7- 8
7. 7. GEPÄCKRAUM	7- 9
7. 8. KABINENHAUBE	7- 9
7. 9. TRIEBWERK	7-10
7.10. KRAFTSTOFFANLAGE	7-12
7.11. ELEKTRISCHE ANLAGE	7-14
7.12. STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM	7-17
7.13. ÜBERZIEHWARNUNG	7-18
7.14. AVIONIK	7-18

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.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 7 - 1
------------	-----------------------	----------------

7.2. FLUGWERK

7.2.1. Rumpf

Der GFK-Rumpf ist in Halbschalenbauweise hergestellt. Die Brandschutzverkleidung des Brandspantes besteht aus einem besonders feuerhemmenden Spezialvlies, das auf der Motorseite durch ein rostfreies Stahlblech abgedeckt ist. Der Hauptspant ist ein CFK/GFK-Bauteil.

Das Instrumentenbrett aus Metall erlaubt die Ausrüstung des Flugzeuges mit Instrumenten bis zu einer Höchstmasse von 25 kg.

7.2.2. Flügel

Die GFK-Flügel sind in Halbschalen-Sandwichbauweise gefertigt und enthalten einen CFK-Holm. Die Querruder und Landeklappen bestehen aus CFK und sind mittels Alu-Beschlägen am Flügel befestigt.

Die Flügel-Rumpfverbindung erfolgt durch je drei Bolzen. Die sogenannten A- und B-Bolzen sind an der Wurzelrippe des Rumpfes befestigt. Der A-Bolzen ist vor dem Holmtunnel plaziert, der B-Bolzen befindet sich in der Nähe der Tragflächenhinterkante. Die beiden Hauptbolzen sind in der Mitte des Holmtunnels (Hauptspant) plaziert. Sie sind zwischen den Rückenlehnen zugänglich und können von der Vorderseite eingesetzt werden. Eine federbelastete Befestigung verriegelt beide Bolzengriffe und sichert sie hierdurch.

7.2.3. Leitwerk

Seitenruder und Höhenleitwerk sind in Halbschalen-Sandwichbauweise hergestellt. In der Seitenflosse befindet sich die Antenne für das Funkgerät (COM), die Höhenflosse enthält eine Antenne für die Navigationsausrüstung (NAV).

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 7 - 2
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

7.3. STEUERUNGSANLAGE

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

Höhenrunderkräfte können durch die elektrische Trimmung ausgeglichen werden.

7.3.1. Trimmung

Die elektrische Trimmung wird über einen Kippschalter, der auf der Mittelkonsole hinter den Triebwerksbedienhebeln plaziert ist, betätigt. Die digitale Kontrollanzeige zur aktuellen Trimmposition ist in der Mitte des Instrumentenbrettes angebracht.

Der Schalter aktiviert einen elektrischen Stellmotor neben der vertikalen Stoßstange in der Seitenrunderfinne. Dieser übt eine Kraft über Federn auf die Höhenrundersteuerung aus. Der entsprechende Sicherungsschalter befindet sich in der Sicherungsleiste und kann ebenfalls manuell gezogen werden.

Schalter nach vorne = kopflastig

7.3.2. Landeklappen

Die Landeklappen werden durch einen Elektromotor angetrieben. Sie werden über einen Landeklappenbedienschalter mit drei Stellungen am Instrumentenbrett betätigt. Die drei Stellungen des Schalters entsprechen jeweils den Stellungen der Landeklappen, wobei für die Reisetstellung 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 das Überfahren der Endstellung gesichert.

Der elektrische Landeklappenantrieb ist mittels eines Sicherungsautomaten (3,5 A) abgesichert, der sich in der Sicherungsleiste befindet und ebenfalls manuell abgeschaltet werden kann.

1. Änderung	Datum 05. Juli 1996	Seite 7 - 3
--------------------	--------------------------------------	------------------------------

7.3.3. Landeklappenstellungsanzeige

Die Anzeige der aktuellen Landeklappenstellung erfolgt über drei Kontrollampen neben dem Landeklappenbedienschalter.

Landeklappenstellung	Beschreibung	Lampe	Winkel
CRUISE	Reisflugstellung	grün	0°
T/O	Startstellung	gelb	15°
LDG	Landstellung	gelb	40°

Leuchten zwei Lampen gleichzeitig, befinden sich die Landeklappen zwischen den angezeigten Stellungen. Dies ist der Fall, wenn die Landeklappen in Bewegung sind.

7.3.4. Pedalverstellung

ANMERKUNG

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

Durch Ziehen des schwarzen T-Griffes, der vor dem Steuerknüppel liegt, werden die Pedale für Seitenruder und Fußspitzenbremsen entriegelt.

Vorstellen: Bei unter Zug gehaltenem T-Griff Pedale mit den Füßen nach vorne drücken.
Zurückstellen: Mittels T-Griff Pedale in gewünschte Position zurückziehen.

ANMERKUNG

Nachdem der T-Griff losgelassen wurde, sind die Pedale mit den Füßen bis zum Einrasten nach vorne zu drücken. Der T-Griff ist anschließend in seiner Halterung zu verstauen.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 7 - 4
--------------------	------------------------------	-----------------------

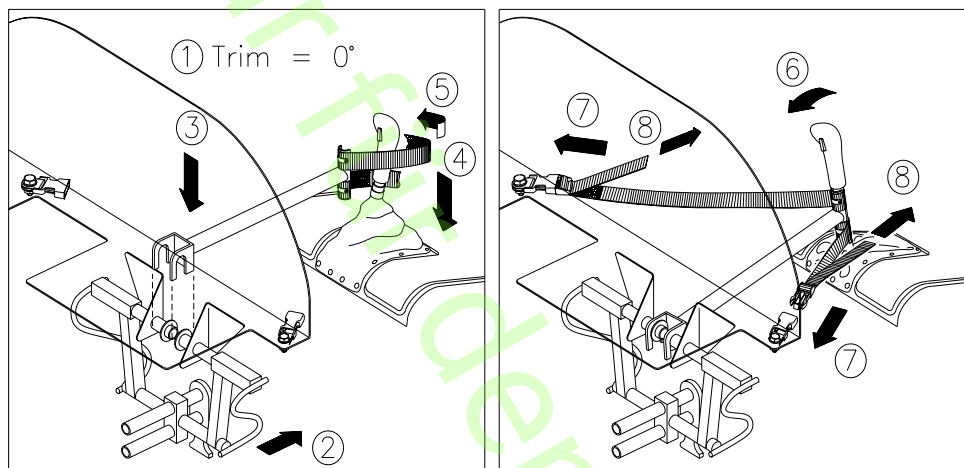
7.3.5. Steuerknüppelarretierung

Eine Steuerknüppelarretierung (P/N 20-1000-01-00) wird mit jedem Flugzeug mitgeliefert und sollte immer dann eingesetzt werden, wenn das Flugzeug abgestellt wird.

ANMERKUNG

Die Steuerknüppelarretierung verhindert am geparkten Flugzeug Schäden an der Steueranlage, die durch Windböen verursacht werden könnten.

Einbau und Entfernen der Steuerknüppelarretierung:

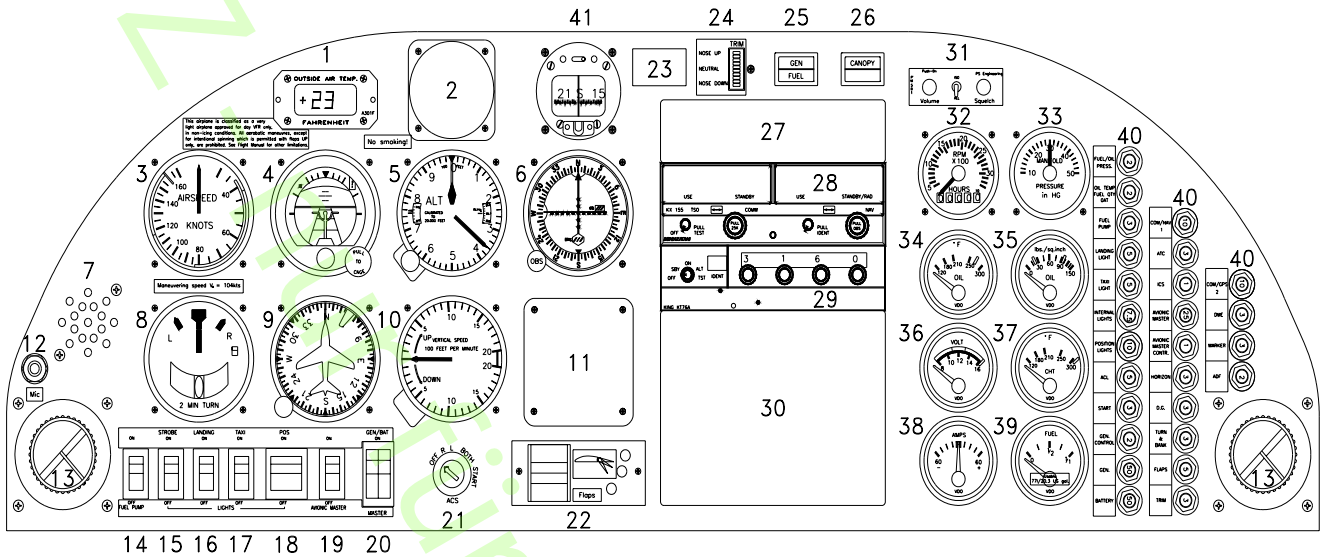


1. Flugzeug auf Null (0) Grad trimmen.
2. Die linken Pedale voll nach hinten ziehen und prüfen, daß sie eingerastet sind.
3. Das Ende der Steuerknüppelarretierung an den Pedalen befestigen (siehe Abbildung).
4. Die Ledermanschette am Steuerknüppel nach unten drücken und den Steuerknüppel bis zum Anschlag gegen die Steuerknüppelarretierung drücken.
5. Die Riemen wie dargestellt um den Steuerknüppel führen und den Steuerknüppel nach vorne ziehen.
6. Die Riemen an den links und rechts unter dem Instrumentenbrett angebrachten Verschlüssen befestigen.
7. Die Gurte nach Bedarf spannen. Der Gurt sollte fest sitzen, um die Steueranlage ordentlich zu sichern.
8. **Zum Entfernen**, Steuerknüppel nach vorne ziehen (um die Spannung der Gurte lockern). Gurte abklemmen, Steuerknüppelarretierung entfernen und im Gepäckfach verstauen.

1. Änderung	Datum 05. Juli 1996	Seite 7 - 4A
--------------------	-------------------------------	------------------------

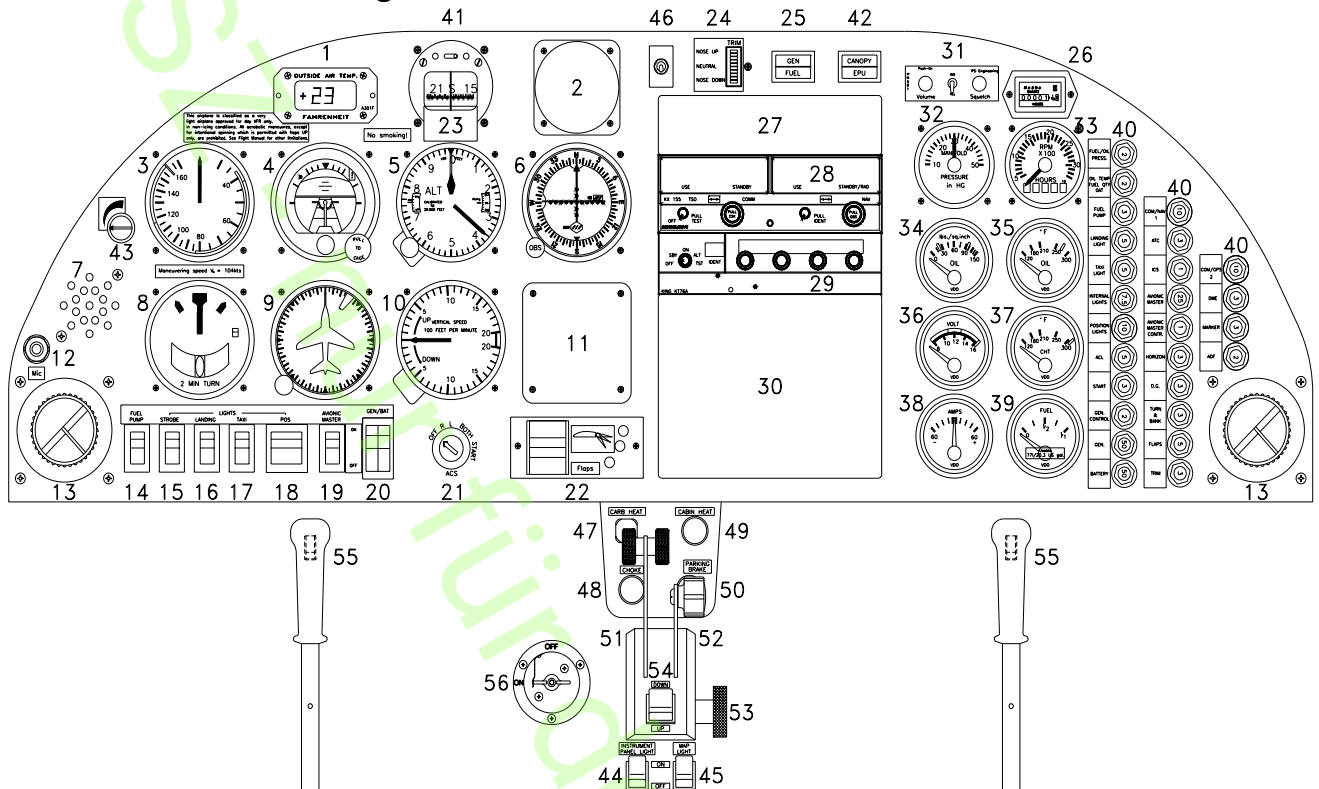
7.4. INSTRUMENTENBRETT

Gültig nur für S/N 10002 bis S/N 10020, außer Service Bulletin 95-01 wurde durchgeführt.



#	Bezeichnung	#	Bezeichnung	#	Bezeichnung
1	Außentemperatur	17	Schalter Rollscheinwerfer	32	Drehzahlmesser
2	Frei	18	Schalter Positionslichter	33	Ansaugdruckanzeige
3	Fahrtmesser	19	Avionik-Hauptschalter	34	Öltemperaturanzeige
4	Künstl. Horizont	20	Hauptschalter	35	Öldruckanzeige
5	Höhenmesser	21	Zünd- u. Startschalter	36	Voltmeter
6	VOR-Anzeige (CDI)	22	Landeklappensteuergerät	37	Zylinderkopftemperaturanzeige
7	Überziehwarnung	23	Deviationstabelle	38	Ampèremeter
8	Wendezeiger	24	Trimmungsanzeige	39	Kraftstoffanzeige
9	Kurskreisel	25	Warnlichter	40	Sicherungen
10	Variometer	26	Kabinenhaubenverriegelungswarnlicht	41	Kompaß
11	Frei	27	Frei		
12	Mikrofonbuchse	28	COM/NAV		
13	Frischlufdüse	29	Transponder		
14	Kraftstoffpumpe	30	Frei		
15	Schalter Strobe Light	31	Intercom		
16	Landescheinwerfer				

Gültig nur für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde.



#	Bezeichnung	#	Bezeichnung	#	Bezeichnung
1	Außentemperatur	21	Zünd- u. Startschalter	40	Sicherungen
2	Frei	22	Landeklappensteuerggerät	41	Kompaß
3	Fahrtmesser	23	Deviationstabelle	42	Kabinenhaubenverriegelungswarnlicht
4	Künstl. Horizont	24	Trimmungsanzeige	43	Innenbeleuchtungsregler
5	Höhenmesser	25	Warnlichter	44	Schalter Inst.-beleuchtung
6	VOR-Anzeige (CDI)	26	Betriebsstundenzähler	45	Schalter Kartenlicht
7	Überziehwarnung	27	Frei	46	Dimmer
8	Wendezeiger	28	COM/NAV	47	Trimmungsanzeige
9	Kurskreisel	29	Transponder	48	Vergaservorwärmung
10	Variometer	30	Frei	49	Choke
11	Frei	31	Intercom	50	Cockpitheizung
12	Mikrofonbuchse	32	Ansaugdruckanzeige	51	Parkbremse
13	Frischluftdüse	33	Drehzahlmesser	52	Gashebel
14	Schalter Kraftstoffpumpe	34	Öldruckanzeige	53	Propellerverstellhebel
15	Schalter Strobe Light	35	Öltemperaturanzeige	54	Drehknopf für Gängigkeit
16	Landescheinwerfer	36	Voltmeter	55	Gas- u. Prop.verstellhebel
17	Schalter Rollscheinwerfer	37	Zylinderkopftemperaturanzeige	56	Trimmungsschalter
18	Schalter Positionslichter	38	Ampèremeter		Mikrofonschalter
19	Avionik-Hauptschalter	39	Kraftstoffanzeige		Brandhahn
20	Hauptschalter				

1. Änderung	Datum 05. Juli 1996	Seite 7 - 6
-------------	------------------------	----------------

7.4.1. Flugüberwachungsinstrumente

Die Flugüberwachungsinstrumente sind im Instrumentenbrett auf der Pilotenseite angebracht.

7.4.2. Cockpitheizung

Das Cockpitheizungs- und Scheibenenteisungssystem leitet Stauluft durch den Kühler des Motors und um den Wärmetauscher (um den Schalldämpfer) zur Warmluftregelklappe. Von dort wird die warme Luft zu den Scheibenenteisungsdüsen und zum Kabinenboden geführt.

Der Zugknopf für die Regelung der Heizung befindet sich vor der Mittelkonsole.

Regler gezogen = Heizung ein

7.4.3. Cockpitbelüftung

Die Lüftung wird an zwei seitlichen schwenkbaren Lüftungsdüsen 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 frei nachlaufendem Bugrad. Die Federung des Bugrades 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).

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 7 - 7
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

7.5.1. Radbremse

Hydraulisch betätigte Scheibenbremsen wirken auf die Räder des Hauptfahrwerks. Die Radbremzen werden über Fußspitzenpedale entweder auf der Piloten- oder Copilotenseite einzeln betätigt. Wenn auf der Pilotenseite das Bremssystem für das linke oder rechte Rad ausfällt, so fällt auch das entsprechende Bremssystem auf der Copilotenseite aus. Wenn auf der Copilotenseite das Bremssystem ausfällt, so fällt auch das Bremssystem auf der Pilotenseite aus.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn die Füße auf die Bremspedale gesetzt werden, ist darauf zu achten, daß die Füße nicht durch die darüberliegende Mimik behindert werden, was zu einer Beeinträchtigung der Wirksamkeit des Bremsens haben könnte.

7.5.2. Parkbremse

Der Zugknopf sitzt an der Mittelkonsole vor dem Throttle Quadrant 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.

7.6. SITZE UND SICHERHEITSGURTE

Die Sitzschalen sind herausnehmbar, um die Wartung und Kontrolle der darunterliegenden Steuerung zu ermöglichen. Verkleidungen an den Steuerknüppeln verhindern deren Blockieren durch Hineinfallen von Fremdkörpern.

Die Sitze sind mit herausnehmbaren Polstern ausgestattet. Statt der Polster können auch manuell auslösbare 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 Sicherheitsgurten versehen. Zum Schließen der Gurte wird zunächst das Beckengurtende durch beide Schultergurtenden gesteckt, bevor man das Beckengurtende in das Gurtschloß einsteckt. Geöffnet werden die Gurte durch Ziehen der Schnalle am Gurtschloß.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 7 - 8
--------------------	------------------------------	-----------------------

7.7. GEPÄCKRAUM

Der Gepäckraum befindet sich hinter den Sitzen über dem Kraftstofftank. Gepäckstücke sollten gleichmäßig über den Gepäckraum verteilt geladen werden. Das Gepäcknetz ist einzuhängen.

WICHTIGER HINWEIS

Es ist sicherzustellen, daß die Grenzen der Gepäckzuladung (20 Kg.), der Flugzeugzuladung und der Schwerpunktlage eingehalten werden.

7.8. KABINENHAUBE

Verriegelung:

Die Kabinenhaube wird durch herunterziehen an den Griffen vorne am Haubenrahmen geschlossen. Danach wird sie durch nach vorne drücken der rechts und links am Rahmen angebrachten Verschußhebel verriegelt.

Verriegeln: Beide Hebel nach vorne schieben.

Öffnen: Beide Hebel nach hinten ziehen.

Oben in der Mitte des Instrumentenbrettes ist ein Warnlicht installiert, es gibt Auskunft über die Verriegelung der Kabinenhaube. Wenn das Warnlicht leuchtet, ist die Kabinenhaube nicht ordnungsgemäß verriegelt.

Im Notfall kann die Kabinenhaube von links außen geöffnet werden, indem der Verschußhebel zurückgezogen wird und der Notöffnungshebel bis zum Anschlag nach vorne geschoben wird. Nun kann die Kabinenhaube nach oben geöffnet werden.

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Anlassen des Triebwerkes muß die Kabinenhaube geschlossen und verriegelt sein.

ANMERKUNG

Der Hauptschalter muß AN sein, damit das Warnlicht der Kabinenhaubenverriegelung funktioniert.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 7 - 9
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

7.9. TRIEBWERK

7.9.1. Motor

Rotax 912, Vierzylinder-Viertakt-Boxermotor, flüssigkeitsgekühlte Zylinderköpfe, luftgekühlte Zylinder.

Der Propeller wird über ein integriertes Getriebe angetrieben (Kurbelwellendrehzahlen in Klammern)

Hubraum:	1211 cm ³
Max. Startleistung (5 min):	59,6 kW / 80 PS bei 2550 (5800) RPM
Max. Dauerleistung:	58,0 kW / 78 PS bei 2420 (5500) RPM

Weitere Angaben sind dem Motorbetriebshandbuch zu entnehmen.

Die Motorüberwachungsinstrumente befinden sich im Armaturenbrett auf der Copilotenseite. Der Zündungsschalter ist als Schlüsselschalter ausgeführt. Durch Drehung bis zur Stellung BOTH wird die Zündung eingeschaltet. Durch weiteres Rechtsdrehen gegen den Federdruck bis zum Anschlag (START) wird der Anlasser betätigt. Das Triebwerk wird über den Zündungsschalter abgestellt.

Der Propeller kann problemlos per Hand um ca. 30° gedreht werden, dies liegt an der Konstruktion der Getriebebox. Plötzliche Bewegungen am Gashebel sollten deshalb unterbleiben, um Belastungen der Getriebebox zu vermeiden.

7.9.2. Vergaservorwärmung, Gashebel, Propellerverstellhebel

Der Gashebel und der Propellerverstellhebel sind auf der Mittelkonsole zusammengefaßt (Throttle Quadrant). Die Reibung/Gängigkeit dieser beiden Hebel kann durch einen Drehknopf an der rechten Seite der Mittelkonsole angepaßt werden. Der Hebel der Vergaservorwärmung ist vor der Mittelkonsole angebracht.

Vergaservorwärmung: Quadratischer Knopf, vor dem Gashebel in der Mittelkonsole
Knopf gezogen = Vorwärmung EIN
Im Normalbetrieb ist die Vergaservorwärmung AUS (Hebel vorne)

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 7 - 10
--------------------	------------------------------	------------------------

Gashebel: Großer Hebel mit schwarzem zylindrischem Griff
 Hebel ganz vorne = Vollgas
 Hebel ganz hinten = Leerlauf

Propellerverstellhebel: Blauer geriffelter Hebel, rechts des Gashebels

Position des Hebels	Drehzahl	Steigung
ganz vorne	max.	klein
ganz hinten	min.	groß

(Siehe auch Seite 7-10)

7.9.3. Choke

Kleiner schwarzer Knopf in der Mitte unter dem Instrumentenbrett (selbstrückstellend),
 Knopf gezogen = Choke EIN.

7.9.4. Propeller

Es wird ein Hoffmann HO-V352F Propeller für die DA 20 KATANA verwendet. Er hat eine stufenlos hydraulisch geregelte Propellerverstellung durch einen Woodward Propellerregler. Sobald eine gewünschte Propellerdrehzahl vorgewählt wird, hält der Regler die Drehzahl konstant, unabhängig von Ladedruck und Fluggeschwindigkeit.

7.9.5. Propellerregler

Woodward A 210786.

7.9.6. Propellerverstellung

Die Propellerverstellung erfolgt über den Propellerverstellhebel an der Mittelkonsole (Throttle Quadrant) rechts neben dem Gashebel. Ziehen am Hebel bewirkt eine Verringerung der Drehzahl. Durch den Regler wird die eingestellte Drehzahl konstant gehalten, unabhängig von der Fluggeschwindigkeit und der Stellung des Gashebels. Reicht die am Gashebel eingestellte Motorleistung nicht aus, um die gewählte Drehzahl aufrechtzuerhalten, gehen die Propellerblätter auf die kleinstmögliche Steigung.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 7 - 11
--------------------	------------------------------	------------------------

Der Propellerregler ist an den Motor angeflanscht. Er wird direkt vom Motor angetrieben. Der Propellerreglerölkreislauf ist ein Teil des Motorölkreislaufes. Bei Defekten im Regler- oder Ölsystem laufen die Blätter ebenfalls auf die kleinstmögliche Steigung. Die Propellerblätter können per Hand von der kleinsten zur größten Steigung bewegt werden.

7.9.7. Schmierung

Das Triebwerk ist mit einer Zwangsschmierung durch einen Trockensumpf ausgestattet. Wenn das Triebwerk für eine längere Zeit nicht betrieben wird, kann es sein, daß etwas Öl zurück in die Zylinder fließt. Daraus resultiert eine falsche Anzeige am Ölmeßstab. Daher soll in solchen Fällen das Triebwerk für 30 Sekunden im Leerlauf betrieben werden, bevor Öl nachgefüllt wird

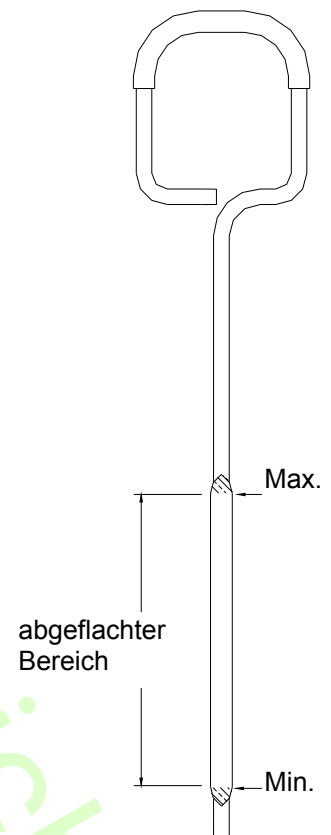
WICHTIGER HINWEIS

Das Triebwerk niemals ohne Deckel auf dem Öleinlass betreiben. Normale Verfahren und Beschränkungen beim Betrieb beachten.

Das Triebwerk abstellen und Ölstand am Meßstab kontrollieren. Der Ölstand muß sich im abgeflachten Bereich am Meßstab zwischen der Min. und dem Max-Markierung befinden.

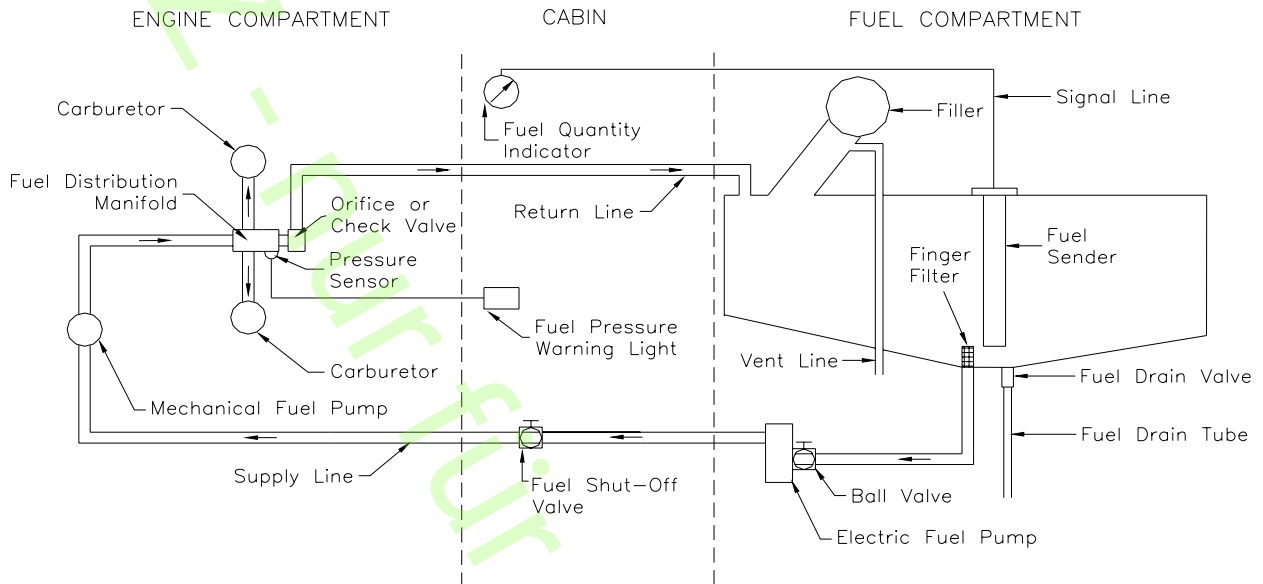
ANMERKUNG

Nichtbeachten obiger Verfahren kann das Überfüllen des Ölbehälters nach sich ziehen.



2. Änderung	Datum 28. Juli 1997	Seite 7 - 11A
-------------	------------------------	------------------

7.10. KRAFTSTOFFANLAGE



Der Aluminiumtank befindet sich hinter der Rückenlehne unter dem Gepäckraum. Er faßt 76 Liter, davon sind 74 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.

An der Tankunterseite ist ein Fingerfilter eingebaut. Von dort fließt der Kraftstoff zur elektrischen Kraftstoffpumpe und von dort durch den Mittelunnel zum Brandhahn. Vom Brandhahn führt eine Leitung zum Brandspantdurchgang und weiter zur mechanischen Kraftstoffpumpe. Von dort gelangt der Treibstoff zum Kraftstoffverteiler und schließlich zu den Schwimmerkammern der beiden Vergaser. Vom Kraftstoffverteiler führt eine Rücklaufleitung zum Tank. In der Rücklaufleitung befindet sich je nach Ausführung ein Rückschlagventil oder eine Düse.

Ein Benzindruckgeber ist auf den Kraftstoffverteiler montiert. Sobald der Benzindruck unter 0,1 bar (1,5 psi) fällt, leuchtet die Kraftstoffdruckwarnleuchte auf.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 7 - 12
--------------------	------------------------------	------------------------

7.10.1. Brandhahn

Der Brandhahn befindet sich links an der Mittelkonsole im Fußraum des Piloten. In geöffneter Stellung weist er parallel in Flugrichtung. Er ist durch eine Sicherheitsvorkehrung gegen unbeabsichtigtes Schließen gesichert.

WARNUNG

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

7.10.2. Tankentwässerung

Um den Kraftstoffsumpf im Tank zu entwässern, ist mittels eines Entwässerungsbehälters das federbelastete Messingrohrstück der Entwässerungsvorrichtung durch Hochdrücken zu entlasten. Das Messingrohr steht ca. 30 mm aus der Rumpfschale heraus und befindet sich auf der linken Rumpfunterseite etwa unterhalb des Tankeinfüllstutzens.

7.10.3. Tauchheber zur Kontrolle des Tankinhalts

Ein Tauchheber (P/N 20-1200-02-00) wird mit dem Flugzeug mitgeliefert und ermöglicht das direkte Ermitteln des Tankinhalts während der Außenkontrolle.

ANMERKUNG

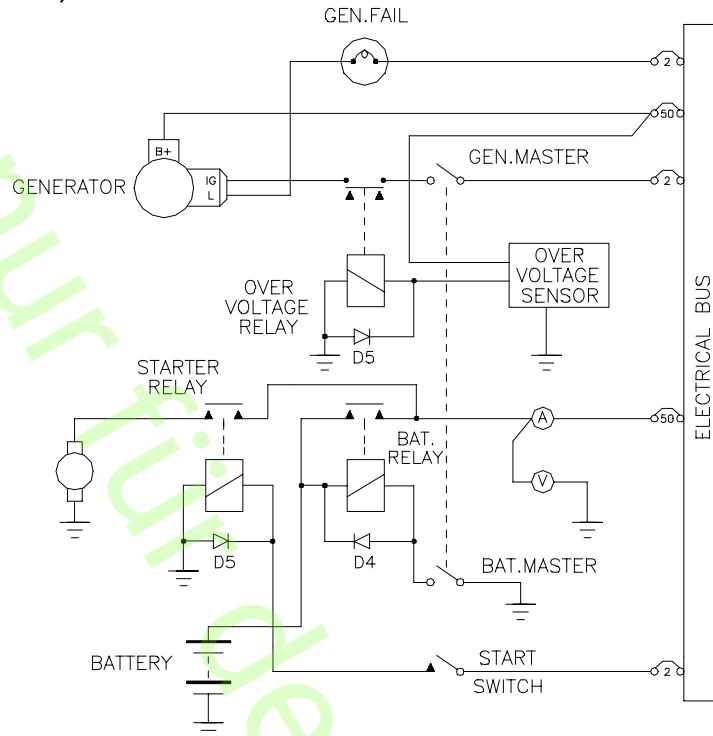
Elektrische Kraftstoffanzeigen können falsche Werte anzeigen. Deshalb ist der Tankinhalt vor jedem Flug mit dem Tauchheber zu überprüfen.

Um den Tankinhalt zu überprüfen, ist das skalierte Ende des Tauchhebers durch den Tankeinfüllstutzen in den Tank zu stecken, bis dieser den Tankboden berührt. Mit einem Finger das obere Ende des Tauchhebers zudecken, diesen wieder herausziehen und den Tankinhalt ablesen. Der Tauchheber ist in Vierteln des vollen Tanks (76 Liter) unterteilt.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 7 - 13
--------------------	------------------------------	------------------------

7.11. ELEKTRISCHE ANLAGE

Schaltplan (vereinfacht):



7.11.1. Stromversorgung

Eine 12 Volt-Batterie ist über die Hauptsicherung (50 Ampère) mit dem Bordnetz verbunden. Ein 40 Ampère-Generator ist am Motor in der Nähe der Propellernabe angebracht, dieser lädt die Batterie über die Generatorsicherung (50 Ampère). Beide Sicherungen können manuell gezogen werden. Die Generatorwarnleuchte wird durch die Spannungskontrolleinheit aktiviert und leuchtet auf, falls der Generator die Batterie nicht lädt.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 7 - 14
------------	-----------------------	-----------------

7.11.2. Zündung

Das Triebwerk ist mit zwei unabhängigen Zündkreisläufen ausgestattet. Die beiden Magnete sind von der Stromversorgung unabhängig; sie sind in Funktion, sobald die Propellerdrehzahl mehr als 100 Umdrehungen pro Minute beträgt. Dies gewährleistet sicheren Motorbetrieb auch bei Stromausfall.

WARNUNG

Wenn der Zündschlüssel in die Position L, R oder BOTH gedreht wird, sind die entsprechenden Magnete „scharf“. Wird in diesem Zustand der Propeller gedreht, kann das Triebwerk zünden und dadurch ernsthaften Sach- oder Personenschaden verursachen.

7.11.3. 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, jedoch einen Schalter benötigen, werden mit einem Kippschalter links unten im Instrumentenbretts bedient. Abschnitt 7.4. enthält eine Darstellung des Instrumentenbrettes.

7.11.4. Voltmeter

Das Voltmeter zeigt den Status im Stromnetz an. Es besteht aus einer Anzeige, die von 8 bis 16 Volt in Abständen von 2 Volt markiert ist.

Die Anzeige ist in 3 farbige Bereiche unterteilt, um den Status des Stromnetzes zu visualisieren. Diese Bereiche sind:

Rot	8,0 - 11,0 Volt
Gelb	11,0 - 12,5 Volt
Grün	12,5 - 16,0 Volt
Rote Linie	bei 16,1 Volt

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 7 - 15
-------------------	-------------------------------------	-------------------------------

7.11.5. Ampèremeter

Das Ampèremeter zeigt das Laden (+) beziehungsweise das Entladen (-) der Batterie an. Es besteht aus einer Anzeige, die von -60 bis +60 Ampère beschriftet ist.

7.11.6. Generatorwarnleuchte

Die Generatorwarnleuchte (Farbe: Rot) spricht an bei:

- Generatorausfall, keine Leistung vom Generator

Als einzige verbleibende Stromquelle verbleibt die Batterie (20 Ampère für 30 Minuten).

7.11.7. Kraftstoffdruckwarnleuchte

Sobald der Benzindruck unter 0,1 bar (1,45 psi) fällt, schließt der Benzindruckschalter, und die Kraftstoffdruckwarnleuchte leuchtet auf.

7.11.8. 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.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 7 - 16
------------	-----------------------	-----------------

7.11.9. Innenbeleuchtung

(Gültig nur für S/N 10021 und folgende und für S/N 10002 bis S/N 10020, falls Service Bulletin 95-01 durchgeführt wurde)

Die Innenbeleuchtung der DA 20 KATANA besteht aus einer Beleuchtungseinheit hinter den Köpfen der Piloten in der Mitte am oberen Kabinenrahmen, sie besteht aus zwei Lampen zur Beleuchtung des Instrumentenbrettes und einer Lampe zum Lesen der Karte. Die Schalter hierfür sind auf der Mittelkonsole hinter dem Trimmbedienschalter angebracht. Auf der linken Seite des Instrumentenbrettes befindet sich ein Schalter zur Helligkeitsregelung der Instrumentenbrettbeleuchtung. Außerdem befindet sich in der Mitte oben am Instrumentenbrett ein Kippschalter zur Helligkeitsregelung der Landeklappenanzeige und der Trimmungsanzeige. Eine rote LED ist zur Beleuchtung des Brandhahnes unter dem Instrumentenbrett auf der Pilotenseite angebracht.

7.12. STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM

Der Gesamtdruck wird an der Tragflügelvorderkante durch eine kalibrierte Meßdüse unter dem linken Flügel gemessen. Der statische Druck wird mit zwei Bohrungen an derselben Düse an deren Unter- und Hinterkante gemessen. Zum Schutz gegen Wasser und Feuchtigkeit befinden sich Wassersümpfe in dieser Leitung, welche unter der linken Sitzschale zugänglich sind.

Der Fehler des Statikdrucksystemes ist klein genug, um für die Höhenmessung vernachlässigt werden zu können. Für den Fahrtmesserfehler finden sich Hinweise im Abschnitt 5.

Um Verschmutzung und eine daraus resultierende Fehlfunktion der betroffenen Systeme zu vermeiden, sollte die Meßdüse des Statik- und Staudrucksystems immer dann geschützt sein, wenn das Flugzeug abgestellt wird.

ANMERKUNG

Nur den mitgelieferten Staurohrschutz (P/N 20-1010-01-00) mit dem anhängenden Wimpel „Remove before Flight“ verwenden.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 7 - 17
--------------------	-------------------------------------	-------------------------------

7.13. ÜBERZIEHWARNUNG

Das Unterschreiten einer Geschwindigkeit, die etwa der 1,1-fachen Überziehgeschwindigkeit entspricht, wird durch ein Signalhorn signalisiert, das sich links im Instrumentenpanel befindet. Es wird um so lauter, je näher man der Überziehgeschwindigkeit kommt. Durch Sog an einer Bohrung in der linken Tragflügel Nase wird das Horn über eine Schlauchleitung aktiviert. Ein roter Ring um die Bohrung im linken Flügel markiert die Bohrung.

Um Verschmutzung und eine daraus resultierende Fehlfunktion der Überziehwarnanlage zu vermeiden, sollte die Bohrung der Überziehwarnung immer dann verschlossen sein, wenn das Flugzeug abgestellt wird.

ANMERKUNG

Nur den mitgelieferten Überziehwarnanlagenschutz (P/N 20-3411-00-02) mit dem anhängenden Wimpel „Remove before Flight“ verwenden.

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 in der Rückenlehne.

Die Bedienung der Avionikgeräte ist im Abschnitt 9 beschrieben.

1. Änderung	Datum 05. Juli 1997	Seite 7 - 18
--------------------	--------------------------------------	-------------------------------

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	8-4
8.4.3. Verankern	8-4
8.4.4. Aufbocken	8-4
8.4.5. Straßentransport	8-5
8.5. REINIGUNG UND PFLEGE	
8.5.1. Lackoberflächen	8-6
8.5.2. Kabinenhaube	8-7
8.5.3. Propeller	8-7
8.5.4. Motor	8-7
8.5.5. Innenraum, Sitze und Teppiche	8-7

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 8 - 1
-------------------	------------------------------	-----------------------

8.1. EINFÜHRUNG

In Abschnitt 8 werden vom Hersteller Verfahren zur korrekten Handhabung am Boden sowie zur Pflege beschrieben. Darüber hinaus werden 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 1.000 Stunden Flugzeit. Die jeweils erforderlichen Wartungsmaßnahmen sind dem Motorhandbuch oder dem Handbuch 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. Für Reparaturen und Lackierungen ist das zutreffende Handbuch (Dokument Nr. DA201) zu beachten.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 8 - 2
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

8.4. HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT

8.4.1. Rangieren am Boden

I. Vorwärts ziehen

Das Flugzeug wird am einfachsten und sichersten mit der Schleppgabel, welche am Bugrad befestigt wird, per Hand gesteuert. Wenn das Flugzeug ohne Schleppgabel gezogen wird, folgt das Bugrad den Bewegungen des Flugzeuges. Es wird empfohlen, daß die Schleppgabel zum Ziehen des Flugzeuges am Boden verwendet wird. Ziehen an der **Wurzel** des Propellers nahe am Spinner kann dies unterstützen. Falls weitere Unterstützung benötigt wird, kann die DA 20 KATANA lediglich an der Hinterkante der Flügelenden geschoben werden.

II. Rückwärts schieben

Befolgen eines einfachen Verfahrens ermöglicht problemloses rückwärts schieben der DA 20 KATANA. Hierzu wird mit einer Hand der Rumpf in der Nähe der Seitenleitwerksfinne und mit der anderen Hand an der Vorderkante des Höhenruders nahe der Mitte nach unten gedrückt, um das Bugrad anzuheben. An der Vorderkante der Höhenleitwerksfinne nahe am Rumpf kann jetzt nach hinten geschoben werden.

Mit dieser Technik kann die DA 20 KATANA einfach auf der Stelle gedreht und auch rückwärts geschoben werden. Falls weitere Unterstützung gebraucht wird, kann eine zweite Person an der **Wurzel** des Propellers oder der Tragflügelvorderkante schieben.

WICHTIGER HINWEIS

Am Spinner nicht schieben oder hochheben!

WICHTIGER HINWEIS

An den Ruderflächen nicht schieben!

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite 8 - 3
-------------	-----------------------	----------------

8.4.2. Parken

Bei kurzzeitigem Parken muß das Flugzeug gegen den Wind ausgerichtet, die Parkbremse muß angezogen, die Landeklappen müssen eingefahren werden und die Räder müssen mit Klötzen gesichert werden.

Bei längerem, unbeaufsichtigtem Parken und bei unvorhersehbaren Windverhältnissen ist das Flugzeug zusätzlich zu verankern oder zu hangarieren.

Wenn das Flugzeug abgestellt wird, muß der Stauohrschutz, der Überziehwarnanlagen-schutz und die Steuerknüppelarretierung (P/N 20-1000-01-00) angebracht werden (siehe Abschnitt 7 - Flugzeugbeschreibung).

Die Hangarierung ist zu empfehlen.

8.4.3. Verankern

Am Flugzeugheck ist die Kieflosse mit einer Bohrung versehen, die zum Verankern benutzt werden kann. Ungefähr in der Mitte des Tragflügels sind Verankerungsringe angebracht, die zur Verankerung verwendet werden sollten.

8.4.4. Aufbocken

Die DA 20 KATANA kann an zwei Aufbockpunkten unter den rumpfseitigen Wurzelrippen und der Kieflosse am Flugzeugheck aufgebockt werden.

1. Änderung	Datum 05. Juli 1996	Seite 8 - 4
--------------------	-------------------------------	-----------------------

8.4.5. Straßentransport

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

(a) Rumpf:

Der Rumpf sollte auf dem Haupt- und dem Bugfahrwerk stehen. 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 während der Fahrt beschädigt werden kann.

(b) Tragflügel:

Beide Tragflügel werden zum Straßentransport vom Rumpf getrennt. Um jegliche Beschädigungen zu vermeiden muß der Flügel im Wurzelrippenbereich auf einer mindestens 400 mm breiten, gepolsterten Schablone senkrecht auf der Profillinse gelagert werden; 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.

(c) Höhenleitwerk:

Das Höhenleitwerk ist flach auf den Boden zu legen und mit Bändern niederzuhalten oder senkrecht auf die Leitwerksnase in profilmäßige Schablonen zu stellen. Auch hier müssen alle Auflagen mit Filz oder Moosgummi gepolstert sein.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 8 - 5
------------	-----------------------	----------------

8.5. REINIGUNG UND PFLEGE

WICHTIGER HINWEIS

Starke Verschmutzung verschlechtert die Flugleistungen.

8.5.1. Lackoberflächen

Um die besten Flugeigenschaften der DA 20 KATANA zu erreichen, ist eine saubere Oberfläche äußerst wichtig. Daher wird dringend empfohlen, das Flugzeug - insbesondere die Tragflügelvorderkanten - jederzeit sauber zu halten.

Beste Reinigungsergebnisse erzielt man durch Einsatz von reichlich Wasser. Falls notwendig, kann ein mildes Reinigungsmittel hinzugefügt werden. Stärkere Verschmutzungen wie z. B. Insekten entfernt man am besten sofort nach dem Flug, denn nachdem sie angetrocknet sind, sind sie schwierig zu entfernen.

Ungefähr einmal im Jahr sollte die Oberfläche des Flugzeuges mit einer silikonfreien Autopolitur behandelt werden.

WICHTIGER HINWEIS

Reinigungsmittel basierend auf Silikonbasis sind N I C H T zu verwenden.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 8 - 6
------------	-----------------------	----------------

8.5.2. Kabinenhaube

Die DA 20 KATANA bietet eine exzellente Sicht nach außen durch die große Kabinenhaube aus Plexiglas. Es ist zwingend notwendig, daß die Reinigung der Kabinenhaube mit entsprechender Vorsicht durchgeführt wird, da sie leicht zerkratzt wird. Kratzer verschlechtern die Sicht nach außen.

Prinzipiell sollten die gleichen Regeln zur Reinigung der Kabinenhaube wie zur Reinigung der Oberfläche des Flugzeuges angewendet werden. Um stärkere Verschmutzungen zu entfernen, sollte viel Wasser verwendet werden, hierbei ist sicherzustellen, daß saubere Schwämme und ein weiches Leder verwendet wird. Sogar die kleinsten Staubkörnchen können Kratzer verursachen.

Um Reinheit zu erzielen, können Plastikreiniger wie Permatex Part No. 403D[®] oder Mirror Glaze[®] gemäß Herstelleranweisung verwendet werden. Nicht in kreisenden, sondern in geradlinigen Bewegungen reinigen.

8.5.3. Propeller

Siehe Betriebshandbuch E540 von Hoffmann Propeller (HO-V352).

8.5.4. Motor

Siehe Betriebshandbuch für den Flugzeugmotor Rotax 912.

8.5.5. Innenraum, Sitze und Teppiche

Der Innenraum sollte bei Verschmutzung mit einem Staubsauger ausgesaugt werden. Ebenso sind lose Gegenstände (Kugelschreiber, Taschen etc.) wegzuräumen oder zu sichern. Alle Anzeigeinstrumente können mit einem trockenen, weichen Tuch gesäubert werden, Kunststoffoberflächen mit einem befeuchteten Lappen ohne Reinigungsmittel.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 8 - 7
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNGEN

	Seite
9.1. ALLGEMEINES	9- 1
9.2. INDEX DER ERGÄNZUNGEN	9- 2

9.1. ALLGEMEINES

Dieser Abschnitt enthält Informationen über Zusatzausrüstung, die wahlweise in ihr Flugzeug eingebaut wurde. Die einzelnen Ergänzungen beziehen sich auf die jeweiligen eingebauten Komponenten.

Es müssen nur die ihrer entsprechenden Flugzeugkonfiguration betreffenden Ergänzungen enthalten sein.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite 9 - 1
-------------------	-------------------------------------	------------------------------

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG E1

WINTER-KIT FÜR ÖLKÜHLER

	Seite
1 ALLGEMEINES	S1-2
2 BETRIEBSGRENZEN	S1-2
3 NOTVERFAHREN	S1-2
4 NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	S1-2
5 FLUGLEISTUNGEN	S1-3
6 MASSE UND SCHWERPUNKT	S1-3

1. ALLGEMEINES

Der Winter-Kit sollte für einen Flugbetrieb bei Dauertemperaturen unter -10°C installiert werden. Der Kit besteht aus einer dauerhaft installierten Befestigungsplatte mit Hinweisschild und einem schnell entfernbaren Sperrblech für den Lufteinlaß des Ölkühlers. Das Sperrblech behindert teilweise den Lufteinlaß des Ölkühlers, um eine optimale Öltemperatur zu erhalten. Die Installation wird im Service Bulletin DA20-79-02 beschrieben.

2. BETRIEBSGRENZEN

Die höchstzulässige Starttemperatur mit installiertem Sperrblech beträgt 0°C . Das folgende Hinweisschild muß auf der Motorverkleidung, genau vor dem Lufteinlaß des Ölkühlers angebracht werden:

WICHTIGER HINWEIS

Über 0°C muß Ölkühler-Sperrblech entfernt werden
(Sperrblech sollte unter -10°C installiert werden)

3. NOTVERFAHREN

Mit installiertem Winter-Kit ändern sich die Notverfahren der DA 20 KATANA nicht.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Vorflugkontrolle:

[einzufügen nach dem Punkt 7. c) der Außenkontrolle (siehe Abschnitt 4.4.1 des Flughandbuchs)]

- Wenn OAT unter -10°C ist, Ölkühler-Sperrblech installieren (empfohlen)
- Wenn OAT über 0°C ist, Ölkühler-Sperrblech entfernen (**vorgeschrieben!**)

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite E1 - 2
------------	-----------------------	-----------------

5. FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen ändern sich mit installiertem Winter-Kit nicht.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Die Auswirkungen des Winter-Kits auf Masse und Schwerpunkt sind vernachlässigbar.

1. Ausgabe	Datum 10. Mai 1996	Seite E1 - 3
------------	-----------------------	-----------------

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG E2

BETRIEB MIT EUROPÄISCHEM KRAFTFAHRZEUGBENZIN

	Seite
1 ALLGEMEINES	S2-2
2 BETRIEBSGRENZEN	S2-2
3 NOTVERFAHREN	S2-3
4 NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	S2-3
5 FLUGLEISTUNGEN	S2-3
6 MASSE UND SCHWERPUNKT	S2-3

1. Änderung	Datum 05. Juli 1996	Seite E2 - 1
--------------------	--------------------------------------	-------------------------------

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung bezieht sich auf den Betrieb mit handelsüblichem Kraftfahrzeugbenzin, für Flugzeuge die in europäischen Ländern, welche den Betrieb mit solchen Kraftstoffen gestatten, zugelassen sind.

Diese Ergänzung betrifft nur Flugzeuge, für welche das Service Bulletin DA20-73-03, 1. Änderung durchgeführt wurde.

2. BETRIEBSGRENZEN

2.1. Zugelassene Kraftstoffspezifikationen / -sorten

Kraftstoffe der folgenden Spezifikation können einzeln oder gemischt verwendet werden:

- AVGAS 100LL
- Kraftfahrzeugbenzin, Bleifrei, Minimum ROZ 90 (EN228).

Geeignete Kraftstoffe:

- Normal
- Super
- Super Plus

ANMERKUNG

Kraftstofflieferanten produzieren Kraftfahrzeugbenzin unterschiedlicher Flüchtigkeit in Abhängigkeit der Jahreszeit und der klimatischen Lage. Kraftstoffe höherer Flüchtigkeit („Winterkraftstoffe“) sind bei gleicher Temperatur anfälliger für Dampfblasenbildung als Kraftstoffe niedrigerer Flüchtigkeit („Sommerkraftstoffe“). Im Winter oder in klimatisch kälteren Gebieten vertriebene Kraftstoffe erhöhen das Risiko der Dampfblasenbildung und der daraus folgenden möglichen Fehlfunktion des Motors bei hohen Umgebungstemperaturen.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite E2 - 2
--------------------	------------------------------	------------------------

2.2. Hinweisschilder

Neben dem Tankeinfüllstutzen:

Gesamtfassungsvermögen:	76 Liter
Ausfliegbare Menge:	74 Liter
<ul style="list-style-type: none">• Avgas 100LL• Kraftfahrzeugbenzin, Bleifrei, Min ROZ 90 <p>(Jegliche Mischungen der oben genannten Sorten sind zulässig. zu den einzelnen Spezifikationen: beachte Flughandbuch)</p>	

Diese Hinweisschilder darf nur dann angebracht werden, wenn das Service Bulletin DA20-73-03, 1. Änderung durchgeführt wurde.

3. NOTVERFAHREN

Durch den Betrieb mit Kraftfahrzeugbenzin ändern sich die Notverfahren der DA20 KATANA nicht.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Durch den Betrieb mit Kraftfahrzeugbenzin ändern sich die Normalverfahren der DA20 KATANA nicht.

5. FLUGLEISTUNGEN

Durch den Betrieb mit Kraftfahrzeugbenzin ändern sich die Flugleistungen der DA20 KATANA nicht.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Die Auswirkungen der unterschiedlichen Dichte der Kraftstoffsorten ist vernachlässigbar.

2. Änderung	Datum 12. Jan 1998	Seite E2 - 3
--------------------	------------------------------	------------------------